ISSN 2008 - 918X

بررسی جذب انرژی در جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس ۱
پریسا حسینی تهرانی - ایمان فرستاده

عیب‌یابی خودکار کمپرسور سه‌باله‌ای با استفاده از تبدیل موجک و ماشین بردار پشتیبان ۱۹
مهدی کریمی - سعید علی‌آبادی فراهانی

بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک مدل تجربی بال شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر ۳۵
عباس طربی - سجاد قاسملو - محمود مانی

تحلیل ارتعاشات آزاد تیر هدفمند دوار باریک‌شوندهٔ دو طرفه با استفاده از تئوری اولر-برنولی و روش تبدیل دیفرانسیلی ۵۱
فرزاد ابراهیمی - سمانه دشتی

بررسی تجربی اثر موقعیت برجک زیردریایی بر رفتار جریان پایین‌دست آن ۷۱
شکراله محمد بیگی - مجتبی دهقان منشادی - علی سعیدی نژاد
علی اکبر دهقان

بررسی عوامل مؤثر بر ضریب نفوذ رطوبت در خشک‌شدن سرامیک رسی و تبیین مدل تحلیلی فرآیند ۸۷
محسن باقریان - خلیل خلیلی - سید یوسف احمدی بروغنی

تلفیق مبانی فازی و یادگیری تقویتی در کنترل سیستم‌های دینامیکی ۱۰۳
مسعود گوهری منش - علی اکبر اکبری - محمد باقر نقیبی سیستانی

مدل‌سازی عددی بویلر نیروگاه توس به‌منظور امکان‌سنجی افزایش راندمان ۱۱۷
مرتضی عنبرسوز - محمد پسندیده فرد - ناصر شاله

بررسی عددی و تجربی آیرودینامیک پرهٔ کوادرتور در جریان با رینولدزهای کم ۱۳۵
سجاد محمودی - محمدحسن جوارشکیان - محمدصادق توکلی

مدل‌سازی قطرهٔ پایدار معلق در بخار به‌کمک روش شبکهٔ بولتزمان(یادداشت پژوهشی) ۱۵۳
احسان امیری راد

یک روش ترکیبی جدید برای مدل‌سازی سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی (یادداشت پژوهشی) ۱۶۳
ایمان کاردان - علیرضا اکبرزاده

ساختاری جدید از ربات سیار چرخ‌دار چندحالته با کنترل ارتفاع در سطوح ناهموار (یادداشت پژوهشی) ۱۷۳
مهدی بامداد - آرمان مردانی

سال ۲۷، شماره ۱

پاییز و زمستان، ۱۳۹۴

دانشگاه فردوسی مشهد

نشریه علوم کاربردی و محاسباتی

در مکانیک

(نشریه دانشکده مهندسی)

(علمی - پژوهشی)

شماره پیاپی ۱۳

نشریه علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

علمی ـ پژوهشی

ISSN: 2008-918X

سردبیر: دکتر محمدرضا مه‌پیکر

مدیر مسؤول: دکتر حمید نیازمند

صاحب امتیاز: دانشگاه فردوسی مشهد

هیأت تحریریه:

دکتر محمد حسین ابوالبشری	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر حمید احمدیان	استاد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مکانیک
دکتر اصغر برادران رحیمی	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر مسعود برومند	دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوا فضا
دکتر محمود پسندیده فرد	دانشیار، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر مهران تاج فر	دانشیار، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوا فضا
دکتر محمدرضا خلیلی	استاد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی مکانیک
دکترمحمود سلیمی	استاد، دانشگاه اصفهان، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر ابراهیم شیرانی چهارسوقی	استاد، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک
دکتر مسعود طهانی	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر علی عابدیان	دانشیار، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
دکتر مهران کدخدایان	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر محمدرضا مه‌پیکر	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر حمید نیازمند	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک

ویراستار علمی: دکتر محمدحسین ابوالبشری

مسئول دفتر نشریه: تکتم هوشمند

ویراستار ادبی: الهام دهقان

ویرایش و صفحه‌آرایی: فائزه علی‌اکبری

این نشریه در کتابخانه منطقه‌ای علوم و تکنولوژی شیراز (ISC) نمایه می‌شود. http://www.srlst.com

نشانی: مشهد- دانشگاه فردوسی مشهد - دانشکده مهندسی - دفتر نشریه - صندوق پستی: ۱۱۱۱-۹۱۷۷۵

تلفن : ۳۸۸۰۶۰۲۴-۰۵۱ دورنگار :۳۸۷۶۳۳۰۱-۰۵۱

پست‌الکترونیکی: **ejour@um.ac.ir** وب سایت: **http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir**

شماره نامه مجوز وزارت علوم، تحقیقات و فناوری: ۱۳۳۳۷۵ مورخ ۱۳۹۰/۷/۱۹ چاپ: انتشارات دانشگاه فردوسی مشهد

فهرست مطالب

بررسی جذب انرژی در جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس	پریسا حسینی تهرانی ایمان فرستاده	۱
عیب‌یابی خودکار کمپرسور سه‌باله‌ای با استفاده از تبدیل موجک و ماشین بردار پشتیبان	مهدی کریمی سعید علی‌آبادی فراهانی	۱۹
بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک مدل تجربی بال شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر	عباس طربی سجاد قاسملو محمود مانی	۳۵
تحلیل ارتعاشات آزاد تیر هدفمند دوار باریک‌شوندهٔ دو طرفه با استفاده از تئوری اولر-برنولی و روش تبدیل دیفرانسیلی	فرزاد ابراهیمی سمانه دشتی	۵۱
بررسی تجربی اثر موقعیت برجک زیردریایی بر رفتار جریان پایین‌دست آن	شکراله محمد بیگی مجتبی دهقان منشادی علی سعیدی نژاد علی اکبر دهقان	۷۱
بررسی عوامل مؤثر بر ضریب نفوذ رطوبت در خشک‌شدن سرامیک رسی و تبیین مدل‌تحلیلی فرآیند	محسن باقریان خلیل خلیلی سید یوسف احمدی بروغنی	۸۷
تلفیق مبانی فازی و یادگیری تقویتی در کنترل سیستم‌های دینامیکی	مسعود گوهری منش علی اکبر اکبری محمد باقر نقیبی سیستانی	۱۰۳
مدل‌سازی عددی بویلر نیروگاه توس به‌منظور امکان‌سنجی افزایش راندمان	مرتضی عنبرسوز محمد پسندیده‌فرد ناصر شاله	۱۱۷
بررسی عددی و تجربی آیرودینامیک پرهٔ کوادرتور در جریان با رینولدزهای کم	سجاد محمودی محمدحسن جوارشکیان محمدصادق توکلی	۱۳۵
مدل‌سازی قطرهٔ پایدار معلق در بخار به‌کمک روش شبکهٔ بولتزمان (یادداشت پژوهشی)	احسان امیری راد	۱۵۳
یک روش ترکیبی جدید برای مدل‌سازی سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی (یادداشت پژوهشی)	ایمان کاردان علیرضا اکبرزاده	۱۶۳
ساختاری جدید از ربات سیار چرخ‌دار چندحالته با کنترل ارتفاع در سطوح ناهموار (یادداشت پژوهشی)	مهدی بامداد آرمان مردانی	۱۷۳

بررسی جذب انرژی در جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس*

پریسا حسینی تهرانی[۱] ایمان فرستاده[۲]

چکیده *در اکثر وسایل نقلیه برای جلوگیری از خسارت‌ها و یا کاهش آن از سیستم‌های جاذب انرژی استفاده می‌شود. در این مقاله جذب انرژی در جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس مورد بررسی قرار گرفته است. پس از معرفی و نحوهٔ عملکرد این قطعه در حین برخورد، مدل‌سازی آن در نرم‌افزار آباکوس انجام شده و خصوصیات برخورد آن مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به این‌که شکل جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس هرمی است به‌منظور بررسی صحت نتایج حل عددی از یک حل تحلیلی استفاده شده است. در ادامه به‌علت این‌که ضخامت ورق جزء فداشونده زیاد است و در حین برخورد ممکن است پاره شود استفاده از مدل آسیب مناسب در شبیه‌سازی‌های عددی ضروری است. از سه مدل آسیب استفاده‌شده در این مقاله، یک مدل آسیب در خود نرم‌افزار وجود دارد و برای دو مدل آسیب دیگر کدنویسی انجام شده است و با مقایسهٔ نتایج حل عددی با نتایج تست آزمایشگاهی مدل آسیب مطلوب مشخص شده است. به‌علاوه صحت مدل آسیب مطلوب از طریق استاندارد ECE R 66 بررسی شده است. سپس برای بهبود جذب انرژی در طی برخورد از فوم‌های فلزی به‌عنوان جاذب انرژی استفاده شده است. در نهایت عملکرد جزء فداشونده پرشده از فوم با جزء فداشوندهٔ خالی مقایسه شده و عملکرد و بازدهی فوم داخل جزء فداشونده مورد ارزیابی قرار گرفته است.*

واژه‌های کلیدی جاذب انرژی، جزء فداشونده، مدل آسیب.

Study of Energy Ebsorption of Crushing Element in ER24PC Locomotive

P. Hosseini Tehrani I. Ferestadeh

Abstract *In most engineering structures the energy absorption systems are used to prevent or reduce damages. In this paper, performance of a crushing element of ER24PC locomotive is investigated. The numerical modeling of this crushing element, after introducing its operation, is performed using the Abaqus finite element software in order to evaluate its crushing characteristics. Since the shape of crushing element of ER24PC locomotive is tapered, an analytical solution has been used to validate the numerical results. Because of the thickness of crushing element, rupture may be occur in this element and using of a proper damage model is essential in order to simulate this rupture. From three damage models introduced in this paper, one damage model is already provided in Abaqus and the other two models have been coded. By comparing numerical results with experimental test results, proper damage model in software is developed and used in order to properly simulate the crashing process of considered element. The desirable damage model is verified by using ECE R66 standard. Finally in order to improve the energy absorption capacity metallic foam is used as a filler in energy absorber element. Through comparing the energy absorption behavior of foam filled crushing element with the non-filled element the foam performance in crushing element is evaluated.*

Key Words Energy absorber, crushing element, damage model.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۳/۱ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۲/۱۱ می‌باشد.

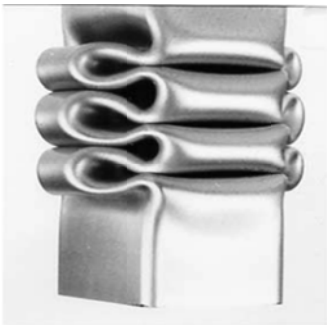
(۱) دانشیار، دانشکده مهندسی راه‌آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی راه‌آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران. imanferestade@yahoo.com

مقدمه

یکی از راه‌های جذب انرژی ضربه، استفاده از جاذب‌ها می‌باشد. این جاذب‌ها با توجه به هندسه و شرایط بارگذاری تغییرشکل‌های متفاوتی از خود نشان می‌دهند، اما در همهٔ آن‌ها تغییرشکل‌های ماندگار مانند تغییرشکل پلاستیک باعث استهلاک انرژی ضربه می‌شود. کمانش پیش‌روندهٔ دینامیکی (Dynamic progressive buckling) از متداول‌ترین روش‌های جذب انرژی در جاذب‌های انرژی جدارنازک تحت ضربهٔ محوری است.

پدیدهٔ کمانش پیش‌روندهٔ دینامیکی برای یک جاذب انرژی جدارنازک با مقطع مربعی در شکل (۱) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود به‌علت ضخامت کم، چین‌خوردگی‌ها (folding) از یک انتهای مقطع شروع می‌شوند و پیشروی می‌نماید. به همین سبب این پدیده، کمانش پیش‌رونده نامیده می‌شود [1].



شکل ۱ کمانش پیش‌روندهٔ دینامیکی در یک جاذب انرژی جدارنازک [2]

در جاذب‌های انرژی جدار ضخیم که نسبت ضخامت (h) به شعاع سطح متوسط (R) بیشتر از ۰/۰۵ است [3]، آنچه غالباً باعث تخریب سازه در حین برخورد می‌شود چین‌خوردگی همراه با پارگی ورق می‌باشد. با افزایش ضخامت ورق، مقاومت جاذب انرژی در مقابل چین‌خوردگی بیشتر می‌شود و نهایتاً پدیدهٔ کمانش پیش‌رونده در این نوع جاذب‌ها رخ نمی‌دهد.

وانگ و لو در سال ۲۰۰۲ [4] جاذب‌های انرژی مدور جدار ضخیم را تحت بارگذاری دینامیکی قرار دادند و مشاهده کردند آنچه باعث تخریب این جاذب-ها می‌شود پارگی ورق است. به‌طوری که پس از ضربه این جاذب‌ها به‌صورت قارچی (Mushrooming) دچار تغییرشکل می‌شوند (شکل ۲).



شکل ۲ پاره شدن ورق در یک جاذب انرژی جدار ضخیم [4]

با توجه به این‌که ابعاد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس به‌صورتی است که جزو جاذب‌های انرژی جدارضخیم محسوب می‌شود [3] بنابراین پارگی ورق در آن، باعث تخریب در حین برخورد خواهد شد. لذا برای مدل‌سازی دقیق فرآیند تخریب استفاده از مدل‌های آسیب (Damage) برای پیش‌بینی پارگی ضروری است.

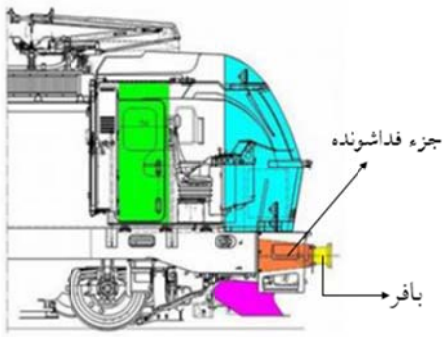
یکی از مدل‌های آسیب رایج برای فلزات نرم مدل آسیب جانسون-کوک است که به‌صورت وسیعی در شبیه‌سازی‌های برخورد مورد استفاده قرار می‌گیرد [5]. دیگر مدل آسیب رایج در این زمینه مدل آسیب گارسون – تورگارد – نیدلمن (GTN) [6-8] است که برای شرح رشد و گسترش حفره‌ها در فلزات نرم استفاده می‌شود [9-11]. لی و همکاران [12] نشان داد که استفاده از معیار آسیب برای فلزات نرم به معادلهٔ

گسترش آسیب و در نظر گرفتن پارامترهای مناسب مثل پارامتر لود و ... بستگی دارد. بعدها روزالر مدل آسیبی را براساس نظریهٔ مکانیک محیط پیوسته در [13,14] منتشر کرد. تحقیقات اخیر [15] روی مدل روزالر نشان می‌دهد که این مدل می‌تواند به‌خوبی حالت شکست در تست کشش میله‌های شیاردار را تخمین بزند.

در این مقاله از سه مدل آسیب جانسون-کوک، GTN و روزالر اصلاح‌شده (Modified Rousselier) برای تخمین تخریب در تست برخورد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو ER24PC زیمنس استفاده شده است. در این مقاله ابتدا به شرح شروع آسیب با فرض هر یک از این مدل‌ها پرداخته شده و سپس اطلاعات لازم برای وارد کردن این معیارهای آسیب در نرم‌افزار آباکوس شرح داده شده است. از طریق مقایسهٔ نتایج حاصل از مدل سازی با معیارهای آسیب مختلف با نتایج تست آزمایشگاهی نهایتاً معیار آسیب مناسب مشخص شده است. در قسمت پایانی از فوم آلومینیوم به‌منظور افزایش جذب انرژی جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس استفاده شده است.

معرفی لکوموتیو ER24PC و سیستم جذب انرژی آن

لکوموتیو ER24PC زیمنس (شکل ۳) دارای جاذب چند مرحله‌ای می‌باشد که شامل اجزای برگشت‌پذیر در بافرها (که جزء فداشونده پشت آن قرار می‌گیرد) و سایر اجزای لکوموتیو است که در زمان برخورد دچار تغییرشکل می‌شوند. اجزای برگشت‌پذیر در بافرها میتوانند اثرات برخورد اولیه را جذب نمایند درحالی‌که به‌وسیلهٔ نقلیه آسیب غیرقابل جبرانی وارد نشود. اگر نیروی اولیهٔ برخورد زیاد از حد باشد جزء فدا شونده در پشت بافر به وسیلهٔ مکانیزم چین‌خوردگی و پارگی دچار تغییرشکل می‌شود و به این ترتیب از آسیب جدی به سایر قسمت‌ها جلوگیری می‌کند.



شکل ۳ تجهیزات موجود در لکوموتیو زیمنس برای جذب انرژی ضربه

حل تحلیلی برای جاذب‌های هرمی

فشار شبه استاتیکی. برای تخمین بار ضربه‌ای جاذب‌های هرمی در طی تغییرشکل از حل تحلیلی ویرزبیکی و آبراموویکز [6,17] استفاده شده است.

ابتدا یک جاذب غیر هرمی با سطح مقطع مستطیل به ابعاد $a \times b$ و طول $2H$، مساوی با طول چین پلاستیک، در نظر گرفته شده است. به‌صورتی که در شکل (٤) نشان داده شده است در حین لهیدگی دیواره‌های مجاور متحمل تغییرشکل‌های جانبی شده‌اند. می‌توان نشان داد که انحنا و بار در هر لحظه متناسب با زاویه α به‌صورت زیر است [16]:

$$\delta = 2H(1-\cos\alpha) \qquad (۱)$$

$$P(\alpha) = \frac{4M_0}{\sin\alpha}\left[f_1\frac{r}{t} + f_2\frac{c}{H} + f_3\frac{H}{r}\right] \qquad (۲)$$

که $c = \frac{(a+b)}{2}$ و $f_i(i = 1,2,3)$ به‌صورتی که در مرجع [17] آورده شده است توابعی از α هستند.

گشتاور خمشی پلاستیک بر واحد طول برای ورق فلزی $M_0 = \frac{\sigma_0 t^2}{4}$ است که در آن σ_0 و t به‌ترتیب تنش تسلیم ماده و ضخامت ورق است.

بار متوسط $P_m(\alpha_0)$ برای تغییرشکل در زاویه $\alpha = \alpha_0$ با انتگرال‌گیری از معادلهٔ (۲) به‌دست می‌آید:

$$P_m(\alpha_0) = \frac{4M_0}{(1-\cos\alpha_0)}[g_1\frac{r}{t} + g_2\frac{c}{H} + g_3\frac{H}{r}] \quad (۳)$$

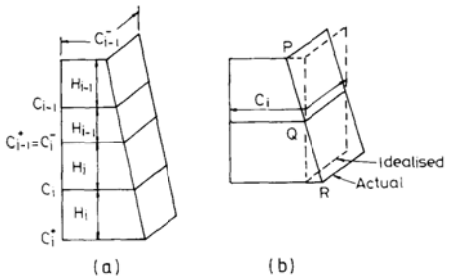
که $g_i = \int_0^{\alpha_i} f_i d\alpha$ $(i = 1,2,3)$ مستقل از ابعاد جاذب است و تنها به گسترش تغییرشکل بستگی دارد. با کمینه کردن P_m، مقدار H و r به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$H_m = \sqrt[3]{\frac{g_2^2}{g_1 g_3}c^2 t} \quad (۴)$$

$$r_m = \sqrt[3]{\frac{g_2 g_3}{g_1^2}ct^2} \quad (۵)$$

که با جایگذاری در رابطهٔ (۲) معادله برای بار متوسط به‌صورت زیر می‌شود:

$$P_m(\alpha_0) = \frac{12M_0}{(1-\cos\alpha_0)}(\frac{g_1 g_2 g_3 c}{t})^{1/3} \quad (۶)$$



شکل ٤ مکانیزم تغییرشکل جاذب‌های هرمی در حالت ایده‌آل
a) تعریف c_{i-1} b) مقطع هرم در حالت ایده‌آل [17]

به‌عنوان اولین تقریب، رفتار جاذب هرمی به‌صورت یک سری از جاذب‌های غیرهرمی با سطح مقطع مستطیلی در نظر گرفته می‌شود که طول آن از یک چین به چین دیگری به‌صورتی که در شکل (٤) نشان داده شده است افزایش می‌یابد. برای چین iام به طول $2H_i$، طول کمینه یک‌چهارم محیط c_i^-، طول بیشینه یک‌چهارم محیط c_i^+ و مقدار متوسط c_i نامیده می‌شود. از شکل (٤) مشخص می‌شود که c_i مرتبط با c_{i-1}، طول محیطی متوسط چین قبلی است.

$$c_i = c_{i-1} + \left(H_{i-1} + H_i\right)\tan\theta \quad (۷)$$

با جایگذاری مقدار c_i برای c در معادلهٔ (۳) و کمینه کردن بار متوسط p_m (با $\alpha_0 = \frac{\pi}{2}$ برای جاذب خالی) مقدار متوسط H_m و r_m برای چین iام می‌توانند به‌صورت زیر نوشته شود:

$$H_{mi} \simeq \sqrt[3]{c_{i-1}^2 t} \quad (۸)$$

$$r_{mi} = 0.69\sqrt[3]{c_{i-1}t^2} \quad (۹)$$

که از طریق آن g_1، g_2 و g_3 محاسبه‌شده و جایگذاری شده‌اند. نهایتاً نیروی برخورد متوسط و میزان فشردگی به‌صورت زیر خواهد شد [17]:

$$P_{mi} = 4M_0[9.6\sqrt[3]{\frac{c_{i-1}}{t}} + \pi\tan\theta] \quad (۱۰)$$

$$\delta_i = 2H_{mi} \quad (۱۱)$$

راه حل ذکرشده، براساس یک هرم متقارن است و بنابراین برای جاذب‌های هرمی با دو سطح شیب‌دار قابل استفاده است. با توجه به این‌که شکل جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس هرم با دو سطح شیب‌دار است می‌توان از راه حل ذکرشده برای تخمین نیروی ناشی از ضربه استفاده کرد.

تأثیر نرخ کرنش. تأثیر نرخ کرنش روی جاذب‌های هرمی فلزی که تحت بارگذاری دینامیکی قرارگرفته‌اند به‌صورت خلاصه در مرجع [17] آورده شده است. نسبت نیروی متوسط ضربهٔ بارگذاری دینامیکی به نیروی متوسط ضربه بارگذاری شبه‌استاتیکی مشابه با جاذب غیرهرمی برای فولاد به‌صورت زیر است [18]:

$$\frac{P_m^d}{P_m^s} = 1 + (\frac{\dot{\varepsilon}}{6844})^{\frac{1}{3.91}} \qquad (۱۲)$$

که ۳/۹۱ و ٦٨٤٤ ثوابت ماده می‌باشند. نرخ کرنش مؤثر، $\dot{\varepsilon}$، در چینی که تحت سرعت V تشکیل شده است می‌تواند به‌صورت زیر نشان داده شود [18]:

$$\dot{\varepsilon} = 0.47\frac{V}{c} \qquad (۱۳)$$

مقدار V به‌صورتی که در مراجع [17,18] آمده است برابر نصف سرعت برخورد اولیه V_0، در طی کل تغییرشکل است. درحالی‌که c برای همهٔ چین‌ها در یک جاذب غیرهرمی ثابت است، سرعت از V_0 به صفر کاهش می‌یابد. بنابراین نرخ کرنش از یک چین به چین بعدی کاهش می‌یابد. علاوه بر این، در مورد جاذب‌های هرمی مقدار c از یک چین به چین دیگری افزایش می‌یابد. هر دوی این عوامل، (یعنی افزایش c و کاهش سرعت) منجر به بیش‌ترین نرخ کرنش مؤثر در اولین چین می‌شود.

بنابراین می‌توان با واردکردن اطلاعات مربوط به جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس در معادلهٔ (۱۲) نیروی متوسط ناشی از ضربه را به‌دست آورد.

محاسبهٔ نیروی لحظه‌ای ناشی از ضربه به روش تحلیلی در مرجع [19] برای جاذب‌های انرژی هرمی در حالت کلی بیان شده است. نتایج [19] نشان می‌دهد می‌توان نیروی لحظه‌ای ناشی از ضربه را مشابه با حل انجام‌شده تخمین زد.

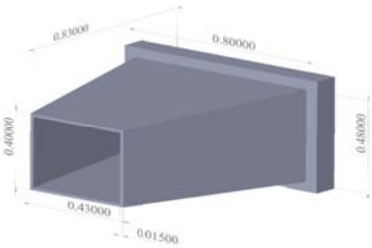
مدل‌سازی و حل به روش المان محدود

مدل‌سازی جزء فداشوندهٔ لوکوموتیو زیمنس با استفاده از نرم‌افزار آباکوس انجام شده است. شکل جزء فداشونده هرمی است. ابعاد قاعدهٔ کوچک‌تر ٤٣٠mm ×٤٠٠mm و ابعاد قاعدهٔ بزرگ‌تر ٨٠٠mm ×٤٨٠mm است. طول جزء فداشونده ٨٣٠mm و ضخامت آن ١٥mm است. از آن‌جایی که ضخامت قطعهٔ مورد نظر نسبت به ابعاد آن کم نیست برای مدل‌سازی از المان Solid استفاده شده است. مدول یانگ برای فولاد مورد نظر ۲۰۰ GPa، ضریب پواسون ۰/۳ و چگالی برابر ۷۸۰۰ kg/m^3 می‌باشد [20]. آزمایش تست کشش ساده برای به‌دست آوردن خواص این فولاد براساس استاندارد ASTM E8M-09 انجام شده است. جزئیات بیشتر در مرجع [20] بیان شده است.

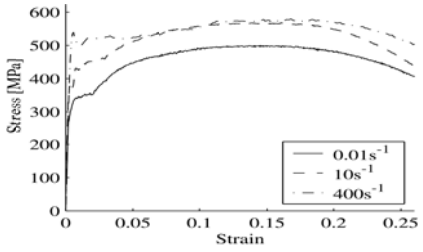
جزء فداشوندهٔ مورد نظر از یک طرف به پایه‌ای صلب متصل است و از یک ورق صلب به‌عنوان ضربه‌زننده در مدل‌سازی استفاده شده است. جرم متمرکز ۱۰۰ تن در مرکز این ورق صلب قرار داده شده است که معادل با جرم قطار می‌باشد. از الگوریتم سطح به سطح (surface to surface) برای تماس ضربه‌زنندهٔ صلب و جزء فداشونده استفاده شده است و از الگوریتم تماس عمومی (General contact) برای تماس قسمت‌های مختلف جزء فداشونده با یکدیگر در حین ضربه استفاده شده است. در هر دو مورد ضریب اصطکاک برابر ۰/۳ معادل ضریب اصطکاک تماس فولاد با فولاد در نظر گرفته شده است. جزء فداشونده از سمت پایه کاملاً مقید است و از سمت آزاد ورق صلب با سرعت ۱۲۰ km⁄hr به آن برخورد می‌کند که این سرعت، سرعت حرکت لکوموتیو زیمنس در خطوط ایران است. شکل (۵) مدل‌سازی جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس در نرم‌افزار آباکوس را نشان می‌دهد.

جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس از فولاد S355J2G3 ساخته شده است که کاربرد این نوع فولاد

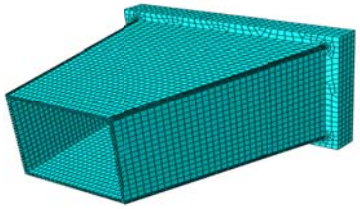
بیشتر در صنایع ریلی می‌باشد. از آن‌جایی که در مسائل مربوط به برخورد، نرخ کرنش اهمیت بسیاری دارد و حتماً در مدل‌سازی‌ها باید اعمال شود، نمودار تنش- کرنش فولاد S355J2G3 در نرخ کرنش‌های مختلف در شکل (٦) آورده شده است [21].



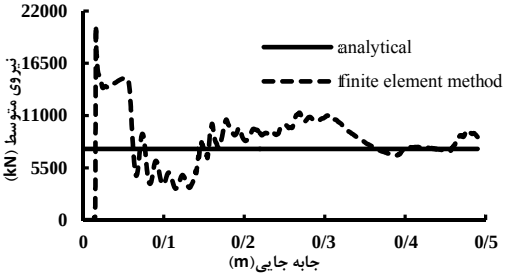
شکل ٥ مدل‌سازی جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس در نرم‌افزار آباکوس



شکل ٦ نمودار تنش- کرنش فولاد S355J2G3 در نرخ کرنش‌های مختلف



شکل ٧ مش‌بندی جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس



شکل ٨ نمودار نیرو بر حسب جابه‌جایی برای حل عددی و حل تحلیلی

مش‌بندی. در این مقاله به‌منظور مش‌بندی از المان C3D8R استفاده شده است. در راستای ضخامت از ٤ المان استفاده‌شده تا تأثیرات خطی‌سازی در راستای ضخامت در نتایج تأثیر نگذارد. به‌منظور اطمینان از این‌که نتایج به‌دست آمده از تعداد المان مستقل است ابتدا آنالیز حساسیت مش انجام شد. در این آنالیز با بیشتر کردن تعداد گره‌ها یا به تعبیری ریز کردن المان‌ها مقدار یک کمیت در یک گره ثبت شد. مشاهده شد که با زیاد کردن بیش از حد تعداد گره‌ها یا ریز کردن بیش از حد المان‌ها جواب‌های به‌دست آمده دچار خطا می‌شود. نهایتاً بهترین مش‌بندی که باعث می‌گردد نتایج تقریباً از تعداد المان‌ها مستقل شود، مش‌بندی با تعداد ٢١٨٣٥ گره و ١٧٢٢٨ المان است. شکل (٧) مش‌بندی جزء فداشونده را نشان می‌دهد.

نتایج شبیه‌سازی و مقایسه با حل تحلیلی

نتایج شبیه‌سازی با نتایج تحلیلی شبیه‌سازی در مدت ٠/٠١٥ ثانیه مقایسه شد. در این مدت ٠/٤٩ متر از طول جزء فداشونده دچار لهیدگی می‌شود و بعد از این زمان جزء فداشونده از انتها دچار بیرون‌زدگی می‌شود. نمودار نیرو بر حسب جابه‌جایی در شکل (٨) نشان داده شده است. در این نمودار نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج حاصل از حل تحلیلی (معادلهٔ ١٢) مقایسه شده است. نتایج حاصل از حل تحلیلی با قرار دادن مقادیر مربوط به هندسه و جنس جزء فداشونده در معادلهٔ (١٢) به‌دست آمده است که نهایتاً مقدار kN ٧٤٩٦ به‌عنوان متوسط نیرو محاسبه شده است که این مقدار با مقدار نیروی متوسط kN ٧٨٠٦ تخمین زده‌شده در شبیه‌سازی‌های عددی توافق خوبی دارد. نهایتاً از مقایسه این دو مقدار مشخص می‌شود که خطای شبیه‌سازی عددی تقریباً ٤/١٪ است.

استفاده از مدل‌های آسیب در شبیه‌سازی

به منظور حل دقیق‌تر و توافق بیشتر مسئلهٔ شبیه‌سازی شده با واقعیت از مدل‌های آسیب استفاده شده است. برای این منظور از سه مدل آسیب جانسون-کوک، GTN و روزالر اصلاح‌شده استفاده شده است. ابتدا به شرح شروع آسیب در این مدل‌ها پرداخته می‌شود و سپس اطلاعات لازم برای واردکردن این معیارهای آسیب در نرم‌افزار آباکوس شرح داده می شود و نهایتاً معیار آسیب مناسب از مقایسه نتایج حاصل از مدل‌سازی با معیارهای آسیب مختلف با نتایج تست آزمایشگاهی مشخص می‌گردد.

می‌توان مدل‌های آسیب را به دو دستهٔ کلی تقسیم‌بندی کرد: مدل‌های آسیب ماکروسکوپیک پیوسته (مدل‌های آسیب موجود در نرم‌افزار آباکوس) و مدل‌های آسیب ریزساختار. استفاده از مدل‌های آسیب پیوسته در نرم‌افزارهای المان محدود ساده است اما برای محاسبهٔ پارامترهای آسیب در این مدل‌ها نیاز به اطلاعات آزمایشگاهی زیادی است. درحالی‌که در مدل‌های آسیب ریزساختار که تأثیر تنش سه‌محوره را روی رفتار آسیب شرح می‌دهند، پارامترهای آسیب مستقل از هندسهٔ قطعه می‌باشد.

مدل‌های آسیب پیوسته. این مدل‌ها بر اساس متغیرهای حالت ماکروسکوپیک ایجادشده‌اند. چنین متغیرهای حالتی می‌توانند مؤلفه‌ای از تانسور تنش، تانسور کرنش، نرخ کرنش و گاهی اوقات دما باشند. از آزمایش‌های مختلف مشخص شده است که فرآیند آسیب که منجر به شکست ناگهانی جسم می‌شود به‌شدت به تاریخچهٔ بارگذاری مرتبط است. بنابراین از برخی از این متغیرهای آسیب برای تعیین تأثیر تاریخچهٔ بارگذاری استفاده شده است.

چنین مدل‌هایی از مدل‌های آسیب ریزساختار ساده‌تر هستند. در این مدل‌ها فلز نرم به‌صورت یک مادهٔ پیوستهٔ بدون خلل و فرج ایده‌آل‌سازی می‌شود. هم‌چنین در مدل‌های آسیب پیوسته، آسیب به‌صورت یک متغیر جدا که مستقل از استحکام ماده است عمل می‌کند. در این مدل‌ها که به مدل‌های آسیب کرنش انباشته نیز معروف‌اند فرض می‌شود که تاریخچهٔ تغییرشکل پلاستیک ماده منجر به آسیب می‌شود. زمانی که متغیر آسیب از مقدار بحرانی‌اش بیشتر شود شکست اتفاق می‌افتد. مقدار بحرانی متغیر آسیب برای هر ماده به تابع وزنی آن بستگی دارد و این تابع وزنی، تابعی از حالت تنش، دما، نرخ کرنش و ... است. به عبارت دیگر مدل آسیب کرنش انباشته می‌تواند به‌صورت زیر نوشته شود:

$$D = \int_0^{\varepsilon_c} f(\sigma, \varepsilon, T, \dot{\varepsilon}) d\varepsilon_p \qquad (١٤)$$

در ادامه مدل آسیب پیوستهٔ موجود در نرم‌افزار آباکوس معرفی می‌شود.

مدل آسیب جانسون-کوک. جانسون و کوک با در نظر گرفتن یک مدل برای شکست براساس کرنش انباشته، مدل اولیه‌شان را گسترش دادند. مدل شکست جانسون-کوک براساس کرنش انباشته به‌صورت زیر است:

$$\varepsilon^F = \left(D_1 + D_2 \, exp\left[D_3 \frac{P}{\sigma_{eff}}\right]\right) (1 + D_4 \, ln\, \dot{\varepsilon})(1 + D_5 T_H) \qquad (١٥)$$

که در این رابطه σ_{eff} تنش مؤثر P فشار هیدرواستاتیکی و $D = \sum \frac{\Delta \varepsilon_{eff}^{p}}{\varepsilon^F}$ است. شکست زمانی اتفاق می‌افتد که $D = 1$. مدل جانسون-کوک همان‌طور که مشاهده می شود نیازمند به داشتن پنج ثابت ماده است.

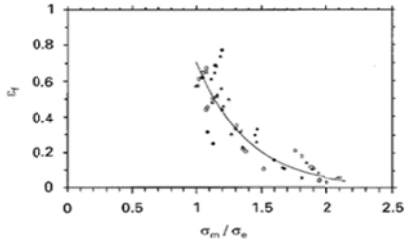
براساس مرجع [22]، برای به‌دست آوردن ثابت-های موجود در معادلهٔ جانسون-کوک از اطلاعات

به‌دست آمده از آزمایش‌ها و شبیه‌سازی‌های عددی در نرخ کرنش‌های مختلف و سطوح مختلف تنش سه‌محوری استفاده شده است. برای استفاده از این مدل فقط به تعداد محدودی از ثابت‌ها نیاز است، درحالی‌که برای استفاده از مدل‌های شکست فلزات نرم نیاز به ثابت‌های بیشتری است [23, 24].

نتایجی که در ادامه بیان خواهد شد برای فولاد نرم (Mild steel) است که این نوع فولاد از نظر خصوصیات مکانیکی شباهت زیادی به فولاد S355J2G3 دارد. (نتایج مقایسهٔ خواص مکانیکی این دو فولاد در جدول (۱) نشان داده شده است.) براساس نتایج آزمایش‌های مرجع [22] مشخص می‌شود که کرنش شکست به تنش سه‌محوری $\frac{\sigma_m}{\sigma_e}$ وابستگی زیادی دارد درحالی‌که در نرخ کرنش‌های مختلف تغییر چندانی نمی‌کند. هم‌چنین آزمایش‌ها در دمای اتاق انجام شده است بنابراین ثابت D_5 در معادلهٔ (۱۵) تحت این شرایط برابر صفر است. اولین ترم در معادلهٔ (۱۵) که از عبارت ارائه شده توسط هنکاک و مکنزی [25] پیروی می‌کند نشان می‌دهد با افزایش تنش سه‌محوری، کرنش به‌صورت نمایی کاهش می‌یابد.

جدول ۱ مقایسهٔ خواص مکانیکی فولاد نرم و S335J2G3

فولاد	مدول الاستیک (GPa)	استحکام تسلیم (MPa)
فولاد نرم (mild steel) [26]	۲۰۷	۳٤۰
S335J2G3 [20]	۲۰۰	۳۵۵



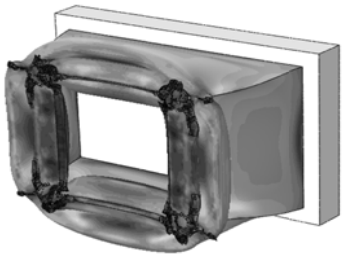
شکل ۹ نمودار کرنش مؤثر بر حسب تنش سه‌محوری برای فولاد نرم [22]

جدول ۲ ثابت‌های مدل جانسون–کوک برای فولاد نرم [22]

D_1	D_2	D_3	D_4
۰	۸/٥٤	۲/٥	-۰/۱۳۲
D_5	نقطه ذوب	دمای گذار	نرخ کرنش مرجع
۰	۰	۰	۰/۰۲

همان‌طور که در شکل (۹) نشان داده شده است در نبود اطلاعات بیشتر از ۲/۵ برای $\frac{\sigma_m}{\sigma_e}$ و هم‌چنین مقادیر کوچک کرنش شکست برای $\frac{\sigma_m}{\sigma_e}$ متوسط، می‌توان فرض کرد که مقدار D_1 برای فولاد نرم صفر است. دو ثابت D_2 و D_3 با گذراندن منحنی از اطلاعات به‌دست آمده از تست محاسبه شده‌اند. ثابت D_4 نیز با در نظر گرفتن نرخ کرنش مرجع قابل محاسبه است. توضیحات بیشتر در [22] بیان شده است. نهایتاً ثوابت مورد نیاز برای معیار جانسون–کوک در جدول (۲) آورده شده است [22].

از اطلاعات موجود در جدول (۲) برای معیار جانسون–کوک در نرم‌افزار آباکوس استفاده شد و شبیه‌سازی در مدت ۰/۰۱۵ ثانیه صورت گرفت. کانتور تنش در شکل (۱۰) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که جزء فداشونده از گوشه‌ها دچار پارگی می‌شود و این پارگی به سایر قسمت‌ها گسترش می‌یابد.



شکل ۱۰ کانتور تنش برای مدل جانسون – کوک

مدل‌های آسیب ریزساختار. ریزساختار فلزات شامل دانه‌ها، ذرات فاز ثانویه، رسوبات و حفره‌هاست. برخلاف فرضیات مدل‌های آسیب ماکروسکوپیک، در

مدل‌های آسیب ریزساختار ماده به‌صورت مجموعه‌ای از سلول‌های غیرهمگن فرض می‌شود.

فرآیند انباشته شدن کرنش که منجر به شکست نرم می‌شود در این مدل‌های آسیب بسیار پیچیده است. مشاهدات متالورژی نشان می‌دهد که شکست فلزات نرم اغلب با جوانه‌زنی، رشد و به‌هم پیوستن ریزحفره‌ها تحت تنش‌های کششی شروع می‌شود. بنابراین در این مدل‌های آسیب مواد به‌صورت ساختاری متخلخل درنظر گرفته می‌شوند.

در ادامه دو مدل آسیب ریزساختار GTN و روزالر اصلاح‌شده معرفی می‌شوند.

مدل آسیب GTN. در مکانیک محیط پیوسته، مدلی برای پلاستیسیتهٔ فلزات متخلخل توسط گارسون ارائه شد [6] که بعدها سطح تسلیم اولیهٔ آن توسط تورگارد و نیدلمن [7,8] تصحیح گردید.

این معادله که به مدل گارسون - تورگارد - نیدلمن یا همان GTN معروف است به صورت زیر است:

$$\varphi = \left(\frac{\sigma_{eq}}{\sigma}\right)^2 + 2q_1 f^* cosh\left(\frac{q_2\sigma_m}{2\sigma}\right) \qquad (١٦)$$
$$1 - q_3 f^{*2} = 0$$

در این رابطه σ_{eq} تنش معادل فون - میزس، σ_m تنش هیدرواستاتیکی، σ تانسور تنش و f میزان رشد حفره‌ها را نشان می‌دهد. پارامترهای q_1, q_2, q_3 پارمترهای معرفی‌شده توسط تورگارد هستند [27] و f^* تابعی است که آسیب ناشی از به‌هم پیوستن حفره‌ها را زمانی که حجم حفره به مقدار بحرانی f_c برسد نشان می‌دهد.

$$f^* = \begin{cases} f & for\ f \le f_c \\ f_c + k(f - f_c) & for\ f \ge f_c \end{cases}$$
$$k = \frac{f_U^* - f_c}{f_F - f_c} \qquad (١٧)$$

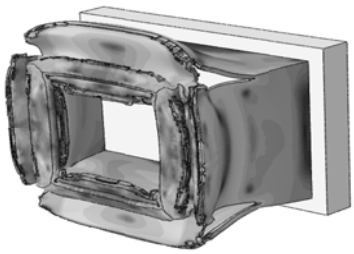
بر طبق این معادله، زمانی که f به مقدار نهایی f_F برسد ترک ظاهر می‌شود و زمانی که f به f_U^* ($f_U^* = \frac{1}{q_1}$) (گسترش نهایی حجم حفره) برسد ماده قابلیت تحمل تنش را کاملاً از دست می‌دهد.

با توجه به این‌که مدل آسیب GTN در بین مدل‌های آسیب نرم‌افزار آباکوس وجود ندارد برای استفاده از این مدل آسیب در نرم‌افزار از سابروتین نویسی استفاده شده است. سابروتین مورد استفاده در اینجا سابروتین Vumat است که برای تعریف مدل‌های پیچیدهٔ مواد و هم‌چنین مدل‌هایی که در محیط گرافیکی نرم‌افزار وجود ندارد مورد استفاده قرار می‌گیرد. در Vumat ابتدا برای ماتریس مواد خصوصیات الاستیک تعریف می‌شود سپس خصوصیات تسلیم و پلاستیک ماده تعریف می‌شود و در نهایت برای نرم‌افزار تعریف می‌شود که اگر مقدار تنش از حد مجاز بیشتر شود شروع به حذف المان‌های مورد نظر بکند. همان‌طور که از معادلهٔ (١٦) مشخص است برای تعریف این مدل آسیب نیاز به چند پارامتر ورودی است که این پارامترها مربوط به جنس مادهٔ مورد نظر می‌شود. در اینجا از اطلاعات موجود در کار هویون تو و زیگفرید اشمودر [28] به‌منظور واردکردن پارامترهای ورودی برای مدل آسیب GTN برای جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس استفاده شده است. اطلاعات موجود از مرجع [28] برای فولاد s355 در جدول (٣) آورده شده است.

شبیه‌سازی در مدت زمان ۰/۰۱۵ ثانیه انجام شد. در این حالت به‌علت وجود سابروتین مدت زمان حل زیادتر شد. نهایتاً کانتور تنش در شکل (١١) نشان داده شده است.

جدول ٣ اطلاعات ورودی برای استفاده از مدل آسیب GTN

q_1	q_2	q_3	ε_n
۱/۵	۱	۲/۲۵	۰/۲
s_n	f_n	f_c	f_f
۰/۱	۰/۰۱	۰/۰۵	۰/۲



شکل ۱۱ کانتور تنش برای مدل GTN

مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده. این مدل برای اولین بار توسط نیشون و هاچینسون [29] پیشنهاد شد. این مدل می‌تواند هر دو نوع شکست ناشی از کشش و برش را نشان دهد. از مدل سختی همسانگرد (isotropic hardening) آسیب استفاده شده است. دو متغیر داخلی برای نشان دادن فرآیند آسیب ماده در این مدل به کار رفته است، اولین متغیر کرنش پلاستیک معادل p است و دیگری میزان گسترش حجم حفرهٔ f است که متغیر آسیب نامیده می‌شود. معادلهٔ آسیب روزالر هم‌چنین شامل تابع پتانسیل تسلیم، رابطهٔ تنش – کرنش و تغییرات متغیر آسیب است. تابع پتانسیل تسلیم به‌صورتی که در معادلهٔ (۱۸) نشان داده شده است رابطه‌ای است که میزان رشد آسیب را به تنش هیدرواستاتیکی مرتبط می‌کند.

$$\varphi = \frac{\sigma_{eq}}{\rho} - R(p) + Df\sigma_1 exp\left(\frac{\sigma_m}{\rho\sigma_1}\right) = 0 \qquad (۱۸)$$

که در این رابطه $\sigma = \sigma_d + \sigma_m \boldsymbol{I}$ تناسور تنش کوشی، σ_d تنش دیویتوریک، σ_m تنش هیدرواستاتیکی، I تانسور واحد مرتبهٔ دوم، σ_{eq} تنش معادل فون میزس، $\rho = (1-f)/(1-f_0)$ چگالی نسبی، f متغیر آسیب یا گسترش حجم حفره، f_0 حجم اولیهٔ حفره در ماده، $R(p)$ تابع سختی ماده، p کرنش پلاستیک معادل و D و σ_1 ثوابت ماده برای رابطهٔ روزالر است (معمولاً $D = 2$ در نظر گرفته می‌شود [12-14]).

متغیر آسیب برای مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده به‌صورت زیر است:

$$f = \frac{(D + k_w\omega(\sigma))f_0}{(D + k_w\omega(\sigma) - Df_0)e^{-(D+k_w\omega(\sigma))p} + Df_0} \qquad (۱۹)$$

که در این رابطه:

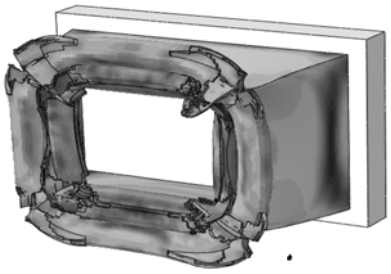
$$\omega = \left(\frac{27J_3}{2\sigma_{eq}^3}\right)^2 \qquad (۲۰)$$

برای استفاده از مدل روزالر اصلاح‌شده در قطعهٔ مورد نظر باید کدنویسی کرد. با توجه به اینکه مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده جزو مدل‌های آسیب موجود در نرم‌افزار آباکوس نیست برای واردکردن آن در مدل، مشابه قسمت قبل باید از سابروتین Vumat استفاده کرد. از کار یوهانگ گوا و شنگدن ژائو در مرجع [30] به‌منظور نوشتن معادلات و حل عددی آن‌ها استفاده شده است. هم‌چنین برای به‌دست آوردن پارامتر مواد (D و σ) از مرجع [13] استفاده شده است. در این مرجع از مدل آسیب روزالر برای فولاد A508 CI 3 استفاده شده است که خصوصیات مکانیکی این فولاد با خصوصیات مکانیکی فولاد به‌کاررفته در جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس هم‌خوانی قابل‌قبولی دارد (جدول ٤). با توجه به مرجع [13] از مقادیر $\sigma = 490\ Mpa$ و $D = 2$ در شبیه‌سازی‌های عددی استفاده شده‌است.

مشابه مدل‌های آسیب قبلی، شبیه‌سازی در مدت زمان ۰/۰۱۵ ثانیه انجام شد. در این حال به‌علت وجود سابروتین زمان کامل شدن حل در نرم‌افزار بیشتر شد. نهایتاً کانتور تنش در شکل (۱۲) نشان داده شده است.

جدول ٤ مقایسهٔ خواص مکانیکی A508 CI 3 و S335J2G3

فولاد	مدول الاستیک (GPa)	استحکام تسلیم (MPa)
A508 CI 3 [31]	۲۰۵	۳۸۰
S335J2G3 [20]	۲۰۰	۳۵۵



شکل ۱۲ کانتور تنش برای مدل روزالر اصلاح شده

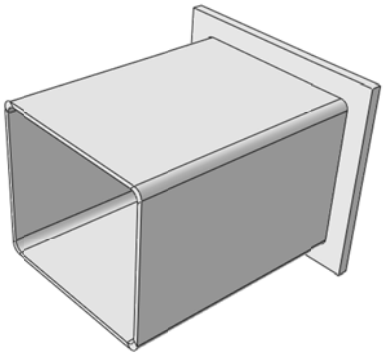
جدول ۵ مقایسه بین خصوصیات برخورد در شبیه‌سازی با مدل‌های آسیب مختلف

مدل	E(MJ)	F_{max}(kN)	کاهش E	کاهش F_{max}
جانسون-کوک	۲/۸۱	۱۹٦۲٤	٪۳۱	٪۳/۵
GTN	۲/۵۳	۱۹٤۵۷	٪۳۸	٪٤/۳
روزالر اصلاح‌شده	۲/٦۲	۱٦۹۱۷	٪۳٦	٪۱٦/۹

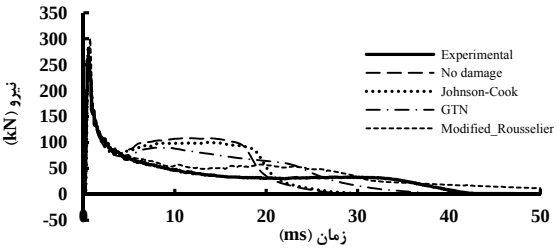
مقایسه بین مدل‌های آسیب مختلف. به‌منظور مقایسه بین مدل‌های آسیب مختلف، مقادیر بیشینه نیرو و بیش‌ترین جذب انرژی برای هر مدل آسیب محاسبه شده و نتایج در جدول (۵) آورده شده است. مقادیر درصدی نسبت به نتایج شبیه‌سازی بدون درنظر گرفتن معیار آسیب محاسبه شده است.

با توجه به نتایج جدول مشخص می‌شود که استفاده از مدل‌های آسیب باعث کاهش بیشینهٔ نیرو می‌شود. علت این امر، پاره شدن جسم در حین برخورد است که باعث می‌شود جسم مقاومت کمتری در برابر تغییرشکل اولیه از خود نشان دهد. البته این موضوع باعث کاهش جذب انرژی نیز می‌شود. از نتایج جدول مشخص می‌شود که مدل آسیب روزالر اصلاح-شده بهترین خصوصیات برخورد را، از نظر کاهش بیشتر بیشینهٔ نیرو و افت کمتر انرژی جذب‌شده، در بین مدل‌های آسیب دارد. حال باید تعیین کرد کدام مدل آسیب می‌تواند رفتار برخورد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس را به‌درستی نشان دهد.

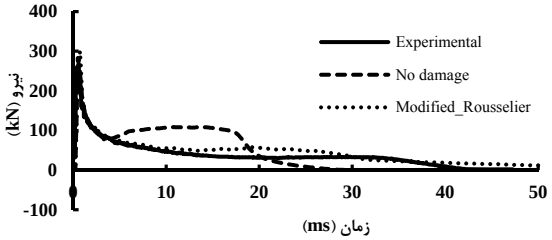
تعیین مدل آسیب مناسب. برای تعیین مدل آسیب مناسب باید نتایج حاصل از شبیه‌سازی با مدل‌های آسیب مختلف را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کرد. برای این منظور نیاز به اطلاعات آزمایشگاهی از تست برخورد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس است که متأسفانه چنین اطلاعاتی حتی در شرکت سازندهٔ این لکوموتیو (شرکت مپنا) وجود ندارد. نهایتاً برای انتخاب مدل آسیب مناسب از اطلاعات تست جزء فداشوندهٔ دیگری استفاده شده است. کار روی این جزء فداشونده توسط اینک و ترکمن در سال ۲۰۱۱ [32] انجام شده است. با توجه به این‌که جنس این جزء فداشونده از فولاد است و هم‌چنین نسبت طول به ضخامت آن برابر $\frac{l}{t} = 55$ است به خوبی شرایط هندسی آن با شرایط جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس تطابق دارد ($\frac{l}{t} = 55.3$). بنابراین از اطلاعات موجود در [32] استفاده شده و مدلی مطابق شکل (۱۳) برای این جزء فداشونده ساخته شده است. سپس در مدت زمان ۵۰ میلی‌ثانیه شبیه‌سازی با سه مدل آسیب مختلف صورت گرفت و نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج حاصل از تست مقایسه شد. شکل‌های (۱٦-۱٤) مقایسهٔ نتایج شبیه‌سازی با مدل‌های آسیب مختلف را با نتایج حاصل از اطلاعات آزمایشگاهی نشان می‌دهد.



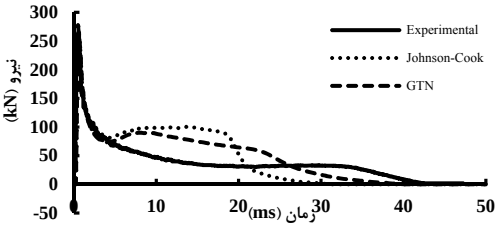
شکل ۱۳ مدل طراحی شده براساس اطلاعات مرجع [32]



شکل ١٤ نمودار نیرو برحسب جابه‌جایی برای سه مدل آسیب مختلف و نتایج آزمایشگاهی



شکل ١٥ نمودار نیرو برحسب جابه‌جایی برای مدل روزالر اصلاح شده، مدل بدون معیار آسیب و نتایج آزمایشگاهی



شکل ١٦ نمودار نیرو برحسب جابه‌جایی برای مدل جانسون – کوک، مدل GTN و نتایج آزمایشگاهی

تفسیر نتایج

می‌توان از جنبه‌های مختلف این نمودارها را مورد بررسی قرار داد. اولین نکته‌ای که جلب توجه می‌کند این است که عدم استفاده از معیار آسیب نتایج صحیحی را نشان نمی‌دهد. همان‌طور که از منحنی‌های شکل‌های (١٥ و ١٤) مشخص است آن منحنی که مربوط است به نتایج شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن معیار آسیب، بیش‌ترین اختلاف را با منحنی مربوط به نتایج آزمایشگاهی دارد. چون ضخامت جزء فداشونده زیاد است، در طی برخورد مکانیزم‌های کمانش و چین‌خوردگی در سازه ایجاد نمی‌شود. بنابراین اولین اتفاقی که طی برخورد رخ می‌دهد پاره شدن سازه است بنابراین شبیه‌سازی تست برخورد قطعه‌ای که ضخامت آن زیاد است بدون در نظر گرفتن معیار آسیب عملاً نتایج اشتباهی می‌دهد.

به‌علاوه، همان‌طوری که شکل‌های (١٦ و ١٤) نشان می‌دهند نمودار مربوط به مدل آسیب پیوسته (مدل جانسون–کوک) نسبت به نمودارهای مربوط به مدل‌های آسیب ریزساختار (GTN و روزالر اصلاح‌شده) دارای خطای بیشتری است. زیرا مدل‌های آسیب پیوسته جسم را به‌صورت پیوسته و بدون فرج و خلل در نظر می‌گیرند. این ویژگی باعث می‌شود که فرآیند آسیب مستقل از رفتار پلاستیک مواد در نظر گرفته شود. به‌عبارت دیگر، با گسترش آسیب در ماده، در این مدل‌های آسیب، خصوصیات پلاستیک مواد بدون تغییر می‌ماند. بنابراین آسیب به‌صورت تدریجی در خصوصیات مکانیکی ماده اثر نمی‌گذارد بلکه به‌صورت یک افت ناگهانی در نمودار تنش – کرنش ماده رخ می‌دهد که این ساده‌سازی رفتار شکست ماده را از واقعیت دور می‌کند. درحالی‌که در مدل‌های آسیب ریزساختار چون ماده به‌صورت متخلخل در نظر گرفته می‌شود آسیب به‌صورت تدریجی با رشد حفره‌ها، به‌هم پیوستن آن‌ها و شکل‌گیری حفره‌های بزرگ‌تر در خصوصیات مکانیکی ماده اثر می‌گذارد. همین نکته باعث شده است که نمودار مربوط به مدل آسیب جانسون – کوک در شکل های (١٦ و ١٤) دچار افت ناگهانی شود درحالی‌که در مدل آسیب GTN و مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده مشابه نتایج آزمایشگاهی منحنی دچار افت ناگهانی نشده و به‌تدریج کاهش می‌یابد. علت موفقیت مدل‌های ریزساختاری این است که در این مدل‌ها تابع تسلیم جدیدی معرفی می‌شود که پلاستیسیته را به آسیب انباشته مرتبط می‌کند و از این طریق آسیب به‌صورت تدریجی اثر خود را در خصوصیات مکانیکی ماده نشان می‌دهد.

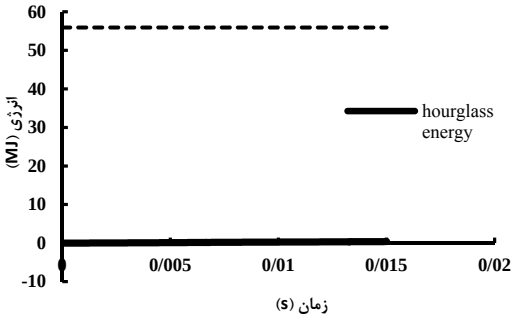
هم‌چنین مشاهده می‌شود که از بین مدل‌های آسیب ریزساختار، مدل آسیب GTN نسبت به مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده انحراف بیشتری از نتایج آزمایشگاهی دارد. علت این انحراف این است که در مدل GTN هیچ جمله‌ای برای شکست ناشی از برش در نظر گرفته نشده است. همان‌طور که از معادلهٔ (۱٦) دیده می‌شود رشد حفره‌ها در این مدل تنها به تنش هیدوراستاتیکی مرتبط است بنابراین تغییرشکل برشی نمی‌تواند با در نظر گرفتن این مدل آسیب نشان داده شود درحالی‌که طی برخورد شکست ناشی از نیروی برشی یکی از مکانیزم‌های ایجاد آسیب است که مدل GTN از نشان دادن آن ناتوان است. اما در مدل روزالر اصلاح‌شده همان‌طور که بیان شد جمله‌ای برای درنظر گرفتن شکست ناشی از برش در نظر گرفته شده است.

بنابراین همان‌طوری که از شکل‌ها دیده می‌شود مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده بهترین تطابق را با نتایج آزمایشگاهی دارد و بهترین مدل برای تخمین شرایط ضربهٔ جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس می‌باشد.

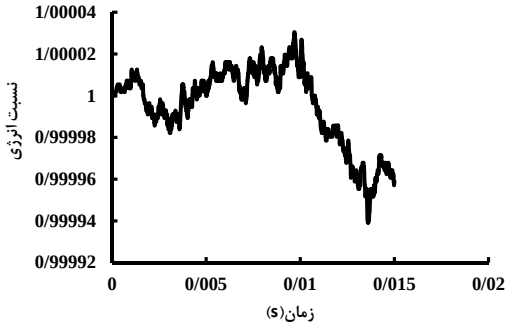
مقایسهٔ میزان جذب انرژی در مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده با استاندارد جذب انرژی. با توجه به قسمت‌های قبل مشخص شد که در بین مدل‌های آسیب ذکرشده مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده به‌خوبی شرایط تست برخورد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس را تخمین می‌زند. در این بخش به‌منظور بررسی صحت مدل‌سازی کامپیوتری، نتایج حاصل از شبیه‌سازی با درنظر گرفتن مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده با شرایط ذکرشده در استاندارد ECE R 66 مقایسه شده است. با توجه به این استاندارد، مدل‌سازی کامپیوتری زمانی صحیح است که دو شرط زیر هم‌زمان برقرار باشد:

۱. مقدار انرژی ساعت شنی باید کمتر از ۵ درصد انرژی کل باشد.
۲. مقدار پارامتر نسبت انرژی نباید از ۱±۰/۰۵ تجاوز کند.

شکل (۱۷) انرژی کل و انرژی ساعت شنی را در یک نمودار نشان می‌دهد. با توجه به این شکل به‌وضوح مشخص است که مقدار انرژی ساعت شنی در محدودهٔ ذکرشده در استاندارد قرار دارد. زیرا بیشینه انرژی ساعت شنی (۰/۳۹ MJ) معادل ۰/۷ درصد انرژی کل (۵۵/۹۳ MJ) است. بنابراین شرط اول استاندارد برقرار است.



شکل ۱۷ نمودار انرژی برحسب زمان



شکل ۱۸ نمودار نسبت انرژی برحسب زمان

شکل (۱۸) پارامتر نسبت انرژی برحسب زمان را نشان می‌دهد. در این شکل نیز به‌وضوح شرط دوم استاندارد احراز شده است. زیرا پارامتر نسبت انرژی در محدودهٔ ۰/۹۹۹۹٤ تا ۱/۰۰۰۰۳ در حال تغییر است که در محدودهٔ تعیین‌شده در استاندارد قرار دارد و از حدود مورد اشاره در استاندارد تجاوز نمی‌کند. لذا شرط دوم استاندارد نیز برقرار است. بنابراین با توجه به

احراز شرایط مطرح در استاندارد ECE R 66، صحت مدل‌سازی کامپیوتری طبق این استاندارد تأیید می‌گردد.

استفاده از فوم به‌منظور افزایش جذب انرژی

به‌منظور بهبود جذب انرژی جزء فداشونده شیوه‌های مختلفی وجود دارد. یکی از بهترین شیوه‌ها استفاده از فوم‌ها به‌منظور جذب بیشتر انرژی در حین ضربه است. هانسن و دیگران [33, 34] برای نشان دادن نقش فوم آلومینیوم در جذب انرژی، تیوب‌های جدار نازک پر شده از فوم آلومینیوم را به‌صورت آزمایشگاهی و حل عددی مورد مطالعه قرار دادند. مطالعات آنها نشان داد که استفاده از فوم آلومینیوم به‌عنوان جاذب انرژی در کاربردهای مربوط به ضربه باعث افزایش جذب انرژی می‌شود اما از طرف دیگر نیروی حاصل از برخورد را نیز افزایش می‌دهد.

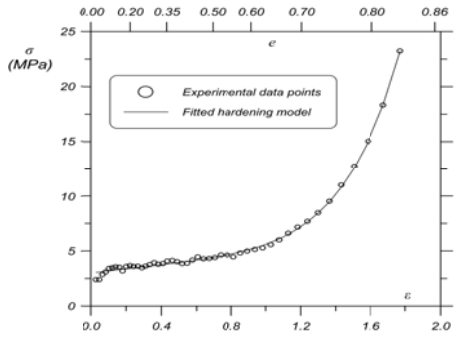
در این جا از فوم آلومینیوم به‌عنوان جاذب انرژی استفاده شده است. فوم آلومینیوم در نظر گرفته شده با فرآیند ریخته‌گری پیوسته تولیدشده و به نام Hydro Aluminium AS شناخته می‌شود. چگالی این فوم ۳٤۰ kg/m^3، مدول یانگ آن ۰/۹٤۸ Gpa و ضریب پواسون آن ۰/۳۲۵ است. ابعاد هندسی فوم مورد نظر به‌صورتی طراحی شده است که با قرار دادن آن داخل جزء فداشونده، حجم خالی داخل جزء فداشونده کاملاً پر شود. جرم فوم آلومینیوم مورد نظر با ابعاد هندسی بیان‌شده ٦۸/۳٤ g است که با قرار دادن آن داخل جزء فداشونده جرم جزء فداشونده ۱۱/۳٪ افزایش می‌یابد. هانسن و هپرستد [35] خصوصیات کرنش سختی این فوم آلومینیوم را با یک معادلهٔ ساده به‌صورت زیر شرح دادند.

$$\sigma = \sigma_p + \gamma\frac{e}{e_D} + \alpha ln\left[\frac{1}{1-\left(\frac{e}{e_D}\right)^{\beta}}\right]$$
$$e_D = 1 - \left[\frac{\rho_f}{\rho_{f0}}\right] \qquad (۲۱)$$

اولین جمله σ_p نشان‌دهندهٔ تنش تک‌محوری یا فشار هیدرواستاتیکی پس از گذر از ناحیهٔ الاستیک است. به‌صورتی که دیده می‌شود این جمله مستقل از کرنش e است. دومین جمله مربوط به کرنش- سختی خطی است که شیب منحنی کرنش با γ ثابت کرنش- سختی نشان داده شده است. آخرین جمله نشان‌دهندهٔ کرنش- سختی غیرخطی است که با ثابت α (ضریب تناسب) و β (ضریب شکل) توصیف شده است.

هانسن و هپرستد [36] مدل ارائه‌شده را براساس تست‌های تک محوری انجام‌شده روی نمونهٔ فوم آلومینیوم بهینه کردند. نهایتاً به‌صورتی که در شکل (۱۹) نشان داده شده است مشخص شد که مدل ارائه‌شده قادر است همهٔ منحنی‌های تنش – کرنش اندازه‌گیری شده را با دقت خوبی تخمین بزنند.

معادلهٔ (۲۱) همراه با اطلاعات بهینه‌شده در جدول (٦) شرح کاملی از خصوصیات کرنش سختی فوم آلومینیوم برای استفاده در شبیه‌سازی‌های عددی را ارائه می‌دهد.



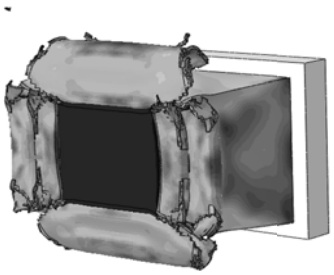
شکل ۱۹ انطباق مدل کرنش سختی پیشنهادی با نتایج آزمایشگاهی برای فوم آلومینیوم [36]

جدول ٦ ضرایب مورد استفاده در مدل کرنش سختی فوم آلومینیوم [36]

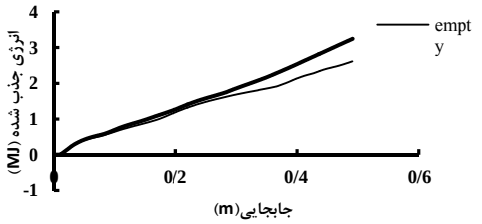
ضرایب مدل: $\left[\sigma_p, \alpha, {}^{1}/_{\beta}, \gamma, E_p\right] = C_0 + C_1(\frac{\rho_f}{\rho_{f0}})^n$

ضریب	σ_p	α	${}^{1}/_{\beta}$	γ	E_p
C_0	۰	۰	۰/۱۰۵	۰	۰
C_1	۱۷۲۰	۲٤۰	۹/۸۵	۱۵۹	۲
n	۲/۸۹	۱	۳	۱/۷۷	۳/۳۳

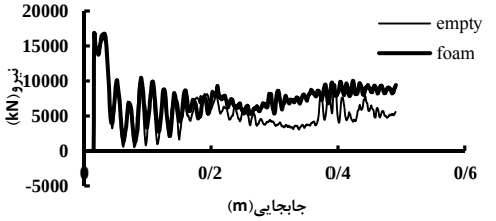
نتایج حاصل از شبیه‌سازی. شبیه‌سازی با استفاده از مدل روزالر اصلاح‌شده و با قرار دادن مادهٔ فوم آلومینیوم با مشخصاتی که در قسمت قبل ذکر شد داخل جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس، انجام شد. کانتور تنش در لحظه ۰/۰۱۳ ثانیه در شکل (۲۰) نشان داده شده است. نمودار جذب انرژی برحسب جابه‌جایی برای جزء فداشوندهٔ خالی و جزء فداشوندهٔ پر شده از فوم در شکل (۲۱) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که جذب انرژی با وجود فوم به مقدار ۲٤ درصد افزایش می‌یابد درحالی‌که نیروی بیشینه تنها به میزان ۰/۲ درصد رشد می‌یابد (شکل ۲۲).



شکل ۲۰ کانتور تنش در لحظه ۰/۰۱۳ ثانیه با وجود فوم



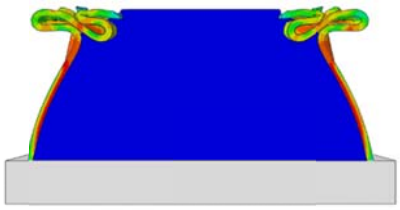
شکل ۲۱ نمودار جذب انرژی برحسب جابه‌جایی برای جزء فداشوندهٔ خالی و جزء فداشوندهٔ پر شده از فوم



شکل ۲۲ نمودار نیرو بر حسب جابه‌جایی برای جزء فداشوندهٔ خالی و جزء فداشوندهٔ پر شده از فوم

تفسیر نتایج

شکل (۲۳) نحوهٔ تشکیل چین و قرار گرفتن فوم بین چین‌ها را نشان می‌دهد. از این شکل مشخص می‌شود علت این‌که استفاده از فوم توانسته است جذب انرژی را افزایش دهد این است که در هنگام ایجاد چین در جزء فداشونده فوم بین چین‌ها قرار گرفته است و مقاومت سازه را در برابر چین‌خوردگی افزایش می‌دهد بنابراین انرژی جذب شده بیشتر می‌شود.



شکل ۲۳ قرار گرفتن فوم بین چین‌های ایجادشده در حین ضربه

نتایج

در این مقاله عملکرد برخورد لکوموتیو ER24PC زیمنس مورد بررسی قرار گرفت. این کار با استفاده از حل عددی و نرم‌افزار آباکوس صورت پذیرفت. در طی این شبیه‌سازی، دو پارامتر بیشینهٔ نیرو و انرژی جذب‌شده – که دو عامل مهم در بررسی‌های مربوط به عملکرد برخورد قطعات محسوب می‌شوند – مورد مطالعه قرار گرفت. در نهایت نتایج زیر به‌دست آمد:

۱. از مقایسهٔ نتایج نرم‌افزاری با نتایج حل تحلیلی مشخص شد که دقت نتایج مدل‌سازی در نرم‌افزار آباکوس در حد قابل‌قبول است.
۲. به علت این‌که ضخامت ورق جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس زیاد است و در حین برخورد پاره می‌شود شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن معیار آسیب نتایج صحیحی را نشان نمی‌دهد.
۳. مدل‌های آسیب نرم‌افزار آباکوس به‌علت این‌که ماده را به‌صورت پیوسته و بدون خلل و فرج در نظر می‌گیرند رفتار شکست را به‌درستی نشان

نمی‌دهند. درحالی‌که در مدل‌های آسیب ریزساختار ماده به‌صورت متخلخل در نظر گرفته می‌شود

٤. به‌علت این‌که مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده جمله‌ای برای شکست ناشی از برش در نظر می‌گیرد نسبت به مدل آسیب GTN که فاقد این ویژگی است رفتار شکست جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس را دقیق‌تر نشان می‌دهد و بنابراین بهترین مدل آسیب برای شبیه‌سازی برخورد جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس است.

٥. به‌منظور تأیید صحت شبیه‌سازی‌های انجام‌شده با مدل آسیب روزالر اصلاح‌شده، از استاندارد ECE R 66 استفاده شد و نشان داده شد که شبیه‌سازی‌های صورت گرفته به‌خوبی شرایط بیان‌شده در استاندارد ECE R 66 را ارضا می‌کند.

٦. استفاده از فوم آلومینیوم جذب انرژی را به میزان ٢٤ درصد افزایش می‌دهد درحالی‌که بیشینهٔ نیرو تنها به میزان ٠/٢ درصد رشد می‌کند بنابراین برای افزایش جذب انرژی می‌توان از فوم آلومینیوم داخل جزء فداشوندهٔ لکوموتیو زیمنس استفاده کرد.

مراجع

1. Jones. N, "*Structural impact*", Cambridge University Press, (1989).
2. Abramowicz. W, "Thin-walled structures as impact energy absorbers", *Thin-Walled Structures,* Vol. 41, No. 2, pp. 91-107, (2003).
3. Ugural. C, "*Stresses in plates and shells*", McGraw-Hill, New York, (1999).
4. Wang. B, Lu. G, "Mushrooming of circular tubes under dynamic axial loading", *Thin-walled structures,* Vol. 40, No. 2, pp. 167-182, (2002) .
5. Peirs. J, Verleysen. P, Van Paepegem. W, and Degrieck. J, "Determining the stress–strain behaviour at large strains from high strain rate tensile and shear experiments", *International Journal of Impact Engineering,* Vol. 38, No. 5, pp. 406-415, (2011).
6. Gurson. L, *Continuum theory of ductile rupture by void nucleation and growth. Part I. Yield criteria and flow rules for porous ductile media*, Brown Univ, Providence, RI (USA). Div. of Engineering, pp. 2-15, (1975).
7. Tvergaard. V, "Influence of void nucleation on ductile shear fracture at a free surface", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids,* Vol. 30, No. 6, pp. 399-425, (1982).
8. Tvergaard. V and Needleman. A, "Analysis of the cup-cone fracture in a round tensile bar", *Acta metallurgica,* Vol. 32, No. 1, pp. 157-169, (1984).
9. Østby. E, Thaulow. C, Zhang. Z, Numerical simulations of specimen size and mismatch effects in ductile crack growth–Part I: Tearing resistance and crack growth paths, *Engineering fracture mechanics,* Vol. 74, No. 11, pp. 1770-1792, (2007).
10. Østby. E, Thaulow. C and Zhang. Z, "Numerical simulations of specimen size and mismatch effects in ductile crack growth–Part II: Near-tip stress fields", *Engineering fracture mechanics,* Vol. 74, No. 11, pp. 1793-1809, (2007).
11. Bernauer. G and Brocks. W, "Numerical round robin on micro-mechanical models-Results", *ESIS TC8, GKSS Research Center, Geesthacht*, (2000).
12. Li. H, Fu. M, Lu. J and Yang. H, "Ductile fracture: Experiments and computations", *International Journal of Plasticity,* Vol. 27, No. 2, pp. 147-180, (2011).

13. Rousselier. G, "Ductile fracture models and their potential in local approach of fracture", *Nuclear engineering and design,* Vol. 105, No. 1, pp. 97-111, (1987).
14. G. Rousselier, "Dissipation in porous metal plasticity and ductile fracture", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids,* Vol. 49, No. 8, pp. 1727-1746, (2001).
15. Lorentz. E, Besson. J and Cano. V, "Numerical simulation of ductile fracture with the Rousselier constitutive law", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,* Vol. 197, No. 21, pp. 1965-1982, (2008).
16. Wierzbicki. T, and Abramowicz. W, "On the crushing mechanics of thin-walled structures", *Journal of Applied mechanics,* Vol. 50, No. 4A, pp. 727-734, (1983).
17. Reid. S, Reddy. T and Gray. M, "Static and dynamic axial crushing of foam-filled sheet metal tubes", *International Journal of Mechanical Sciences,* Vol. 28, No. 5, pp. 295-322, (1986).
18. Abramowicz. W and Jones. N, "Dynamic axial crushing of square tubes", *International Journal of Impact Engineering,* Vol. 2, No. 2, pp. 179-208, (1984).
19. Tehrani. P. H. and Ferestade. I, "Studying Energy Absorption in Tapered Thick Walled Tubes", *Latin American Journal of Solids and Structures*, an ABCM Journal, Vol. 11, (2014).
20. Krummenacker. J, "Simulation of the welding process of steel tube joints made of S355 and S690", (2011).
21. Wall. O, "Dynamic crack propagation in large steel specimens", *Engineering fracture mechanics,* Vol. 69, No. 7, pp. 835-849, (2002).
22. Mirza. M, Barton. D and Church. P, "The effect of stress triaxiality and strain-rate on the fracture characteristics of ductile metals", *Journal of materials science,* Vol. 31, No. 2, pp. 453-461, (1996).
23. Seaman. L, Curran. D, Aidun. J and Cooper. T, "A microstatistical model for ductile fracture with rate effects", *Nuclear engineering and design,* Vol. 105, No. 1, pp. 35-42, (1987).
24. Needleman. A and Tvergaard. V, "An analysis of ductile rupture in notched bars", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids,* Vol. 32, No. 6, pp. 461-490, (1984).
25. Hancock. J and Mackenzie. A, "On the mechanisms of ductile failure in high-strength steels subjected to multi-axial stress-states", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids,* Vol. 24, No. 2, pp. 147-160, (1976).
26. J.-B. Y, Liew. J, Zhang. M.-H and Wang. J.-Y, "Mechanical properties of normal strength mild steel and high strength steel S690 in low temperature relevant to Arctic environment", *Materials & Design,* Vol. 61, pp. 150-159, (2014).
27. Tvergaard. V, "On localization in ductile materials containing spherical voids", *International Journal of Fracture,* Vol. 18, No. 4, pp. 237-252, (1982).
28. J.-B. Y, Liew. J, Zhang. M.-H, and Wang. J.-Y, "Mechanical properties of normal strength mild steel and high strength steel S690 in low temperature relevant to Arctic environment," *Materials & Design*, Vol. 61, pp. 150-159, (2014).
29. Nahshon. K, Hutchinson. J, "Modification of the Gurson model for shear failure", *European Journal of Mechanics-A/Solids,* Vol. 27, No. 1, pp. 1-17, (2008).
30. Guo. J, Zhao. S, Murakami R.-i, Zang. S, "Experimental and numerical investigation for ductile fracture of Al-alloy 5052 using modified Rousselier model", *Computational Materials Science,* Vol. 71, pp. 115-123, (2013).
31. Cheong. Y.-M, Jung. H, Joo. Y, Kim. S, Kim. Y, "Dynamic elastic constants of Weld HAZ of SA 508 CL. 3 steel using resonant ultrasound spectroscopy", *IEEE Trans. Ultrason. Ferroelectr. Freq. Control,* Vol. 47, No. 3, pp. 559-564, (2000).

32. İnce. F, Türkmen. H, Mecitoğlu. Z, Uludağ. N, Durgun. İ, Altınok. E and Örenel. H, "A numerical and experimental study on the impact behavior of box structures", *Procedia Engineering,* Vol. 10, pp. 1736-1741, (2011).
33. Hanssen. AG, Langseth. M, Hopperstad. O, "Static crushing of square aluminium extrusions with aluminium foam filler", *International Journal of Mechanical Sciences,* Vol. 41, No. 8, pp. 967-993, (1999).
34. Hanssen, A.G., Hopperstad, O. and Langseth, M., "Bending of square aluminium extrusions with aluminium foam filler", *Acta Mechanica,* Vol. 142, No. 1-4, pp. 13-31, (2000).
35. Hanssen. AG, Hopperstad. O. and Langseth. M, "Design of aluminium foam-filled crash boxes of square and circular cross-sections", *International Journal of Crashworthiness,* Vol. 6, No. 2, pp. 177-188, (2001).
36. Hanssen. AG, Hopperstad. O, Langseth. M. and Ilstad. H, "Validation of constitutive models applicable to aluminium foams", *International journal of mechanical sciences,* Vol. 44, No. 2, pp. 359-406, (2002).

عیب‌یابی خودکار کمپرسور سه‌باله‌ای با استفاده از تبدیل موجک و ماشین بردار پشتیبان*

مهدی کریمی(۱) سعید علی‌آبادی فراهانی(۲)

چکیده *در این مقاله روشی ارائه شده است که بتوان با آموزش یک سیستم هوشمند، ماشین‌آلات صنعتی را به‌صورت خودکار عیب‌یابی کرد. یک کمپرسور سه‌باله‌ای به‌عنوان نمونه‌ای از یک ماشین صنعتی مورد استفاده قرار گرفت. روش ارائه‌شده برای آموزش سیستم هوشمند از مرحلهٔ داده‌برداری، تحلیل سیگنال و سیستم هوشمند تشخیص الگو تشکیل شده است. در گام اول با داده‌برداری از سیگنال شتاب کمپرسور سالم و کمپرسور با عیوب متفاوت، داده‌های موردنظر برای شروع پردازش سیگنال حاصل شدند. پس از تحلیل داده‌ها و یافتن معیار تشخیص الگوی عیوب، یک ماشین بردار پشتیبان برای تفکیک عیوب، آموزش داده شد. روش ارائه‌شده در پایان آزمایش گردید و نتایج حاصل از سیستم آموزش دیده، عیوب را به‌صورت کامل و صحیح تفکیک کرد.*

واژه‌های کلیدی پایش وضعیت، عیب‌یابی خودکار، تبدیل موجک، ماشین بردار پشتیبان، کمپرسور سه‌باله‌ای.

Automated Fault Detection of Tri-Lobe Compressor Using Wavelet Transformation and Support Vector Machine

M. Karimi S. Aliabadi Farahani

Abstract *In order to diagnose the faults of industrial rotating machines automatically, an expert system is used in this paper. A tri-lobe roots blower compressor is used as a test rig to represent an industrial machine. The proposed method for training the expert system includes: data acquisition, signal processing and intelligent pattern recognition stages. Acceleration signals of healthy and faulty compressor components were acquired in the first stage. The signals were conditioned to be used for the signal processing as the next stage. It is necessary to find pattern recognition criterion of the compressor fault diagnosis. Therefore feature extraction of data was performed as part of the second stage. In the third stage, a support vector machine tool was trained and employed to classify the faults. The proposed procedure was tested and the obtained results showed that this algorithm works very well and it fully classifies the faults automatically.*

Key Words Condition monitoring, automatic fault diagnosis, wavelet Transformation, support vector machine, Tri-lobe compressor.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/۱۲/۷ و تاریخ پذیرش آن ۹٤/۲/۵ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول: استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه بوعلی‌سینا، همدان. karimi_mh@yahoo.com

(۲) دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، دانشگاه بوعلی سینا، همدان.

مقدمه

در صنعت امروز، ضرورت پایش وضعیت بر کسی پوشیده نیست، چرا که علاوه‌بر کاهش هزینه‌ها، بازده ماشین‌آلات را نیز بسیار بهبود می‌بخشد. از این‌رو در سال‌های اخیر (به‌ویژه از دههٔ ۱۹۷۰ میلادی تاکنون) تحقیقات زیادی در رابطه با انواع تعمیرات و عیب‌یابی ماشین‌آلات به‌صورت‌های مختلف انجام گرفته است. انواع تعمیرات را می‌توان به تعمیرات عکس‌العملی، برنامه‌ریزی شده و یا مبتنی بر وضعیت دسته‌بندی کرد. اما آن‌چه که پایش وضعیت را اهمیت می‌بخشد، تعمیرات مبتنی بر وضعیت است که از بسیاری از هزینه‌های اضافی جلوگیری می‌نماید [۱].

یکی از متداول‌ترین روش‌های عیب‌یابی در ماشین‌آلات صنعتی، پایش ارتعاشات دستگاه‌ها می‌باشد. به‌گونه‌ای که در بزرگ‌ترین صنایع داخلی نیز (به‌طور مثال صنایع خودروسازی) برنامه‌ای مدون برای داده‌برداری ارتعاشات دستگاه‌ها وجود دارد. با بررسی این داده‌ها برخی عیوب شناسایی شده و برنامه‌های تعمیراتی تنظیم می‌گردد. بزرگ‌ترین مسئلهٔ موجود در این روش تحلیل داده‌های به‌دست آمده است. تا کنون روش‌های متعددی برای بررسی و استخراج اطلاعات از داده‌های ارتعاشی معرفی شده است. این روش‌ها به سه دسته قابل تقسیم هستند:

۱) تحلیل حوزهٔ زمان.
۲) تحلیل حوزهٔ فرکانس.
۳) تحلیل زمان – فرکانس.

تحلیل حوزهٔ زمان مستقیماً براساس خود موج زمانی است. برای این تحلیل، در شکل سنتی خود، ویژگی‌های آماری موج زمانی مانند میانگین، مقدار پیک، فاصلهٔ پیک‌ها، انحراف معیار، فاکتور کرست و هم‌چنین مشخصاتی از درجات بالاتر مانند جذر میانگین مجذور، چولگی (Skewness)، درجه اوج (Kurtosis) و ... محاسبه می‌گردد. این ویژگی‌ها را معمولاً ویژگی‌های حوزهٔ زمان می‌نامند. تحلیل حوزهٔ فرکانس براساس سیگنال‌های تبدیل شده به حوزهٔ فرکانس می‌باشد. برتری روش‌های حوزه فرکانس بر حوزهٔ زمانی این است که می‌توان در این شکل تبدیل یافتهٔ سیگنال‌ها، اجزای فرکانسی مورد نظر را شناسایی و به راحتی از دیگر قسمت‌های سیگنال جدا کرد. متداول‌ترین تحلیل حوزهٔ فرکانس، تحلیل طیفی است که براساس تبدیل فوریهٔ سریع انجام می‌پذیرد. یکی از محدودیت‌های حوزهٔ فرکانس ، ناکارآمدی آن در سیگنال‌های غیرپایا است، که مشخصاً در عیوب ماشین‌ها بسیار اتفاق می‌افتد [2]. به‌این‌ترتیب تحلیل زمان – فرکانس، که سیگنال‌ها را هم در حوزهٔ زمان و هم در حوزهٔ فرکانس پردازش می‌کند، برای مواجهه با موج‌های غیرپایا توسعه پیدا کرد. تحلیل زمان – فرکانس، به شکل سنتی خود، از توزیع‌های زمان – فرکانس که توزیع انرژی سیگنال را در حوزهٔ فرکانس و در تک‌تک لحظات سیگنال نشان می‌دهند، استفاده می‌کند. تبدیل فوریهٔ کوتاه‌مدت، اسپکتروگرم (Spectrogram) و توزیع ویگنر – ویل از متداول‌ترین توزیع‌های زمان – فرکانس می‌باشند. یک تبدیل دیگر برای تحلیل زمان– فرکانس، تبدیل موجک است. تبدیل موجک برخلاف توزیع‌های زمان– فرکانس که سیگنال را در فضاهای زمان– فرکانس ارائه می‌کردند، سیگنال را برحسب زمان نشان می‌دهد. مزیت اصلی تبدیل موجک توانایی آن در به نمایش در آوردن سیگنال‌هایی با فرکانس‌های کم کوتاه‌مدت و فرکانس‌های بالای بلندمدت به شکلی است که در فرکانس‌های کم دارای وضوح فرکانسی زیاد و در فرکانس‌های بالا دارای وضوح زمانی زیاد باشد. تبدیل موجک به دو صورت پیوسته و گسسته بررسی می‌شود [2].

مقاله‌های زیادی در رابطه با کاربرد تبدیل موجک در عیب‌یابی چرخ‌دنده‌ها به چاپ رسیده است. به‌طور مثال سانگ و همکارانش [3] در رابطه با عیب‌یابی چرخ‌دنده‌های دندانه‌شکسته به‌وسیلهٔ تبدیل موجک

مطالعه کردند و یا بولهبال و همکارانش [4] برای شناسایی ترک در یک سیستم چرخ‌دنده‌ای از تبدیل موجک سیگنال‌های ارتعاشی استفاده کردند. اما موضوعی که در سال‌های اخیر پژوهشگران به دنبال آن بوده‌اند این است که شناسایی الگوهای عیب‌یابی از درون داده‌های ارتعاشی به‌صورت نرم‌افزاری انجام گیرد. به این صورت که با آموزش سیستم‌های هوشمند (هوش مصنوعی) توانایی تشخیص الگوی عیوب از میان داده‌های بسیار زیاد به‌دست‌آمده از پایش ارتعاشات، به کامپیوتر داده شود و وظیفهٔ تفکیک ماشین‌آلات معیوب از سالم به نرم‌افزار هوشمند محول گردد. ضرورت این کار در این موضوع بود که در صنعت فعلی جهان (منظور اکثریت صنایع است) برای پایش وضعیت و عیب‌یابی ماشین‌آلات، داده‌های به‌دست‌آمده از دستگاه‌ها به‌صورت دستی توسط یک کارشناس مجرب بررسی و عیوب مشخص می‌شوند. این موضوع علاوه بر این که دقت عیب‌یابی را به شخص وابسته می‌کند، نیاز زیادی به مهارت و تجربه‌ای دارد که محدود به عدهٔ کمی از مهندسان این زمینه می‌شود. به این ترتیب بود که پژوهشگران با ترکیب انواع روش‌های پردازش سیگنال و تشخیص الگو، سعی در ارائهٔ فرآیندهای عیب‌یابی برای قطعات مختلف مکانیکی نمودند.

ماشین بردار پشتیبان از روش‌های نسبتاً جدید آموزش ماشین می‌باشد. بر اساس تحقیقات صورت‌گرفته، این روش که بر پایهٔ تئوری آموزش‌های آماری بنا شده است، از بسیاری از روش‌های تشخیص الگو به‌ویژه در زمینهٔ دسته‌بندی موفق‌تر عمل کرده است. قابل ذکر است که از مزایای این روش می‌توان به سازگاری خوب آن با تعداد کم نمونه‌های آموزشی اشاره کرد؛ به‌گونه‌ای که در مقایسه با روش‌های دیگر دسته‌بندی داده، با مقدار کمتری دادهٔ آموزشی می‌توانند نتایج به‌مراتب خوبی ارائه کنند که این موضوع در مسائلی مانند عیب‌یابی که شاید به‌دست آوردن داده‌ها در آن مشکل و هزینه‌بر باشد، به پیشرفت عملیات پایش وضعیت کمک شایانی خواهد بود [5].

امروزه روش‌های متنوع تشخیص الگو در عیب‌یابی‌های مکانیکی کاربردهای زیادی دارند. ترکیب این روش‌ها و تکنیک‌های بسیار متنوع پیش‌پردازش، باعث ازدیاد روش‌های عیب‌یابی شده است که هرکدام منافع و معایب خود را دارا می‌باشند. برای نمونه در سال‌های اخیر ساراوانان و همکارانش [6] در عیب‌یابی یک جعبه‌دندهٔ مخروطی، به مقایسهٔ عملکرد شبکهٔ عصبی و ماشین بردار پشتیبان پرداخته‌اند. آنان در انتها به این نتیجه رسیده‌اند که آموزش شبکهٔ عصبی بیشتر از ماشین بردار پشتیبان زمان نیاز دارد یا به عبارت دیگر داده‌های آموزشی بیشتری نیاز است تا پاسخ‌های قابل قبولی از آن گرفته شود. فرناندز و همکارانش [7] نیز یک سیستم خودکار برای تشخیص یاتاقان‌های غلتشی معیوب از سالم ارائه کردند، آنان از ماشین بردار پشتیبان برای تشخیص الگو و از تحلیل‌های حوزهٔ فرکانس برای استخراج ویژگی معیار تشخیص الگو بهره بردند. همان‌طور که در بخش بعدی گفته خواهد شد، با تحلیل سیگنال در حوزهٔ فرکانس در سیگنال‌های پایا به‌خوبی می‌توان عیوب را استخراج کرد، اما هنگامی که عیب سیستم یک عیب متناوب نباشد آنگاه با این تحلیل سیگنال نمی‌توان عیب را پیدا کرد.

موضوعی که این روزها بیشتر مورد توجه محققان قرار دارد، یافتن روشی مدون برای عیب‌یابی خودکار یک مجموعه (یک ماشین کامل) می‌باشد. منظور از عیب‌یابی خودکار، نوعی پایش وضعیت ماشین توسط خود ماشین است که حتی می‌توان در برخی موارد فرمان‌های کنترلی را نیز به خود ماشین واگذار کرد که به این ترتیب نه تنها دقت کار بالا می‌رود بلکه نیاز ضروری فعلی به یک کارشناس ماهر برای عیب‌یابی ماشین‌آلات حتی کوچک نیز مرتفع می‌گردد. تحقیق پیش رو تلاشی است در راستای نسل آیندهٔ عیب‌یابی صنعتی. فرآیند عیب‌یابی مورد نظر که در ادامه خواهد آمد، شامل داده‌برداری ارتعاشی، پردازش سیگنال از

طریق تبدیل موجک گسسته، استخراج ویژگی از داده‌های خروجی تبدیل موجک و آموزش ماشین بردار پشتیبان برای شناسایی الگوی عیوب می‌باشد. قابل ذکر است که در صنعت امروز کشور و به‌طور مشخص تولیدکنندگان خودرو، از سیستم عیب‌یابی در حوزهٔ فرکانس بهره می‌برند و از هوش مصنوعی نیز استفاده نمی‌کنند و این مهندسان ماهر در این زمینه هستند که با تحلیل سیگنال‌ها عیوب را شناسایی می‌کنند.

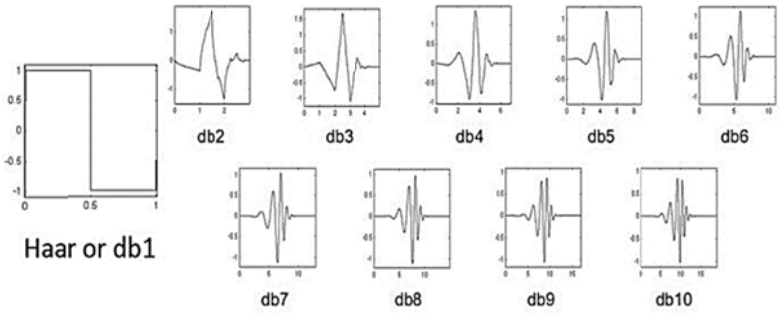
برای مقایسهٔ روش ارائه‌شده در این تحقیق می‌بایست هر کدام از مراحل سه‌گانهٔ عیب‌یابی (داده‌برداری، تحلیل داده و هوش مصنوعی) را به‌صورت جداگانه با روش‌های مشابه مقایسه کرد. در گام داده‌برداری کاملاً واضح است که همه چیز به تجهیزات آزمایشگاهی وابسته است و هرچه داده‌های بیشتر و دقیق‌تری در اختیار محققان قرار گیرد تحلیل‌های صورت گرفته دقیق‌تر و شبکه‌های تشخیص الگو با خطای کمتری پاسخ می‌دهند. برای تحلیل داده نیز همان‌طور که گفته شد روش‌های مختلفی مورد استفاده است که هر کدام در رابطه با یافتن ویژگی خاصی و کاربرد مشخصی به‌کار گرفته می‌شوند. اما با توجه به جامع بودن روش‌های زمان فرکانس و دربرگرفتن سیگنال‌های غیرپایا، استفاده از تبدیل موجک به‌مراتب افزایش پیدا کرده است [7]. گام سوم که فرآیند خودکارسازی را فراهم می‌کند نیز در سال‌های اخیر پیشرفت‌های زیادی داشته است. تا مدت‌ها از شبکه‌های عصبی به‌عنوان بهترین هوش‌های طبقه‌بندی استفاده می‌شد اما با ظهور روش ماشین بردار پشتیبان و مقایسه‌هایی که بین این دو روش انجام گرفت مشخص شد که روش ماشین بردار پشتیبان برای آموزش دیدن به‌مراتب زمان و هزینه کمتری طلب می‌کند. در مرجع [6] مقایسهٔ کاملی بین این دو روش انجام گرفته است. در جدول (۱) برخی از تفاوت‌های این دو روش هوش مصنوعی آورده شده است. در این مقاله سعی شده است با ترکیب بهترین گزینه‌ها در هر گام و هم‌چنین انتخاب یک معیار تازه برای تشخیص الگو، فرآیند عیب‌یابی خودکار شود و سرعت آموزش سیستم تا حد زیادی افزایش داده شود. اما قبل از پرداختن به فرآیند، ابتدا مطالبی مختصر در رابطه با تبدیل موجک و ماشین بردار پشتیبان ارائه می‌گردد.

جدول ۱ برخی تفاوت‌های شبکهٔ عصبی مصنوعی و ماشین بردار پشتیبان

شبکهٔ عصبی مصنوعی	ماشین بردار پشتیبان
پاسخ بهینه‌سازی ممکن است دچار مینیمم‌های محلی شود	پاسخ بهینه‌سازی یکتا و در سراسر دامنه اعتبار دارد
با افزایش داده‌های آموزشی عملیات آموزش نیز بسیار بیشتر می‌شود	عملیات آموزش به تعداد داده‌های آموزشی ارتباطی ندارد
حداقل کردن خطر تجربی (empirical risk minimization)	حداقل کردن خطر ساختاری (structural risk minimization)

تبدیل موجک

یک موجک، یک موج کوتاه‌مدت با مقدار میانگین صفر می‌باشد. در مقایسهٔ موجک‌ها با موج‌های سینوسی، (که پایهٔ تحلیل فوریه هستند) موج‌های سینوسی مدت محدودی ندارند (از ∞- تا ∞+ ادامه دارد) و همین‌طور موجک‌ها بر خلاف سینوس‌ها که هموار و قابل پیش‌بینی هستند، غیرمنظم و غیرمتقارن می‌باشند. همان‌طور که در تحلیل فوریه، سیگنال به موج‌های سینوسی با فرکانس‌های متفاوت شکسته می‌شد، در تحلیل موجک، سیگنال به نمونه‌های منتقل و کوچک (یا بزرگ) شدهٔ (Shifted and Scaled) موجک اصلی (موجک مادر) شکسته می‌شود. با توجه به شکل نامنظم موجک‌ها می‌توان دریافت که در مقایسه با تحلیل فوریه با سینوس‌های هموار، سیگنال‌هایی با تغییرات سریع را با موجک‌ها راحت‌تر می‌توان تحلیل کرد. موجک‌ها به چندین خانواده تقسیم می‌شوند، که از بین آنها موجک مادر برای تبدیل موجک انتخاب می‌شود. در شکل (۱) خانوادهٔ موجک‌های دابشی (Daubechies) که در این تحقیق از آنها استفاده خواهد شد، مشاهده می‌شود. از انواع دیگر موجک‌ها می‌توان به مورله، کلاه مکزیکی و مِیر نیز اشاره کرد.



شکل ۱ موجک‌های مادر خانوادهٔ دابشی [8]

تبدیل موجک پیوسته. تبدیل موجک پیوسته همان تبدیل فوریه است که به‌جای موج سینوسی، از تابع موجک مادر منتقل‌شده و تغییراندازه‌یافتهٔ ψ استفاده شده است:

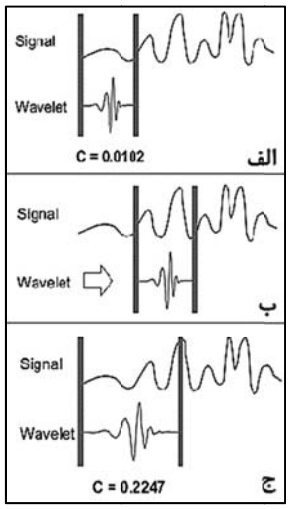
$$C(\text{scale},\text{position}) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t)\,\psi(\text{scale},\text{position},t)\,dt \qquad (۱)$$

در این رابطه پارامتر C، ضریب موجک و تابع f(t) مربوط به داده‌های به دست آمده در حوزه زمان است. نتیجهٔ این تبدیل، ضرایب موجک است که همگی تابعی از مقیاس و مکان هستند. (یا به‌عبارتی برای هر مقیاس و جایگاهی یک ضریب تعیین می‌شود) بنابراین با ضرب کردن هرکدام از آنها در موجکی با مقیاس و جایگاه متناظر، می‌توان اجزای موجکی سیگنال اصلی را به‌دست آورد.

به‌دست آوردن ضرایب تبدیل موجک پیوسته به‌صورت مفهومی به پنج مرحلهٔ زیر تقسیم می‌شود:

۱. انتخاب یک موجک به‌عنوان موجک مادر.
۲. محاسبهٔ مضرب متناضر C براساس همبستگی موجک و قسمتی از سیگنال که در حال بررسی است. این همبستگی شامل مقدار انرژی ۲ موج و ضریب همبستگی آن ۲ می‌شود. (شکل ۲- الف)
۳. موجک حرکت داده‌شده و با قسمت‌های دیگر سیگنال مقایسه می‌گردد. این کار تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که برای تمام قسمت‌های سیگنال ضریب C محاسبه شود. (شکل ۲- ب)
٤. موجک بزرگ‌تر می‌شود (کشیده می‌شود) و عملیات مراحل ۲ و ۳ تکرار می‌گردد. (شکل ۲- ج)
۵. برای تمامی مقیاس‌های مورد نظر عملیات مراحل ۲، ۳ و ٤ اعمال می‌شود.

به این ترتیب می‌توان نمودار ضرایب تبدیل موجک را به‌دست آورد.



شکل ۲ مراحل به‌دست آوردن ضرایب تبدیل موجک پیوسته [8]

رابطهٔ مقیاس و فرکانس. همان‌طور که در قسمت قبل گفته شد، هرچه مقدار مقیاس بیشتر باشد، موجک مورد مقایسه نیز کشیده‌تر است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت هرچه مقیاس بیشتر است، فرکانس کمتر

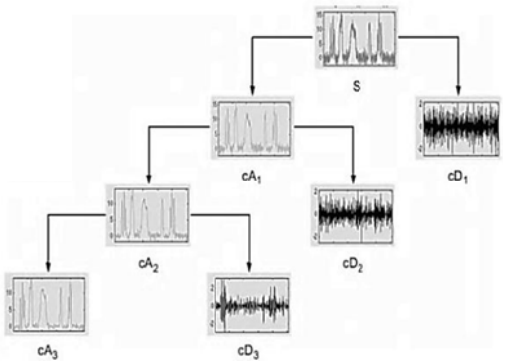
می‌باشد و هرچه مقیاس کمتر باشد، فرکانس بیشتر است. این رابطه با روابط ریاضی نیز قابل بیان است:

$$F_a = \frac{F_c}{a.\Delta} \qquad (۲)$$

که در آن F_c فرکانس مرکزی موجک برحسب هرتز، a مقیاس، Δ پریود نمونه‌برداری و F_a شبه فرکانس مرتبط با مقیاس a بر حسب هرتز می‌باشند.

تبدیل موجک گسسته. محاسبهٔ تمامی ضرایب تبدیل موجک در تمام مقیاس‌ها علاوه بر این‌که حجم دادهٔ زیادی ایجاد می‌کند، گاهی اوقات ضرورتی نیز ندارد. تبدیل موجک گسسته با انتخاب مقیاس و جایگاه براساس توان‌های ۲، تحلیلی با همان دقت و بازده عملیاتی بیشتر ارائه می‌کند. یک راه مؤثر و سریع برای انجام این عملیات (تبدیل موجک گسسته) از طریق فیلترها است که در سال ۱۹۸۸ توسط ملات [9] ارائه گردید.

برای اکثر سیگنال‌ها، محتویات فرکانس پایین، مهم‌ترین قسمت سیگنال می‌باشد، چراکه هویت سیگنال در آن قرار گرفته است. به‌طور مثال در صدای انسان، اگر قسمت فرکانس بالا حذف شود، صدا تغییر می‌کند ولی هم‌چنان می‌توان معنای کلام را از آن دریافت کرد. اما اگر قسمت فرکانس پایین آن حذف گردد، چیزی به‌جز خش‌خش شنیده نمی‌شود. در تحلیل موجک گسسته سیگنال به دو قسمت تقریب که شامل مقیاس‌های بالا (فرکانس پایین) است و جزئیات که شامل مقیاس‌های کم (فرکانس بالا) است، تقسیم می‌شود. در شکل (۳) یک نمای کلی از این تبدیل مشاهده می‌شود. قابل توجه است که ضرایب جزئیات cD، غالباً کوچک هستند و بیشتر شامل نویز سیگنال می‌شوند، در حالی که ضرایب تقریب cA شکل همان سیگنال اصلی را با نویزی به‌مراتب کمتر حفظ کرده‌اند. این عملیات تجزیه می‌تواند تکرار گردد و سیگنال تقریب در مراحل بعد به اجزای کوچک‌تر تجزیه گردد و جزئیات بیشتری از سیگنال را نمایان کند.



شکل ۳ تصویری از یک تبدیل موجک گسسته تا مرحلهٔ سوم [8]

ماشین بردار پشتیبان

روش‌های آموزش کلاسیک از جمله شبکهٔ عصبی، به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که خطای داده‌های آموزشی را به کمترین مقدار خود برسانند که این کار حداقل‌سازی خطر تجربی (Empirical Risk Minimization) نام دارد. ولی از طرفی ماشین بردار پشتیبان براساس حداقل‌سازی خطر ساختاری (Structural Risk Minimization) که ریشه در تئوری آموزش‌های آماری دارد، بنا شده است. اصل حداقل‌سازی خطر ساختاری بر پایهٔ کاهش دادن خطای عمومی‌سازی (افزایش پاسخ‌های صحیح به مجموعه داده‌های آزمایش) استوار است [5]. ماشین بردار پشتیبان توانایی رسیدگی به فضاهای بسیار بزرگ ویژگی را خواهد داشت، چرا که در زمان آموزش آن، ابعاد بردارهای دسته‌بندی تأثیر زیادی در عملکردش نخواهند داشت که این امر در سیستم‌های دسته‌بندی معمولی تأثیرگذار است. این موضوع در دسته‌بندی عیوب پایش وضعیت نیز می‌تواند بسیار مفید باشد، چراکه در آن‌جا ممکن است تعداد ویژگی‌های عیوب زیاد باشد. کاربرد و عملکرد ماشین بردار پشتیبان در زمینه‌های مختلف دسته‌بندی در مرجع [5] مرور شده است. در ادامه به کلیاتی از تئوری و مفاهیم اولیه ماشین بردار پشتیبان پرداخته می‌شود.

تئوری ماشین بردار پشتیبان. فرض می‌شود که $X_i(i=1,2,...,M)$ داده‌های ورودی هستند که در آن M تعداد نمونه‌ها است. به‌طور مثال نمونه‌ها باید در دو دسته جای گیرند: کلاس مثبت یا $y_i=1$ و کلاس منفی یا $y_i=-1$. اگر داده‌ها به‌صورت خطی قابل تمایز باشند، می‌توان آنها را با ابرصفحه $f(x)=0$ جدا کرد:

$$f(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{w}^{T}\boldsymbol{x}+b=\sum_{j=1}^{M}w_j x_j+b=0 \qquad (۳)$$

که در آن $\boldsymbol{w}$ یک بردار M مؤلفه‌ای و b یک اسکالر است. تابع تصمیم‌گیری براساس علامت $\mathbf{f(x)}$ ساخته خواهد شد تا بتواند داده‌ها را به دو دستهٔ مثبت و منفی تقسیم کند. ابرصفحهٔ جداکننده باید قیود زیر را رعایت کند:

$$\begin{cases} f(\boldsymbol{x}_i)=1 & \text{if} \quad y_i=1 \\ f(\boldsymbol{x}_i)=-1 & \text{if} \quad y_i=-1 \end{cases} \qquad (٤)$$

و یا:

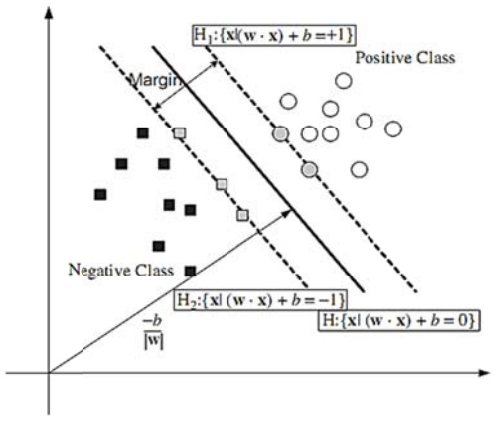
$$y_i f(\boldsymbol{x}_i)=y_i\left(\boldsymbol{w}^{T}\boldsymbol{x}+b\right)\geq 1$$
$$\text{for} \quad i=1,2,\ldots,M \qquad (٥)$$

ابرصفحهٔ جداکننده‌ای را که بیشترین فاصلهٔ ممکن را بین صفحه و نزدیک‌ترین داده به آن ایجاد کند ابرصفحهٔ جداکنندهٔ بهینه می‌نامند. نمونه‌ای از این ابرصفحه در شکل (٤) نمایش داده شده است. در این شکل مجموعه‌ای از نقاط داده که دو دستهٔ متفاوت را تشکیل می‌دهند نشان داده شده است: مربع‌های سیاه برای دستهٔ منفی و دایره‌های سفید برای دستهٔ مثبت. ماشین بردار پشتیبان تلاش می‌کند تا یک خط مرزی بین دو دسته داده ایجاد کند، به‌گونه‌ای که حاشیهٔ تشکیل شده به‌وسیلهٔ خطوط مقطع به بیشینهٔ خود برسد. نزدیک‌ترین داده‌هایی که باعث ایجاد حاشیهٔ خطوط مقطع می‌شوند را بردارهای پشتیبان می‌نامند که با مربع‌ها و دایره‌های خاکستری نمایش داده شده‌اند. زمانی که بردارهای پشتیبان تعیین می‌شوند، داده‌های دیگر ارزشی ندارند، چراکه این بردارهای پشتیبان تمام اطلاعات لازم برای تعریف تفکیک کننده را دارا هستند. قابل ذکر است که فاصلهٔ عمودی دو خط مقطع برابر $2/\boldsymbol{w}$ است. بنابراین با حل کردن مسئلهٔ بهینه‌سازی زیر، ابرصفحهٔ جداکنندهٔ بهینه به‌دست خواهد آمد:

$$\text{Minimize} \ \frac{1}{2}\boldsymbol{w}^{2}$$
$$\text{subject to}: \ y_i f(\boldsymbol{x}_i)=y_i\left(\boldsymbol{w}^{T}\boldsymbol{x}+b\right)\geq 1$$
$$\text{for} \quad i=1,2,\ldots,M \qquad (٦)$$

با به‌کارگیری شرایط کاروش- کان- تاکر می‌توان مسئله را به معادل ساده‌تر لاگرانژی آن تبدیل کرد:

$$\text{Minimize} \ L(\boldsymbol{w},b,\boldsymbol{\alpha})=\frac{1}{2}\boldsymbol{w}^{2}-\sum_{i=1}^{M}\alpha_i\left[y_i\left(\boldsymbol{w}.\boldsymbol{x}_i+b\right)-1\right]\alpha_i\geq 0 \qquad (٧)$$



شکل ٤ یک دسته‌بندی دوبعدی با استفاده از ماشین بردار پشتیبان [5]

حال مسئله حداقل کردن عبارت بالا نسبت به $\boldsymbol{w}$ و b است و هم‌چنین ماکزیمم کردن آن نسبت به متغیر $\boldsymbol{\alpha}$. به این ترتیب با به‌دست آوردن نقطهٔ زینی مسئله،

متغیرهای $\boldsymbol{w}$، b و $\boldsymbol{\alpha}$ مشخص می‌شوند. بنابراین تابع تصمیم‌گیری به قرار زیر خواهد بود:

$$\mathrm{f}(\boldsymbol{x}) = \mathrm{sign}\left(\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x} + \mathrm{b}\right)$$
$$\text{or} \quad \mathrm{f}(\boldsymbol{x}) = \mathrm{sign}\left(\sum_{\mathrm{i,j=1}}^{\mathrm{M}} \alpha_{\mathrm{i}} \mathrm{y}_{\mathrm{i}} \left(\boldsymbol{x}_{\mathrm{i}} \boldsymbol{x}_{\mathrm{j}}\right) + \mathrm{b}\right) \qquad (۸)$$

ماشین بردار پشتیبان توانایی حل مسائل دسته‌بندی غیرخطی را نیز دارد این امر با به‌کارگیری تابع کرنل مورد نظر محقق می‌شود. برای این کار داده‌های اولیه به یک فضای ویژگی با ابعاد بیشتری نگاشت می‌شوند و در آن‌جا به شکل خطی دسته‌بندی صورت می‌گیرد. با استفاده از تابع کرنل $\mathrm{K}\left(\boldsymbol{x}_{\mathrm{i}}, \boldsymbol{x}_{\mathrm{j}}\right)$ تابع تصمیم‌گیری به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$\mathrm{f}(\boldsymbol{x}) = \mathrm{sign}\left(\sum_{\mathrm{i,j=1}}^{\mathrm{M}} \alpha_{\mathrm{i}} \mathrm{y}_{\mathrm{i}} \mathrm{K}\left(\boldsymbol{x}_{\mathrm{i}}, \boldsymbol{x}_{\mathrm{j}}\right) + \mathrm{b}\right) \qquad (۹)$$

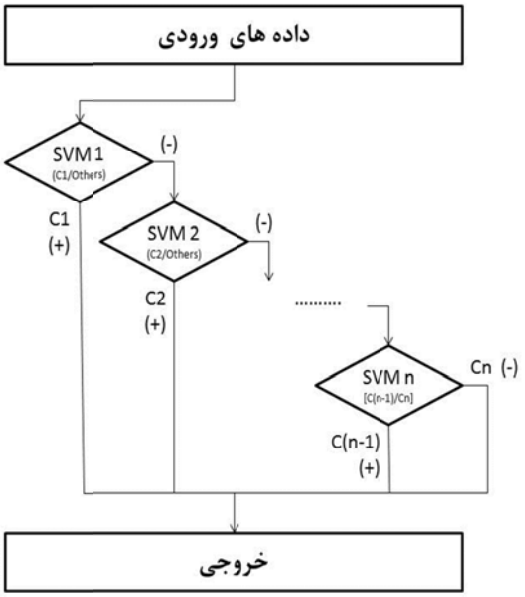
هر تابعی که در قضیهٔ مرسر (به نقل از مرجع [5]) صدق کند می‌تواند به‌عنوان کرنل استفاده شود. این توابع می‌بایست پیوسته و معین مثبت باشند. برخی از این توابع کرنل در جدول (۲) آورده شده‌اند.

جدول ۲ توابع کرنل برای تابع تصمیم‌گیری ماشین بردار پشتیبان [5]

کرنل	$\mathrm{K}\left(\mathrm{x}_{\mathrm{i}}, \mathrm{x}_{\mathrm{j}}\right)$
خطی	$\mathrm{x}_{\mathrm{i}}^{\mathrm{T}}.\mathrm{x}_{\mathrm{j}}$
چند جمله‌ای	$\left(\gamma\, \mathrm{x}_{\mathrm{i}}^{\mathrm{T}}.\mathrm{x}_{\mathrm{j}} + \mathrm{r}\right)^{\mathrm{d}}\ ,\ \gamma > 0$
RBF گوسی	$\exp\left(\frac{-\mathrm{x}_{\mathrm{i}} - \mathrm{x}_{\mathrm{j}}^{\,2}}{2\gamma^{2}}\right)$

ماشین بردار پشتیبان چندکلاسه. روش ماشین بردار پشتیبان ماهیتاً یک روش دودویی است، همان‌طور که در تئوری ذکر شده مشاهده شد، داده‌ها در دو کلاس ۱+ و ۱- تقسیم می‌شدند. حال آن‌که در مسائل طبیعی و در اکثر عیب‌یابی‌ها بیش از دو کلاس نیاز خواهد بود. بنابراین در ادامه به چند تکنیک برای استفادهٔ ماشین بردار پشتیبان در دسته‌بندی چندکلاسه اشاره خواهد شد. توضیحات بیشتر در رابطه با دیگر روش‌ها در مرجع [9] آمده است.

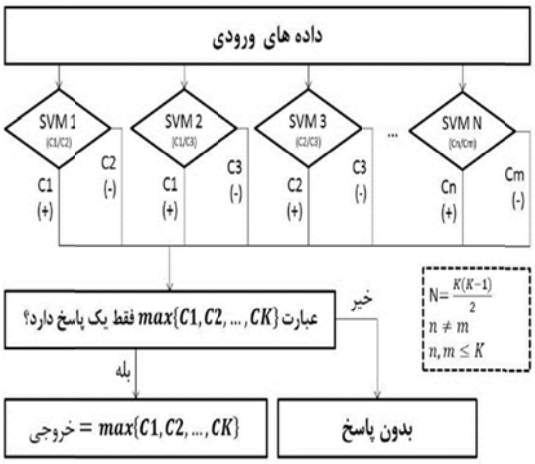
روش یکی در برابر همه. در این روش به‌ازای هر کلاس از داده‌ها یک ماشین بردار پشتیبان آموزش داده می‌شود که برای داده‌های آن کلاس، پاسخ ۱+ را برمی‌گرداند و برای داده‌های دیگر کلاس‌ها، پاسخ ۱- را خواهد داد. و با سری قرار دادن این SVMها، یک شبکهٔ ماشین بردار پشتیبان چندکلاسه ایجاد خواهد شد. در شکل (۵) این الگوریتم به نمایش در آمده است.



شکل ۵ الگوریتم تصمیم‌گیری روش یکی در برابر همه

روش یکی در برابر یکی. در این روش به‌ازای هر جفت کلاس یک ماشین بردار پشتیبان ایجاد می‌شود. به‌عبارتی به‌ازای K دستهٔ متفاوت، $\left[K\left(K-1\right)\right]/2$

تفکیک‌کننده تعلیم می‌بینند و دسته‌بندی براساس آن‌چه در شکل (٦) آمده است انجام می‌گیرد.

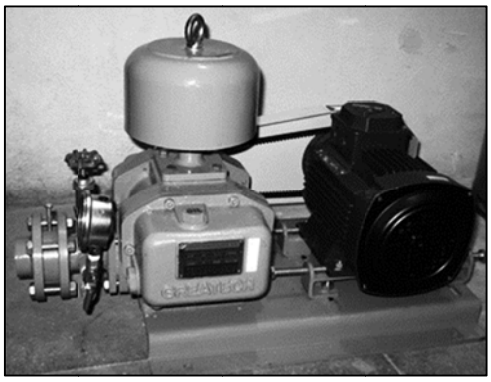


شکل ٦ الگوریتم تصمیم‌گیری روش یکی در برابر یکی

فرآیند عیب‌یابی

همان‌طور که گفته شد، فرآیند عیب‌یابی شامل داده‌برداری ارتعاشی، پردازش سیگنال از طریق تبدیل موجک گسسته، استخراج ویژگی از داده‌های خروجی تبدیل موجک و آموزش ماشین بردار پشتیبان برای شناسایی الگوی عیوب می‌باشد. این کار بر روی یک نوع کمپرسور جابه‌جایی مثبت، به نام دمندهٔ ریشه‌ای سه‌باله‌ای (Tri-lobe Roots Blower) انجام می‌گیرد. در شکل (۷) تصویری از این کمپرسور آورده شده است. در ادامه ابتدا کمپرسور و محیط آن شرح داده می‌شود و سپس با به‌دست آوردن داده‌ها به تحلیل سیگنال و آموزش سیستم هوشمند عیب‌یابی پرداخته خواهد شد.

قابل ذکر است از آن‌جا که ایجاد عیوب پیچیده و غیرقابل بازگشت هزینهٔ فراوانی برای تحقیق و بررسی طلب می‌کرده است و تأمین این هزینه در حدود یک پروژهٔ دانشگاهی مقدور نبوده، از تعداد کمی عیب ساده فقط به‌جهت دسته‌بندی استفاده شده است، که البته از دقت فرآیند کاسته نخواهد شد.



شکل ۷ کمپرسور سه‌باله‌ای مدل جی٤٠ از شرکت گریتک

کمپرسور سه‌باله‌ای مورد آزمایش. در این مقاله، برای اعتبارسنجی روش عیب‌یابی ارائه شده از کمپرسور سه‌باله‌ای گریتک مدل جی٤٠ استفاده شده است. موتور استفاده شده در کنار کمپرسور، موتور دو اسب بخار شرکت موتوژن می‌باشد که با سرعت ۱٤۰۰ دور بر دقیقه گردش می‌کند. قابل ذکر است که دور کمپرسور نیز حدود ۲۰۵۰ دور بر دقیقه می‌باشد و وزن آن به همراه موتور حدود ۵۰ کیلوگرم می‌باشد. این کمپرسور از بازار تهیه گردید، چراکه نیاز به یک کمپرسور سالم می‌باشد تا هوش مصنوعی آموزش صحیحی ببیند. (البته منظور از سالم به معنی نداشتن هیچ‌کدام از عیوبی است که مورد بررسی این تحقیق قرار گرفته است.) در هنگام راه‌اندازی نخست، کمپرسور به‌وسیلهٔ یک ساعت اندازه‌گیری نصب شد و نامیزانی شفت‌های آن کاملاً رفع گردید.

با توجه به این‌که کمپرسور به‌صورت بدون بار تحت آزمایش قرار می‌گیرد، فونداسیونی با بیش از سه برابر وزن کمپرسور کفایت می‌کند. برای این منظور، دو شاخه تیرآهن ۱۸ با مجموع وزنی حدود ٤۰ کیلوگرم در زیر کمپرسور قرار گرفتند و با چهار جفت پیچ و مهره کاملاً متصل شدند. و در نهایت مطابق شکل (۸) چهار عدد بلوک بتنی که هر کدام بیش از ۳۵ کیلوگرم وزن داشتند، بر روی تیرآهن‌ها قرار گرفت تا وزنی بیش از ۱۸۰ کیلوگرم کمپرسور را بر روی زمین مهار کند.

داده‌برداری. برای داده‌برداری از یک دستگاه تحلیل‌گر STD-3300، استفاده شده است. این دستگاه امکانات زیادی برای داده‌برداری حرفه‌ای داراست و از دقت بسیار بالایی برخوردار می‌باشد. از این دستگاه هم‌اکنون برای عیب‌یابی در صنایع پیشرفتهٔ کشور مانند صنعت خودروسازی استفاده می‌شود.



شکل ۸ کمپرسور سه‌باله‌ای به‌همراه فنداسیون تعبیه‌شده

در این مرحله با راه‌اندازی کمپرسور و اندازه‌گیری ارتعاشات، داده‌های مورد نظر فرآیند عیب‌یابی به‌دست می‌آیند. برای این منظور، سیگنال شتاب افقی نقطه‌ای از کمپرسور، با فرکانس ۲۵۶۰ داده بر ثانیه برداشته می‌شود. (فرکانس از مشخصات دستگاه داده‌برداری بوده است.) در شکل (۹) دستگاه داده‌برداری قابل‌مشاهده است.

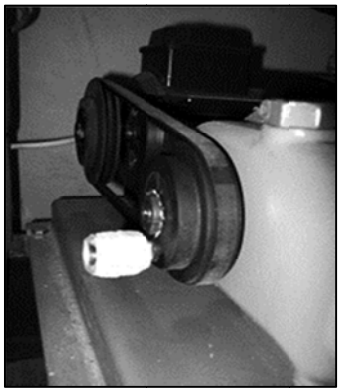


شکل ۹ نمایی از دستگاه داده‌برداری به‌همراه کمپرسور مورد آزمایش

این عملیات برای چهار حالت از کمپرسور انجام می‌گیرد و برای هر حالت پنج مرتبه به‌مدت یک ثانیه داده‌ها ثبت می‌شوند. بنابراین در انتها چهار دستهٔ طبقه‌بندی که هر کدام شامل پنج سیگنال هستند، به‌دست می‌آید. این چهار حالت عبارتند از:

۱. کمپرسور سالم.
۲. کمپرسور با عیب نابالانسی.
۳. کمپرسور با عیب نامیزانی.
٤. کمپرسور با عیوب نابالانسی و نامیزانی.

در شکل (۱۰) کمپرسور نابالانس قابل مشاهده است. برای نابالانس کردن شفت از یک جسم ٦۰ گرمی در فاصله‌ی دو سانتی‌متری مرکز شفت استفاده شد. در شکل (۱۱) کمپرسور نامیزان نشان داده شده است. برای این منظور موتور مقداری در جای خود چرخانده شد. مکان قبلی پایهٔ عقبی موتور با نوار چسب سفید رنگ در شکل مشخص است.

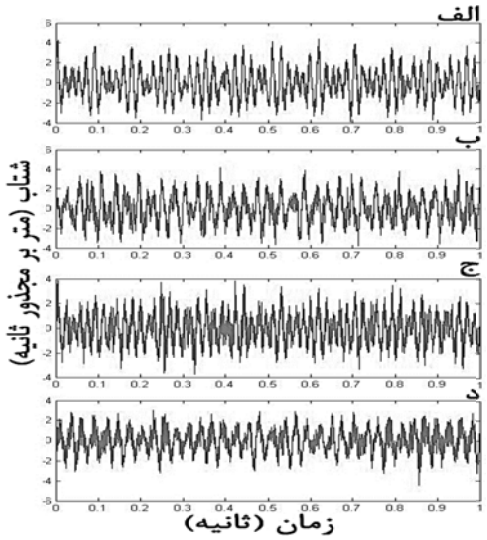


شکل ۱۰ کمپرسور نابالانس شده

ذکر دو نکته در توضیحات فوق الزامی است. اول این‌که انتخاب شتاب افقی کمپرسور به این دلیل است که عیب نامیزانی به‌علت وجود فونداسیون و سنگینی کل سیستم در ارتعاشات افقی نمود بیشتری دارد و در تفکیک عیوب کمک بیشتری خواهد کرد. دوم این‌که حالت عیب ترکیبی که در مورد آخر در نظر گرفته شده، ترکیب دو عیب است که خود می‌تواند به نمایندگی از دستهٔ بزرگی از عیوب صنعتی باشد، چراکه در عمل تفکیک کامل عیوب تقریباً نشدنی است، و به‌این‌ترتیب می‌توان نشان داد که حتی اگر عیوب در کنار هم نیز در نظر گرفته شوند و به‌صورت یک دستهٔ جدا طبقه‌بندی گردند، باز هم در فرآیند عیب‌یابی معرفی‌شده در این تحقیق، قابل بررسی هستند.



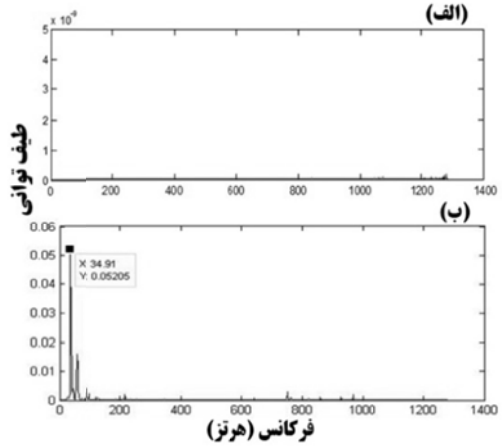
شکل ۱۱ کمپرسور نامیزان شده



شکل ۱۲ نمونه سیگنال‌های به‌دست آمده از آزمایش‌ها، الف) کمپرسور سالم، ب) با عیب نابالانسی، ج) با عیب نامیزانی، د) با عیوب نابالانسی و نامیزانی

از پنج سیگنال به‌دست آمده برای هر حالت، یک سیگنال را برای تست نهایی کنار گذاشته و از چهار سیگنال دیگر به‌عنوان داده‌های آموزشی استفاده می‌شود. در شکل (۱۲) نمونه‌ای از هر حالت به نمایش در آمده است.

تحلیل سیگنال. پس از به‌دست آوردن داده‌های مورد نیاز برای عیب‌یابی، نوبت به تحلیل سیگنال‌ها و استخراج یک ویژگی معیار از درون آن‌ها می‌رسد. اما قبل از این کار، با استفاده از یکی از روش‌های متداول و تثبیت شدهٔ گذشته، صحت داده‌های به‌دست آمده بررسی می‌شود. به این گونه که با به‌دست آوردن طیف توانی سیگنال‌های به‌دست آمده از کمپرسور با عیب نابالانسی که معیار آن در گذشته ثابت شده است، درستی سیگنال زمانی تحقیق می‌گردد.



شکل ۱۳ طیف توانی نمونه سیگنال به‌دست‌آمده از کمپرسور (الف) سالم، (ب) با عیب نابالانسی

پردازش سیگنال با استفاده از تحلیل طیفی. عیب‌یابی از طریق تحلیل طیفی در حوزهٔ فرکانس، علمی شناخته شده است که در صنعت به‌صورت گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد. این روش مزایا و معایبی دارد که در مراجع مختلف آمده است. با این حال در این‌جا برای اثبات صحت داده‌های به‌دست آمده می‌توان از آن استفاده کرد. ویژگی‌های معیار برای تشخیص عیب در اجزای مکانیکی مختلف را می‌توان در مرجع [10] یافت. روش تشخیص عیب نابالانسی از طریق طیف توانی به این گونه است که این عیب یک پیک قوی در فرکانس چرخش شفت ایجاد می‌کند. در شکل (۱۳) طیف توانی کمپرسور سالم و کمپرسور با محور نابالانس مشاهده می‌شود. همان‌طور که قابل مشاهده است در طیف توانی کمپرسور سالم اثری از عیب نابالانسی دیده نمی‌شود و در نمونهٔ آورده شده برای کمپرسور نابالانس، در نزدیکی فرکانس شفت یعنی ۳٤ هرتز، پیک بزرگی مشاهده می‌شود.

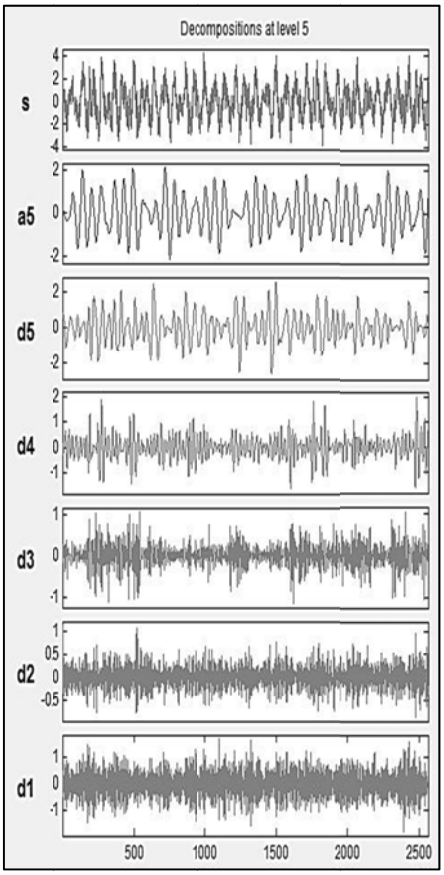
استخراج ویژگی با استفاده از تبدیل موجک. همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، ۲۵۶۰ دادهٔ به‌دست آمده برای هر سیگنال در مرحلهٔ جمع‌آوری داده برای استفاده در ورودی شبکهٔ هوشمند تشخیص الگو بسیار زیاد است. بنابراین بهترین کار استخراج تعدادی ویژگی معیار از درون این داده‌ها است، تا هوش مصنوعی براساس آنها بتواند عیوب را از یکدیگر تفکیک کند. برای این کار در این تحقیق از تبدیل موجک گسسته استفاده می‌شود.

برای تجزیهٔ سیگنال‌های زمانی به اجزای موجکی خرد از نرم‌افزار متلب استفاده شده است. در این تجزیه موجک مادر دابشی چهار تا مرحله پنج مورد استفاده قرار گرفت. بنابراین پس از تجزیهٔ هر سیگنال به پنج سیگنال ضرایب جزئیات و یک سیگنال ضرایب تقریب تقسیم شد. انتخاب موجک مادر براساس آزمون و خطا و هم‌چنین عمومیت داشتن استفاده از آن در عیب‌یابی‌ها بوده است. در شکل (١٤) نمونه‌ای از این تجزیه دیده می‌شود.

ویژگی استفاده شده در این تحقیق، توزیع انرژی سیگنال‌های ضرایب جداسازی شده می‌باشد. به این صورت که انرژی هر کدام از سیگنال‌ها و سیگنال‌های ضرایب آنها از رابطهٔ (۱۰) محاسبه شده است [11]. سپس کسری از انرژی کل نهفته در سیگنال اصلی که در هر کدام از سیگنال‌های جدا شده موجود است، محاسبه خواهد شد. این اعداد به‌دست آمده که مجموعاً شش عدد بین ۰ و ۱۰۰ برای هر سیگنال می‌باشند، به‌اضافهٔ انرژی سیگنال اولیه، به‌عنوان ورودی شبکهٔ هوشمند تشخیص الگو استفاده خواهند شد.

$$E_s = \int_a^b |x(t)|^2 dt \qquad (۱۰)$$

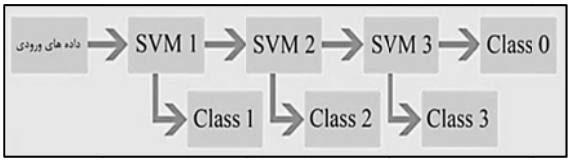
در این رابطه کمیت E_s انرژی هر کدام از سیگنال‌ها و سیگنال‌های ضرایب است و کمیت x(t) نمونه‌سیگنال‌های به دست آمده در حوزه زمان هستند. نمونه‌ای از نتیجهٔ محاسبات در جدول (۳) آورده شده است. در این جدول پارامتر d4 و d5 به‌ترتیب مربوط به تجزیهٔ موجک مادر دابشی چهار و پنج هستند و سایر ضرایب هم به این صورت نام‌گذاری می‌شوند. پارامتر a5 هم مربوط به مرحلهٔ پنج اعمال تبدیل موجک است. هم‌چنین همان‌طور که قابل مشاهده است، سیگنال‌هایی که یک عیب مشترک در آن‌ها نهفته است، دارای توزیع انرژی تقریباً یکسانی هستند. و هم‌چنین سیگنال‌های با عیوب متفاوت توزیع انرژی متفاوتی نیز دارند. همین امر کافی است تا بتوان الگوی مناسبی برای تشخیص آنها در شبکه‌های هوشمندی چون ماشین بردار پشتیبان طراحی کرد.



شکل ١٤ تبدیل موجک گسسته یک سیگنال کمپرسور با عیب نابالانسی

جدول ۳ نمونه‌ای از نتایج محاسبات استخراج ویژگی

	دارای عیب نابالانسی ۱	دارای عیب نابالانسی ۲	دارای عیب نامیزانی ۱	دارای عیب نامیزانی ۲
درصد انرژی a5	۳٦/۹۱	۳۳/٤۲	۱٤/۲٦	۱۳/۵۰
درصد انرژی d5	۳۵/۸۸	۳۵/۵۵	٤٤/٦۹	٤٤/۵۷
درصد انرژی d4	۹/۰۵	۸/۹۳	۹/۹۵	۹/٤۸
درصد انرژی d3	٤/٤٦	٤/۷٤	۳/۳۳	۳/۱٦
درصد انرژی d2	۳/۱۹	۳/۲٤	۲/۹٦	۲/۷۹
درصد انرژی d1	۱۰/۵۰	۱۱/۱۲	۲٤/۸۱	۲٦/۵۰
انرژی سیگنال	۵٦٦۹	۵۳۰٦	۳۷۵۱	٤۰٦۵



شکل ۱۵ نمایی کلی از سیستم ماشین بردار پشتیبان

جدول ٤ نام‌گذاری کلاس‌های ماشین بردار پشتیبان

کلاس ۰	سالم
کلاس ۱	دارای نابالانسی
کلاس ۲	دارای نامیزانی
کلاس ۳	دارای نابالانسی و نامیزانی

سیستم هوشمند تشخیص الگو. در این مرحله با آموزش یک سیستم هوشمند نرم‌افزاری، فرآیند عیب‌یابی تکمیل می‌شود. در این تحقیق برای ماشین بردار پشتیبان چندکلاسه از روش یکی در برابر همه استفاده شده است. به این صورت که سه ماشین بردار پشتیبان مجزا به‌صورت سری در کنار هم قرار داده شد که در هر کدام از آنها یکی از عیوب تفکیک می‌شد. در شکل (۱۵) نمایی کلی از سیستم مورد نظر به نمایش در آمده است. هم‌چنین در جدول (٤) نحوهٔ نام‌گذاری هر کدام از کلاس‌ها مشخص گردیده است.

آموزش ماشین بردار پشتیبان. برنامهٔ مورد نظر در نرم‌افزار متلب نوشته شد. برای آموزش هر کدام از ماشین‌های بردار پشتیبان داده‌های ورودی تفکیک و داده‌های هدف تنظیم گردید. به‌طور مثال برای ماشین اول که عیب نابالانسی را از دیگر عیوب تفکیک می‌کند، تمام داده‌ها وارد سیستم می‌شود و مجموعهٔ هدف برای چهار دادهٔ مربوط ۱+ و برای باقی داده‌ها ۱- است. اما برای ماشین دوم داده‌های عیب اول حذف می‌شود و با ۱۲ دادهٔ باقیمانده به‌همان صورت اول رفتار می‌شود. در انتها نیز فقط داده‌های مربوط به

کمپرسور سالم به‌عنوان کلاس صفر باقی می‌مانند. تابع کرنل برای هر سه ماشین بردار پشتیبان برنامه، RBF با سیگمای پنج می‌باشد. پارامتر C نیز برای همهٔ ماشین‌ها ۱۰ درنظر گرفته شد. اعداد در نظر گرفته شده حساسیت بالایی ندارند و به‌راحتی با کمی آزمون و خطا به مقدار بهینهٔ خود می‌رسند.

تست ماشین بردار پشتیبان. پس از آموزش ماشین بردار پشتیبان، می‌بایست مقدار دقت آن در موارد دیگر آزمایش شود. به این گونه که با وارد کردن چهار مورد کنار گذاشته شده از شبیه‌سازی‌ها، پاسخ ماشین بردار پشتیبان با نتایج درست مقایسه می‌شود. این کار توسط برنامهٔ دیگری انجام می‌گردد و پاسخ‌های به‌دست آمده در جدول (۵) آمده است.

جدول ۵ پاسخ ماشین بردار پشتیبان طراحی شده به سیگنال‌های تست بعد از آموزش

شمارهٔ تست	پاسخ برنامه	پاسخ صحیح	صحت
۱	۰	۰	✓
۲	۱	۱	✓
۳	۲	۲	✓
٤	۳	۳	✓

در برنامهٔ دوم هر کدام از سیگنال‌ها ابتدا تبدیل موجک گسسته می‌شود سپس توزیع انرژی آن‌ها به روش گفته‌شده به‌دست خواهد آمد و به‌ترتیب درون ماشین‌های بردار پشتیبان آموزش‌دیده تست می‌شوند تا در طبقه‌بندی یکی از آنها جای گیرند و در انتها به‌صورت یک بردار خارج می‌شوند که هر مؤلفهٔ آن بردار مربوط به یک ورودی تست خواهد بود.

نتیجه‌گیری

با طبقه‌بندی ۱۰۰٪ عیوب که در انتها به‌دست آمد، می‌توان نتیجه گرفت که عیب‌یابی خودکار امری امکان‌پذیر است. در ادامهٔ این فرآیند عیب‌یابی ارائه شده، می‌توان با تعریف کلاس‌های بیشتر عیوب دیگر را نیز به سیستم اضافه کرد که خود هر کدام نیازمند آموزش‌های متفاوت به سیستم تشخیص الگو می‌باشند. هم‌چنین برای سیستم‌های پیچیده‌تر که برنامه‌ریزی تعمیرات برایشان از اهمیت خاصی برخوردار است، می‌توان با تعریف کلاس‌های متفاوت برای هر عیب به‌گونه‌ای که درصد خرابی و زمان کارکرد را به‌صورت حدودی متمایز کند، پیش‌بینی تقریباً دقیقی از عمر دستگاه (یا قطعه‌ای از دستگاه) به‌دست آورد. این کار خود زمینه‌ساز یک سیستم پیچیده و البته هزینه‌بر (در فاز آموزش) خواهد بود که شاید برای صنایع خاصی مفید واقع شود.

برای صنایع کوچک‌تر نیز می‌توان کاربردی را پیشنهاد کرد. به‌طور مثال در قسمت کنترل کیفیت محصولات تولید شدهٔ یک کارخانه می‌توان از یک سیستم تشخیص دوکلاسه استفاده کرد به‌گونه‌ای که سیستم تشخیص الگو، محصولاتی را که از یک سطح کیفی معین پایین‌تر هستند تفکیک کند.

یکی دیگر از مزایای این روش، مقایسه‌ای بودن داده‌ها است. به‌طوری‌که تقریباً نیازی به حذف نویزهای موجود در سیگنال نمی‌باشد. تا زمانی که محیط و دستگاه‌های داده‌برداری تغییری نکنند می‌توان نویز را برای تمامی داده‌ها یکسان در نظر گرفت و فرآیند تحلیل سیگنال را انجام داد.

در ادمهٔ روند پیشرفت این فرآیند عیب‌یابی ارائه‌شده نیز می‌توان پیشنهاد کرد که از سیگنال‌های ارتعاشی در جهات دیگر که عیوب متفاوت را بهتر نشان می‌دهند نیز در روند آموزش استفاده کرد و یا حتی سیگنال‌های سرعت و جابه‌جایی را نیز به‌همین صورت در داده‌های آموزشی گنجاند. بدیهی است که هرچه تعداد داده‌های آموزشی بیشتر باشد، دقت پاسخ‌دهی سیستم نیز بیشتر خواهد بود.

مراجع

۱. بهزاد، مهدی، سپانلو، کیوان، آسایش، مسعود و روحانی، عباس، «اصول و مبانی ارتعاشات در نگهداری، تعمیرات و عیب‌یابی ماشین‌های دوار»، انتشارات شرکت ملی صنایع پتروشیمی، (۱۳۸٦).

2. Andrew, K.S., Jardine, A.K.S., Lin, D. and Banjevic, D., "A review on machinery diagnostics and prognostics implementing condition-based maintenance", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 20, pp. 1483–1510, (2006).
3. Sung, C.K., Tai, H.M. and Chen, C.W., "Locating defects of a gear system by the technique of wavelet transform", *Mechanism and Machine Theory*, Vol. 35, pp. 1169–1182, (2000).
4. Boulahbal, D., Farid, G.M. and Ismail, F., "Amplitude and phase wavelet maps for the detection of cracks in geared systems", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 13, pp. 423–436, (1999).
5. Widodo, A. and Yang, B.S., "Support vector machine in machine condition monitoring and fault diagnosis", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 21, pp.2560–2574, (2007).
6. Saravanan, N., Kumar Siddabattuni, V.N.S. and Ramachandran, K.I., "Fault diagnosis of spur bevel gear box using artificial neural network (ANN), and proximal support vector machine (PSVM)", *Applied Soft Computing*, Vol. 10, pp. 344–360, (2010).
7. Fernández-Francos, D., Martínez-Rego, D., Fontenla-Romero, O. and Alonso-Betanzos, A., "Automatic bearing fault diagnosis based on one-class ν-SVM", *Computers & Industrial Engineering*, Vol. 64, pp. 357–365, (2013).
8. Misiti, M., Misiti, Y., Oppenheim, G. and Poggi, J.M., "Wavelet toolbox for use with MATLAB®", *The MathWorks Inc.*, (1996).
9. Hsu, C.W. and Lin, C.J., "A Comparison of Methods for Multiclass Support Vector Machines", *IEEE Transactions on neural networks*, Vol. 13, pp. 415–425, (2002).
10. Harris, C.M. and Piersol, A.G., "*Harris' Shock and Vibration Handbook*", Sixth Ed., McGraw-Hill, New York, (2002).
11. Newland, D.E., "*An introduction to random vibration, spectral and wavelet analysis*", Third Ed., Longman Scientific & Technical, Essex, England, (1993).

بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک مدل تجربی بال شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر*

عباس طربی[۱] سجاد قاسملو[۲] محمود مانی[۳]

چکیده *در تحقیق حاضر، طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی بال یک پهپاد به‌منظور دست‌یابی به عملکرد بهینه در رژیم‌های مختلف پروازی در تونل باد مورد بررسی قرارگرفته است. برای اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر به‌همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌ها در یک تونل باد سرعت‌پایین در سرعت‌های ۳۵، ٦۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدودهٔ عدد رینولدز بین 250×10^3 تا 620×10^3 انجام‌گرفته است. برای اجرای طرح شکل‌پذیر، تغییر طول بال نسبت به بال پایه، ۳۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷٤ درصد می‌باشد. نتایج تجربی نشان‌دهندهٔ بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه می‌باشد، این مسئله به فرم کاهش پسای القایی و نیروی رانش موردنیاز و افزایش ضریب برآ، راندمان آیرودینامیکی و افزایش مداومت و برد پرواز ظاهرشده است. طبق نتایج، مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است. مطالعات تجربی انجام‌شده نشان می‌دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویهٔ حمله ٤ درجه و حداکثر مقدار آن ۱٤/۸ برای بال پایه، ۱٦/۳ برای بال شکل‌پذیر با افزایش طول ۵۰ درصد(۵ سانتی‌متر) و ۱۷/٤ درصد برای بال شکل‌پذیر با افزایش طول ۱۰۰ درصد (۱۰ سانتی‌متر) می‌باشد. در این تحقیق هم‌چنین نشان داده شده است که چگونه می‌توان از طرح بال شکل‌پذیر به‌عنوان یک روش جایگزین برای کنترل حرکات غلت به‌جای روش کنترل غلت سنتی (سطوح کنترل شهپر) استفاده نمود. به‌نحوی که در مقایسه با کنترل غلت معمولی استفاده از روش طول متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش خواهد داد.*

واژه‌های کلیدی بال شکل‌پذیر، بال با طول متغیر، تونل باد، برد و مداومت پرواز، ضرایب آیرودینامیکی.

Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model

A. Tarabi S. Ghasemloo M. Mani

Abstract *In this paper, the implementation of the variable-span Morphing wing(VSMW) on the wings of a UAV to achiev the optimal performance for various flight regimes is studied in wind tunnels. For the implementation of this plan, a morphing wing with its related mechanism is designed, built and tested. Tests were carried out at a low- speed wind tunnel with speeds of 35, 60 and 80 m/s in the range of Reynolds Number between* $\mathbf{250 \times 10^3}$ *to* $\mathbf{620 \times 10^3}$. *For the implementation of the morphing wing plan, the maximum deviation of wing span relative to Basewing (BW) is 38 percent and change of aspect ratio is 74% percent. Experimental results showed the improved aerodynamic properties of VSMW compared to BW. These improvements are in the form of reduction of induced drag, thrust required and increasing of lift coefficient, aerodynamic efficiency, endurance and rang. According to the results, endurance and range for VSMW comparison to BW, respectively 17 and 5 percent increased. The experimental studies show that the maximum aerodynamic efficiency of the wing model occurs at 4 degree angle of attack with the maximum value being 14.8 for the base wing, 16.3 for the morphing wing with 50 percent (5 cm) extension in wing span, and 17.4 % for the morphing wing with 100 percent (10 cm) span extension. This research also shows how VSMW can be used as an alternative method of roll control instead of the regular method (i.e. using aileron control surfaces) as it provides more roll control power than the regular method.*

Key Words Morphing Wing, Variable Span,Wind tunnel, Range and Endurance, Aerodynamic Coefficient.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۵/۲۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۰/۲۲ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول: دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر. abbastarabi@mut.ac.ir

(۲) استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.

(۳) استاد، دانشکدهٔ هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر.

مقدمه

متخصصان علم آیرودینامیک همواره بر روی بهبود عملکرد هواپیما از طریق تغییر مناسب پارامترهای طراحی و هندسی بال تمرکز نموده‌اند. طراحان و محققان، آزمایش‌های متعددی را با تغییر نسبت منظری (Aspect Ratio) انجام دادند و درنهایت به این نتیجه رسیدند که تغییرشکل بال در طول پرواز واقعی در بهبود عملکرد هواپیما فوق‌العاده تأثیرگذار است. این تکنیک مشابه تغییرشکل بال در پرواز پرندگان طبیعی می‌باشد. پدیدهٔ فوق منشأ اصلی پیدایش «بال شکل‌پذیر (Shapes Morphing)» بوده است. به‌طورکلی شکل‌پذیری شامل تغییرشکل بال در طول پرواز برای انطباق با نوع خاصی از مأموریت پرنده می‌باشد. به‌نحوی‌که یک هواپیما با یک بال شکل‌پذیر، قادر به انجام مأموریت‌ها و مانورهای متعدد با قابلیت جنگندگی بالا، بهبود راندمان سوخت و کاهش نیروی پسا خواهد بود [1].

توانایی بال به تغییر هندسه خود در حین پرواز، محققان و طراحان را در طول سالیان در راستای کاهش الزامات بال هواپیما علاقه‌مند نمود. اگرچه هنوز در بین محققان در مورد نوع و یا میزان تغییرات هندسی لازم برای واجد شرایط شدن هواپیما به‌عنوان «طرح شکل‌پذیر» توافقی ایجاد نشده است. پارامترهای هندسی بال که می‌توانند توسط طرح شکل‌پذیر تحت تأثیر قرار گیرند به موارد زیر دسته‌بندی می‌شوند [1].

۱. تغییر پلان‌فرم (Planform)، (دهنهٔ بال، زاویهٔ پس‌گرایی و وتر بال Span, Sweep, and Chord).
۲. تغییرشکل در خارج از پلان هواپیما (پیچش Twist)، زاویهٔ هفتی بال (Dihedral) و خمش در امتداد دهنهٔ بال (Span-wise Bending).
۳. تنظیمات ایرفویل (انحنا و ضخامت).

با ایجاد تغییر در پلان فرم بال، یک پرنده می‌تواند تغییرات لازم به تناسب مأموریت‌های مختلفی هم‌چون پرواز کروز و گشت‌زنی از خود نشان دهد و قابلیت مانوری بالاتری نسبت به پرنده‌های دارای بال‌های ثابت داشته باشد. بنابراین، شکل‌پذیری بال به‌عنوان یک فناوری امیدوارکننده می‌تواند در پرنده‌های سرنشین دار و بدون سرنشین برای کاربردهای نظامی و غیرنظامی مورداستفاده قرار گیرد [2].

اکثر مفاهیم شکل‌پذیری دهنهٔ بال براساس ایده‌های ایوان ماخونینه و به‌صورت مکانیزم تلسکوپی صورت می‌گیرد. با ایجاد مکانیزم تلسکوپی، طول دهنه و مساحت بال تغییر خواهد یافت. هواپیمای ماک-۱۰ اولین طراحی با بال تلسکوپی بود که برای اولین بار در سال ۱۹۳۱ پرواز کرد. مکانیزم قدرت در این پرنده به‌صورت پنوماتیک بود و طول بال تا ٦٢ درصد و مساحت تا ۵۷ درصد افزایش می‌یافت [3,4].

شکل‌پذیری پهپاد جنگنده (Unmanned Combat UCAV=Aerial Vehicle) توسط شرکت ایرو-ویژن در برنامهٔ شکل‌پذیری سازهٔ هواپیما که بودجه‌اش توسط دارپا (مؤسسهٔ تحقیقاتی پروژه‌های پیشرفتهٔ دفاعی DARPA= Defence Advanced Research Projects Agency) تأمین می‌شد، توسعه یافت. در این پروژه، طول بال‌های هواپیما متناسب با شرایط مختلف پروازی از کروز تا گشت‌زنی سپس به حمله با سرعت بالا تغییر می‌یافت [5].

آریسون و همکارانش [6] یک هواپیمای رادیو کنترلی به نام بتامکس را که مجهز به بال تلسکوپی بود توسعه دادند. این پرنده می‌توانست طول بال‌های خود را تا ۱۰ اینچ افزایش دهد. پرندهٔ فوق با موفقیت پرواز کرد و افزایش ۱۹٪ در برد پرواز ایجاد نمود. نیل و همکارانش [7]، یک هواپیما را با قابلیت تغییر زیاد در پلان فرم بال را طراحی نمودند. در این پرنده با استفاده از عملگر تلسکوپی پنوماتیک دهنهٔ بال و زاویهٔ پس‌گرایی آن تغییر می‌یافت. میزان تغییر نسبت منظری تا ۱۳۱٪ و مساحت بال ۳۱٪ بود. نتایج تونل باد نشان داد که تنها سه پیکربندی مختلف از پرنده قابلیت

دستیابی به حداقل پسا در یک طیف وسیع از ضرایب نیروی برآ را دارا بود.

بی و همکارانش [8]، هر دو حالت مربوط به آیرودینامیک استاتیکی و آیروالاستیک را در موشک کروز برد بلند موردمطالعه قراردادند. آنها برخی از مزایا و چالش‌های مرتبط با طراحی بال شکل‌پذیر دارای قابلیت تغییر طول بال را تعیین نمودند. طبق نتایج، نیروی پسای بال شکل‌پذیر حدود ۲۵٪ کاهش و برد پرواز حدود ۳۰ درصد افزایش داشته است. هان و همکارانش [9] یک مدل با بال‌های تلسکوپی را در تونل باد آزمایش نمودند. این آزمایش‌ها در راستای مطالعهٔ تأثیر نسبت منظری متغیر بر اثرات بال در پرواز نزدیک به زمین انجام گرفت. میزان تغییر نسبت منظری بال از ۳/۲ به ۳/۵ بود که می‌توانست افزایش ٥٤/۷٪ را در نسبت نیروی برآ به پسا نسبت به بال پایه ایجاد نماید. گامبوآ و همکارانش [10] به‌منظور بهبود عملکرد یک پهپاد (UAV=Unmanned Aerial Vehicle) از ایدهٔ شکل‌پذیری بال استفاده نمودند. نتیجهٔ تحقیقشان که به‌صورت تست تونل باد انجام گرفت، کاهش ١٤٪ تا ۳۰٪ نیروی پسا در مراحل مختلف پروازی را به‌همراه داشت.

واله و همکارانش [11] عملکرد یک بال شکل‌پذیر با طول و انحنای متغیر را از لحاظ آیرو-سازه‌ای مورد بررسی قرار دادند و آن را بهینه‌سازی نمودند. بال شکل‌پذیر دارای عملکرد بهتری نسبت به بال ثابت بود و مزایایی هم‌چون کاهش ۱۰٪ در نرخ صعود و ٤٪ کاهش نیروی پسا در سرعت کروز ۳۰ متر بر ثانیه را در برداشت. آجاج و همکارانش [12] ایدهٔ استفاده از قاب زیگزاگی برای شکل‌پذیری طول دهنهٔ بال را مورد بررسی قرار دادند. در این شکل‌پذیری طول بال قابلیت تغییر تا ٤٤٪ (۲۲٪ افزایش طول و ۲۲٪ کاهش طول) را داشت. نتایج تحقیق آنها نشان داد که استفاده از قاب زیگزاگی بال را سنگین‌تر می‌کند اما یک افزایش حداقل ۵/۵ درصدی را در مداومت پروازی پهپاد ایجاد خواهد نمود.

بیورستوک و همکارانش [13] عملکرد مأموریتی یک ریزپهپاد شکل‌پذیر را بهینه‌سازی نمودند. آنها طرح ایجاد شکل‌پذیری روی یک پهپاد با وزن حدود ۲۵ کیلوگرم را در فازهای پرواز سریع در کروز و گشت‌زنی بررسی کردند. زی- وو و همکارش [14] مسائل مربوط به آیرودینامیک و مکانیزم‌های مدل شکل‌پذیری در پرندهٔ بال‌زن (Flapping Wing) را برای بال زدن در پرواز رو به جلو مورد مطالعه قرار دادند.

در زمینهٔ ایجاد طرح شکل‌پذیر با تغییر طول بال پژوهش‌های دیگری نیز انجام‌گرفته است که از آن جمله می‌توان به تحقیقات گوپاراسنام و همکارانش [15]، لی مین و همکارانش [16]، استانفورد و همکارانش [17]، باگاسی و همکارانش [18]، سرسیو و همکارش [19] و پروبست و همکارانش [20] اشاره نمود.

در پژوهش حاضر با استفاده از تکنیک تجربی (تونل باد)، مدلی مقیاسی از بال پهپاد ساخته شده و روی آن طرح شکل‌پذیر طراحی و پیاده شده است. طرح شکل‌پذیر به‌نحوی اجرا شده است تا تغییرات کمی در وزن کلی پرنده ایجاد کند و پیکربندی کلی پرنده (به‌صورت ویژه در نشست و برخاست) حفظ گردد. در مدل مقیاسی از طرحی استفاده شده است تا در پهپاد واقعی نیز کاربرد داشته باشد. اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر (Variable-Span Morphing Wing =VSMW) در تحقیق حاضر، جزء اولین نمونه از کارهای پژوهشی است که در کل کشور انجام می‌شود. طرحی که قرار است در پروژه‌های هوایی به‌صورت گسترده و کاربردی اجرا گردد.

در اکثر تحقیقات قبلی طرح شکل‌پذیر با طول بال متغیر روی بال‌های با شکل مستطیلی پیاده شده است، اما در تحقیق حاضر تغییر دهانهٔ بال به‌صورت تلسکوپی و دارای شکل ذوزنقه‌ای است که مشکلات

خاص خود را در طراحی و چیدمانی تجهیزات عملگر به دنبال دارد. آنچه در این تحقیق دارای اهمیت است، بررسی و تعیین شرایط موجود پارامترهای آیرودینامیکی پرتده براساس طرح بال پایه (Basewing=BW) و تعیین میزان تغییر در پارامترها در اثر اعمال طرح شکل‌پذیر با طول دهنهٔ متغیر بال می‌باشد. هدف اصلی از اجرای طرح شکل‌پذیر بال، افزایش برد (Range)، مداومت پروازی (Endurance) و کاهش نیروی راتش مورد نیاز (Thrust Required) پهپاد مورد نظر براساس مأموریت عملیاتی آن می‌باشد.

تجهیزات آزمایش

کلیهٔ آزمایش‌ها در تونل باد مداربسته مادون صوت انجام گرفته است (شکل ۱). ابعاد محفظهٔ آزمایش این تونل باد ۲۰۰×۸۰×۸۰ سانتی‌متر و حداکثر سرعت جریان ۱۰۰ متر بر ثانیه و شدت آمحورگی ۰/۲ درصد می‌باشد. این تونل باد مجهز به یک بالانس ٦ مؤلفه‌ای برای اندازه‌گیری کلیهٔ نیروها و گشتاورهای وارد به مدل می‌باشد. در دو طرف دیوارهٔ محفظهٔ آزمایش به‌منظور رؤیت، دریچه‌هایی از جنس پلاستیک آکرولیک شفاف تعبیه شده است. در شکل (۲) نمایی از نحوهٔ قرارگیری مدل در مقطع آزمون نشان داده شده است.

نسبت انسداد مقطع کاری در این تحقیق حداکثر دو درصد بوده است و با توجه به مراجع [23-21] نیازی به تصحیح تونل نیست. بال به‌صورت عمود بر کف تونل به‌گونه‌ای نصب می‌شود که وتر ایرفویل بال در امتداد جریان آزاد باشد. مبدأ مختصات و نقطهٔ چرخش مدل روی خط مرکزی مقطع آزمون و در نقطهٔ یک‌چهارم از مدل قرار دارد.



شکل ۱ تونل باد مداربسته مادون صوت



شکل ۲ نحوهٔ قرارگیری مدل و جهت جریان در تونل باد

در انجام آزمایش‌های تونل باد باید سعی شود تا میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. اگر بعضی از خطاها را نتوان برطرف نمود باید براساس فرمول‌های محاسباتی داده‌های آزمایش را تصحیح نمود. خطاهای موجود در ساخت مدل و تست تونل باد حاضر شامل موارد زیر می‌باشد:

۱. خطای تعیین سرعت در تونل باد. میزان سرعت در مقطع آزمون تونل باد دارای دقت در حد دودهم می‌باشد. مثلاً برای سرعت ٦۰ متر بر ثانیه مقدار سرعت می‌تواند در محدودهٔ (۵۹/۹-٦۰/۱) قرار گیرد. برای بعضی از تست‌ها که زمان بیشتری را به خود اختصاص می‌دهند شرایط جریان (چون دما، سرعت، فشار، ...) می‌تواند تغییر یابد.
۲. خطای تنظیم موقعیت مدل در زاویهٔ حملهٔ مورد نظر. اگرچه با استفاده از زاویه‌سنج دیجیتالی و شابلون مدل، سعی می‌شود که مدل دقیقاً در زاویهٔ حملهٔ موردنظر قرار گیرد. اما در طول آزمایش به‌دلیل خطای دید و میزان دقت درجه‌بندی صفحهٔ تنظیم، همواره مقداری خطا در تنظیم زوایه‌ها ایجاد می‌شود.
۳. خطای موجود در ساخت مدل. به‌دلیل خطای دستگاه‌های ساخت مدل، همواره در این مرحله مقداری خطا ایجاد می‌شود که بر نتایج تست تأثیرگذار است.
٤. خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری. اگرچه دستگاه‌ها به‌دقت کالیبره می‌شوند ولی وجود مقداری خطا در ثبت اطلاعات اجتناب‌ناپذیر است.

مشخصات مدل

به‌منظور بررسی تجربی مشخصه‌های جریان در اطراف بال پهپاد موردنظر، یک مدل آلومینیومی کاملاً صیقلی‌شده از بال اصلی طراحی و ساخته شد. این مدل دارای زاویهٔ پس‌گرایی ۳۲ درجه در لبهٔ حمله است و بدون زاویهٔ پیچش می‌باشد. مقطع مدل بال از ایرفویل نامتقارن از نوع NACA 64A212 می‌باشد. مدل ساخته‌شده از دو بخش بال ثابت و یک بال متحرک تشکیل‌شده است. مشخصات ابعادی مدل مطابق جدول (۱) می‌باشد.

مکانیزم طراحی‌شده برای اجرای طرح شکل‌پذیر طول بال به این صورت است که یک موتور الکتریکی در نزدیکی ریشهٔ بال ثابت (در محل حداکثر ضخامت ممکن) و انتهای بال متحرک نصب‌شده و با یک محور به بال متحرک متصل است. موتور الکتریکی از نوع (FF-030PA) با وزن ١٦ گرم می‌باشد. این موتور با ولتاژ حداکثر ٢٤ ولت کار می‌کند. برای تنظیم میزان جابه‌جایی مدل بال متحرک، می‌توان منبع تغذیه را در ولتاژهای مختلف از ٤ الی ٢٤ ولت تنظیم نمود تا میزان دور محور اتصالی به موتور تغییر کند و متناسب با آن میزان جابه‌جایی مدل نیز تغییر یابد. موتور قابلیت چرخش ساعت‌گرد (باز شدن بال متحرک) و چرخش پادساعت‌گرد (جمع شدن بال متحرک) را دارا است. نماهایی از مدل بال ثابت و متحرک به‌همراه موتور الکتریکی در شکل (۳) نشان داده‌شده است. با توجه به تغییر طول بال، برای نمونه، نحوهٔ محاسبهٔ نسبت منظری بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر در شکل (٤) آورده شده‌است.

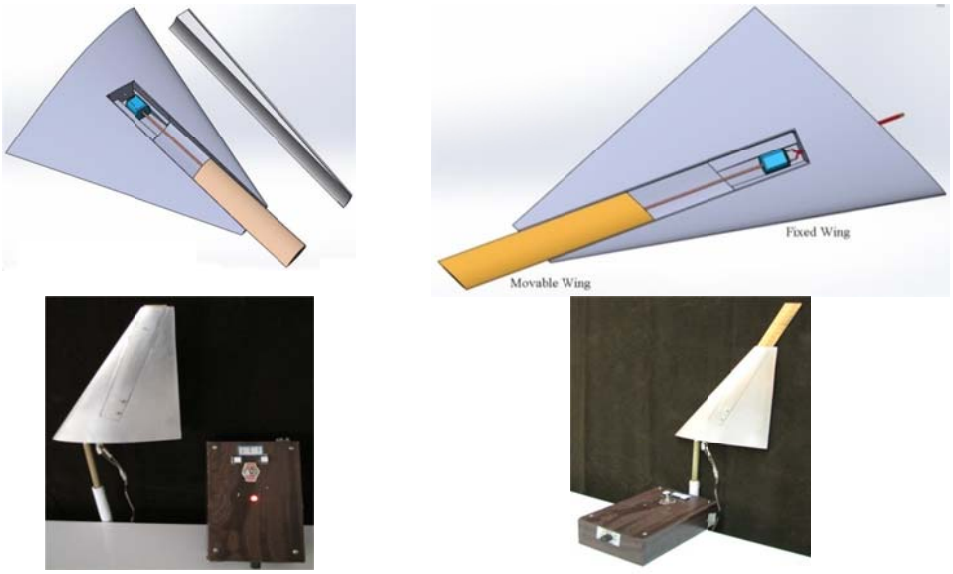
فرآیند آزمایش

برای آن‌که به نتایج دقیقی در آزمایش‌ها دست یابیم، ابتدا سیستم بالانس و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است. آزمایش‌های تجربی در سرعت‌های ۳۵، ٦۰ و ۸۰ متر بر ثانیه که متناسب با اعداد رینولدز در محدودهٔ 250×10^3 تا 620×10^3 می‌باشد، انجام‌گرفته است. آزمایش‌ها برای هر سه هندسهٔ مختلف مدل بال (بال پایه، بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر (۵ سانتی‌متر) و بال شکل‌پذیر با

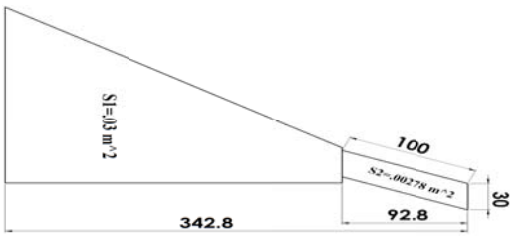
۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر (۱۰ سانتی‌متر)) در زوایای حمله ٤- تا ۲۰ درجه انجام شده است. آزمایش‌های انجام‌شده در راستای بررسی عملکرد مکانیزم بال متحرک در سرعت‌ها و زوایای مختلف و هم‌چنین اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می‌باشد.

جدول ۱ مشخصات ابعادی مدل بال

ردیف	قسمت	مواد	ابعاد (میلی‌متر)		
۱	بال ثابت	آلومینیوم	ریشه	نوک	طول بال
			۲۰۰	٤۰	۲۵۰
۲	دریچهٔ روی بال	آلومینیوم	طول	عرض	
			۱۵۰	۳۲	
۳	بال متحرک	برنز	ریشه	نوک	طول بال
			۳۰	۳۰	۱۵۰
٤	موتور الکتریکی با محور (DC)		طول	عرض	ارتفاع
			۲٦/۵	۱۵/٤	۱۲



شکل ۳ نماهایی از مدل بال همراه با مکانیزم افزایش طول بال (موتور الکتریکی و منبع تغذیه)



$$b = 0.25 + 0.0928 = 0.3428\ \text{m}$$

$$s = 0.03 + 0.00278 = 0.03278\ \text{m}^2$$

$$AR = \frac{b^2}{s} = 3.589$$

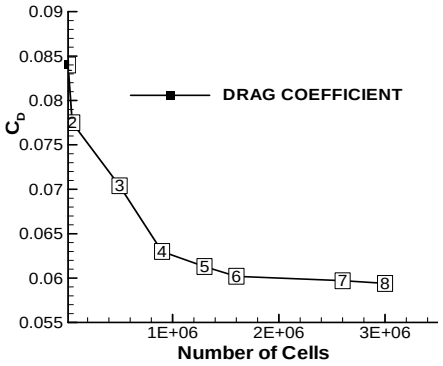
شکل ٤ دید از بالای نیم مدل بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

مقایسهٔ داده‌های تجربی با نتایج شبیه‌سازی عددی

برای ایجاد دید فیزیکی و بررسی دقیق‌تر، داده‌های تجربی حاصل از تست تونل باد با نتایج عددی حاصل از نرم‌افزار فلوئنت برای تغییرات ضرایب برآ و راندمان آیرودینامیکی برحسب زاویهٔ حمله با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به زیاد بودن تعداد نمودارها، محوریت مقایسهٔ نتایج برای ضرایب را روی سرعت ٦٠ متر بر ثانیه قرار می‌دهیم. البته روند تغییر ضرایب آیرودینامیکی برای سرعت‌های ۳۵ و ۸۰ متر بر ثانیه مشابه روند ارائه‌شده برای سرعت ٦٠ متر بر ثانیه می‌باشد.

به‌منظور تحلیل عددی جریان حول مدل، از نرم‌افزار تجاری فلوئنت (نسخهٔ ۱۵) استفاده گردید. در این بخش، از مدل‌سازی سه‌بعدی و پایا استفاده شد. به‌منظور تولید شبکهٔ محاسباتی برای حل عددی از امکانات مدل‌ساز گمبیت نسخهٔ ۲.٤.٦ استفاده گردید. شرایط مرزی برای جریان غیرقابل تراکم، در ورودی بر پایهٔ «سرعت ورودی» یا همان سرعت تونل باد و در خروجی بر پایهٔ فشار (به‌صورت ثابت ۸۵۵۰۰ پاسکال) می‌باشد. برای مدل‌سازی آمحورگی از مدل اسپارات-آلماراس (Sparat-Allmaras) و مدل تنش رینولدز (Renolds Stress Model) استفاده شده است. به‌منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل‌سی (Simplec) و برای تمامی مشتقات موجود از تقریب مرتبهٔ دوم استفاده شده است.

برای اطمینان از مناسب بودن شبکه و همین‌طور عدم وابستگی حل و جواب‌های ارائه شده به شبکهٔ تولیدی، پیش از انجام تحلیل‌های عددی، فرآیند استقلال حل از شبکه انجام گرفته است. تغییرات ضریب پسا برحسب زاویهٔ حمله به‌عنوان پارامتر معیار برای مقایسهٔ نتایج به‌دست آمده از شبکه‌ها مورد مطالعه قرارگرفته است. باتوجه به نتایج ارائه‌شده در شکل (۵) و تغییرات بسیار ناچیز ضریب پسا بین نقاط (۷) و (۸) برای انجام تحلیل‌ها از شبکه مربوط به نقطه (۷)، با تعداد ۲٦۰۰۰۰۰ سلول استفاده شده است.



شکل ۵ بررسی استقلال از شبکهٔ ضریب پسا

از روابط تحلیلی نیز برای محاسبهٔ ضریب برآ استفاده شده است. شیب منحنی برآی بال را می‌توان با استفاده از معادلهٔ تجربی زیر که توسط کاچمن (Kuchemann) [24] ارائه شده است (جریان تراکم ناپذیر، بال پس‌گرائیده) محاسبه نمود:

$$a = \frac{a_o(\cos\Lambda)}{\frac{a_o(cos\Lambda)}{\Pi\, AR} + \sqrt{1 + (\frac{a_o(cos\Lambda)}{\Pi\, AR})^2}} \qquad (۱)$$

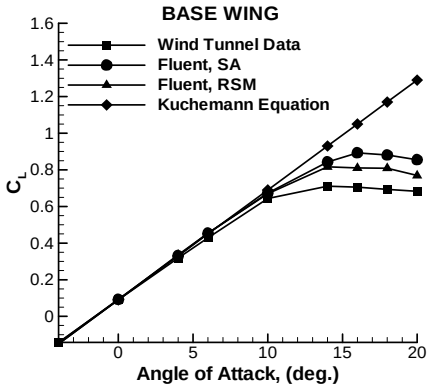
بعد از محاسبهٔ شیب منحنی برآی بال از معادلهٔ (۱) مقدار ضریب برآی بال با استفاده از معادله (۲) به‌دست می‌آید [25]:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0}) \qquad (۲)$$

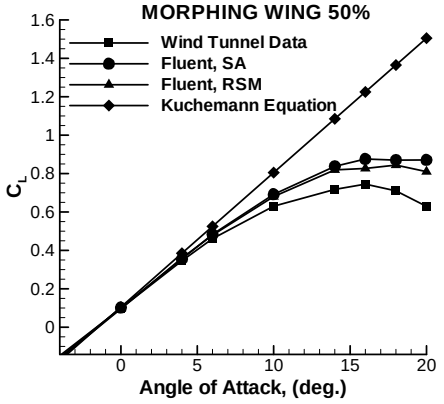
در شکل‌های (٦ تا ۸) تغییرات ضریب برآ برحسب زاویهٔ حمله برای بال پایه و بال شکل‌پذیر با ۵۰ و ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر نشان داده شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد، نرم‌افزار فلوئنت (مدل اسپارات-آلماراس SA)،

نرم‌افزار فلوئنت (مدل تنش رینولدز RSM) و معادلهٔ کاچمن رسم شده‌اند.

نتایج حاصل از نرم‌افزار فلوئنت برای هر دو مدل (SA و RSM) در ناحیهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله (محدودهٔ مورد نظر برای بررسی شرایط عملیاتی پهپاد در فاز گشت‌زنی) دارای تطابق خوبی با داده‌های تجربی می‌باشند. با نزدیک شدن به مرحلهٔ واماندگی و در زوایای حملهٔ بالا، به‌خاطر مسائلی هم‌چون جدایی جریان، نتایج فلوئنت نسبت به داده‌های تجربی دارای اختلاف بیشتری است. البته در این محدوده، نتایج حاصل از مدل تنش رینولدز نسبت به مدل اسپارات–آلماراس دارای اختلاف کمتری نسبت به داده‌های تونل باد می‌باشد.

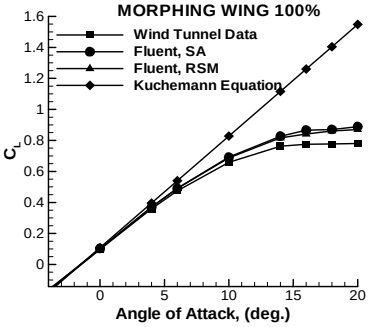


شکل ٦ تغییرات ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال پایه



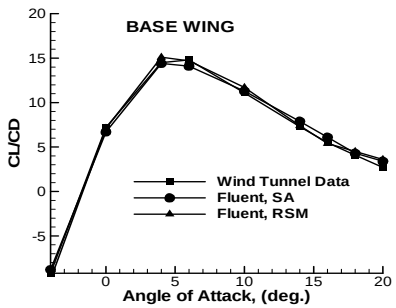
شکل ۷ تغییرات ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر

نتایج معادلهٔ کاچمن نیز در ناحیه خطی دارای اختلاف کمی با داده‌های تونل باد و روش فلوئنت است، اما با افزایش زاویهٔ حمله اختلاف بین نتایج نیز افزایش یافته است.

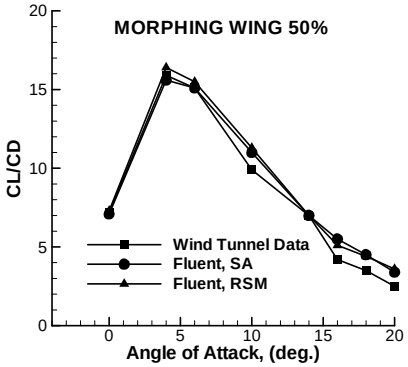


شکل ۸ تغییر ضریب برآ با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

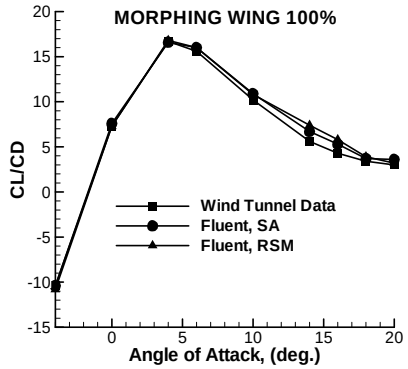
در شکل‌های (۱۱–۹) تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حملهٔ مختلف نشان داده‌شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد و نرم‌افزار فلوئنت (مدل اسپارات–آلماراس و مدل تنش رینولدز) رسم شده است. طبق نمودارها بهترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه محقق شده است. اگر پرنده در این زاویهٔ حمله پرواز کند دارای حداکثر مداومت و برد پرواز خواهد بود. در این زاویه، پرنده به حداقل نیروی رانش نیز نیاز خواهد داشت. با توجه به آن‌که حداکثر زمان پرواز پرنده در فاز گشت‌زنی طی می‌شود، لذا توصیه می‌شود پرنده در جهت دست‌یابی به عمکرد پروازی بهینه در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه پرواز کند.



شکل ۹ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال پایه



شکل ۱۰ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر



شکل ۱۱ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویهٔ حمله برای بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

تحلیل نتایج تجربی

در تحلیل نتایج تجربی به سه بخش اصلی زیر که متناسب با هدف تحقیق حاضر نیز می‌باشد، پرداخته می‌شود:

۱- بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی.

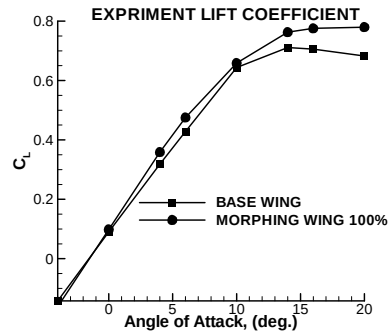
۲- مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر جهت افزایش برد و مداومت پروازی پهپاد.

۳-کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر.

بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی. با توجه به آن‌که هدف اصلی از این تحقیق، افزایش مداومت و برد پروازی پهپاد بدون تغییر پیکربندی آن است، لذا نیروهای آیرودینامیکی مربوط که شامل نیروهای برآ (ضریب برآ) و نیروی پسا (ضریب پسا) است، در نظر گرفته می‌شوند. از طرفی دیگر محدودهٔ عملیاتی پهپاد موردنظر از لحاظ بال شکل‌پذیر در زوایای حمله بین ۲- تا ۸ درجه است، پس در بررسی‌ها محدودهٔ زوایای حمله در بازهٔ ٤- تا ۱۰ درجه مدنظر قرار می‌گیرد تا شرایط عملیاتی پرنده را پوشش دهد.

نتایج به‌دست‌آمده از تونل باد برای تغییرات ضریب برآ برحسب زاویهٔ حمله، برای بال پایه و بال شکل‌پذیر در شکل (۱۲) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در محدودهٔ زاویهٔ حملهٔ ذکرشده، جریان اطراف بال شامل نواحی متصل به جسم (Attached)، واماندگی سبک (Light Stall) و واماندگی عمیق (Deep Stall) است. بر این اساس، منحنی برآ در زوایای حملهٔ پایین به‌صورت خطی تغییر می‌کند و سپس وارد مرحلهٔ غیرخطی می‌شود. تا قبل از زاویهٔ حمله واماندگی، با افزایش زاویهٔ حمله، نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد. واماندگی باعث کاهش نیروی برآ می‌شود. دلیل این مسئله این است که با افزایش زاویهٔ حمله تطبیق جریان روی سطح بالایی مشکل‌تر می‌گردد و از زاویه حملهٔ معینی جریان هوا از لبهٔ فرار شروع به جدایش می‌کند. با افزایش بیشتر زاویهٔ حملهٔ این ناحیه جدایی به جلوی بال حرکت می‌کند و در حد معینی تمام سطح را فرا می‌گیرد.

طبق نمودار، ضریب برآی بال شکل‌پذیر دارای افزایش نسبتاً کم نسبت به بال پایه می‌باشد. این افزایش کم به خاطر کوچک بودن سطح بال اضافه‌شده به بال در طرح شکل‌پذیر نسبت به بال پایه است. قاعدتاً هر چه میزان سطح اضافه‌شده افزایش یابد به همان نسبت ضریب برآ نیز افزایش بیشتری خواهد داشت.

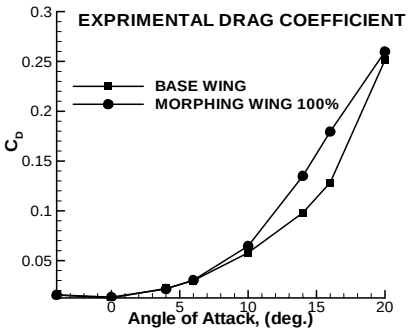


شکل ۱۲ نتایج تجربی تغییر ضریب برآ با زاویهٔ حمله

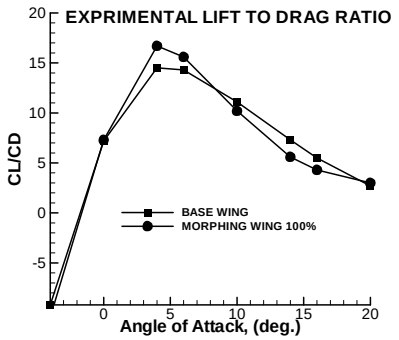
نتایج تجربی (تونل باد) تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویهٔ حمله برای بال پایه و بال شکل‌پذیر در شکل (۱۳) نشان داده‌شده است. ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه در ناحیه خطی زاویهٔ حمله دارای کاهش و بعد دارای افزایش می‌باشد. کاهش ضریب پسا به‌خاطر کاهش پسای القایی (Induced Drag) طبق رابطهٔ زیر می‌باشد [26].

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi\, AR\, e} \qquad (۳)$$

افزایش ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌علت نوع هندسهٔ انتخابی در طرح شکل‌پذیر است. با توجه به آن‌که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدودهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیهٔ زوایای حملهٔ بالا نیز مد نظر قرار گیرد حتماً در طرح شکل‌پذیر باید تغییراتی ایجاد می‌شد.



شکل ۱۳ نتایج تجربی تغییر ضریب پسا با زاویهٔ حمله



شکل ۱٤ نتایج تجربی تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویهٔ حمله

در شکل (۱٤) نتایج حاصل از تونل باد برای تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حملهٔ مختلف برای بال پایه و بال شکل‌پذیر نشان داده‌شده است. همان‌طوری که مشاهده می‌شود حداکثر راندمان آیرودینامیکی برای بال پایه و بال‌های شکل‌پذیر در زاویه حدود ٤ درجه رخ می‌دهد. زاویه‌ای که پرنده در آن حداقل رانش موردنیاز و حداکثر مداومت و برد پرواز را تجربه خواهد نمود. افزایش راندمان آیرودینامیکی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه در محدودهٔ عملیاتی پرنده (ناحیهٔ خطی) کاملاً مشهود می‌باشد. تغییر معکوس تغییرات راندمان آیرودینامیکی بعد از ناحیهٔ خطی، به خاطر نوع هندسهٔ انتخابی برای طرح شکل‌پذیر و افزایش بیشتر ضریب پسا نسبت به ضریب برآ می‌باشد.

مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر در جهت افزایش برد پرواز و مداومت پرواز پهپاد. در این بخش سعی بر آن است تا میزان تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر نسبت به بال پایه در پارامترهای عملکرد پرنده (برد و مداومت پروازی) مشخص شود. رابطهٔ ریاضی برای محاسبهٔ مداومت، برد و حداقل رانش موردنیاز به‌صورت معادلات (٦-٤) می‌باشد [26]:

$$E = \frac{1}{c_t}\frac{C_L}{C_D}\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right) \qquad (٤)$$

$$R = \frac{2}{c_t}\left(\frac{2}{\rho_\infty S}\right)^{0.5}\frac{C_L^{0.5}}{C_D}\left(W_O^{0.5} - W_1^{0.5}\right) \quad (۵)$$

$$(T_R)_{min} = \frac{W_O}{(\frac{C_L}{C_D})_{max}} \quad (٦)$$

حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی به‌دست می‌آید که هواپیما با حداقل نیروی رانش موردنیاز پرواز کند. نقطهٔ متناسب با حداقل نیروی رانش موردنیاز، برابر با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا می‌باشد (رابطهٔ ٦). بنابراین، حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی حاصل می‌شود که هواپیما با سرعتی معادل با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا پرواز کند. در فرمول (٤) نیز این مسئله به‌صورت واضح قابل‌مشاهده است. حداکثر مقدار نسبت ضریب برآ به پسا برابر است با [26]:

$$(\frac{C_L}{C_D})_{max} = (\frac{\pi\, e\, AR\, C_{D0}}{2C_{D0}})^{0.5} \quad (۷)$$

طبق فرمول (۵) به‌منظور دست‌یابی به حداکثر برد پرواز، با توجه به ثابت بودن پیش‌رانه و وزن سوخت پرنده، حصول حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{\max}$ مدنظر می‌باشد. حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{\max}$ برابر است با [26]:

$$(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max} = \frac{(\frac{1}{3}\pi\, e\, AR\, C_{D,o})^{\frac{1}{4}}}{\frac{4}{3}C_{D,o}} \quad (۸)$$

طبق روابط (۸ و ۷) حداکثر مقدار $(\frac{C_L}{C_D})_{\max}$ و $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{\max}$ به $AR, e, C_{D,0}$ بستگی دارد که جزء پارامترهای ایرودینامیکی هواپیما می‌باشد. با توجه به تأثیر افزایش طول بال در مقدار AR، تأثیر این پارامتر در افزایش مداومت و برد پرواز به‌خوبی مشخص می‌باشد.

برای آن‌که میزان تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنه متغیر نسبت به بال پایه در این تحقیق تعیین شود، ابتدا مشخصات مربوط به بال برای حالات مختلف شکل‌پذیری در جدول (۲) ارائه شده است.

در تحقیق حاضر میزان افزایش وزن حاصل از تغییر طول دهنهٔ بال نسبت به وزن کل قابل‌چشم‌پوشی است. بنابراین تغییرات حداکثر مداومت پروازی فقط با حداکثر مقدار برآ به پسا سنجیده می‌شود. با این فرض، میزان تغییر مداومت پروازی پرنده به‌صورت جدول (۳) خواهد بود.

با فرضی مشابه، تعیین تغییرات حداکثر برد پروازی نیز با حداکثر مقدار $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{\max}$ و میزان تغییرات مساحت بال سنجیده می‌شود. با این فرض، میزان تغییر برد پروازی پرنده به‌صورت جدول (٤) می‌باشد.

طبق نتایج آورده شده در جداول (٤ و ۳) حداکثر تغییرات مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد خواهد بود.

جدول ۲ مشخصات هندسی بال در حالات مختلف شکل‌پذیری

درصد تغییرات نسبت منظری بال به بال پایه	درصد تغییرات مساحت بال به بال پایه	درصد تغییرات طول بال به بال پایه	نسبت منظری	مساحت (مترمربع)	طول(متر)	شکل بال
–	–	–	۲/۰۸۳	۰/۰۳	۰/۲۵	بال پایه
۳٤	۵	۱۹	۲/۷۹۸	۰/۰۳۱۳۹	۰/۲۹٦	بال با افزایش طول۵۰ درصدی
۷٤	۱۰	۳۸	۳/۵۸۹	۰/۰۳۲۷	۰/۳٤۳	بال با افزایش طول۱۰۰ درصدی

جدول ۳ درصد تغییرات مداومت پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

	V (m/s)		
	۳۵	٦۰	۸۰
درصد افزایش مداومت پروازی پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	–	۹	۱۰
درصد افزایش مداومت پروازی با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	۱۱	۱۵	۱۷

جدول ٤ درصد تغییرات برد پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

	V (m/s)		
	۳۵	٦۰	۸۰
درصد افزایش برد پرواز پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	–	۳	٤
درصد افزایش برد پروازی پرنده با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه	۳	٤	۵

جدول ۵ مقادیر محاسباتی گشتاور غلتشی

δ_a(degree)		۳	۵	۸	۱۰	۱۳	۱۵
V (m/s)	35	0.074	0.123	0.196	0.245	0.319	0.368
	60	0.216	0.360	0.576	0.720	0.936	1.080
	80	0.384	0.640	1.024	1.280	1.664	1.920

جدول ٦ نتایج تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول ۱۰۰ درصد

AOA (degree)	V (m/s)		
	35	60	80
4	.236	.742	1.341
6	0.312	0.949	1.673

کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر. به‌منظور دست‌یابی به گشتاور غلت (Rolling Moment) می‌توان از سطوح کنترل نصب‌شده روی بال که شهپر (Aileron) نام دارد، استفاده نمود. این روش به‌عنوان یک روش سنتی و معمول می‌باشد. روش دیگر برای ایجاد گشتاور غلت استفاده از شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر می‌باشد. در این روش می‌توان بال را به دو قسمت سمت چپ و راست (نسبت به خط مرکزی عبوری از محور طولی پهپاد) تقسیم نمود و به‌منظور دست‌یابی به غلت راست یا چپ، افزایش طولی روی بال در سمت چپ یا راست ایجاد نمود. برای محاسبهٔ گشتاور غلت به‌صورت تئوری (محاسباتی) از رابطهٔ زیر استفاده می‌شود [27]:

$$RM = \rho_\infty * (V^2) * \tau * a_0 * S_a * \delta_a \qquad (۹)$$

با استفاده از رابطهٔ (۹) مقدار محاسباتی گشتاور غلت مطابق جدول (۵) می‌باشد. براساس داده‌های تونل باد، مقادیر تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول بال به‌اندازهٔ ۱۰۰ درصد، در جدول (٦) آورده شده است.

طبق نتایج جدول‌های (٦ و ۵) میزان گشتاور غلتشی تجربی ایجادشده برای افزایش طول ۱۰۰ در صد در زاویهٔ حملهٔ ٦ درجه و سرعت ٦۰ متر بر ثانیه، با میزان گشتاور غلتشی شهپر (در دو طرف بال) در زاویهٔ انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است. یعنی در مقایسه با کنترل غلت معمولی، استفاده از روش طول

متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش می‌دهد و می‌تواند وزن حاصل از اجرای نصب شهپر و مکانیزم‌های عملگر مربوط به آن را کاملاً حذف نماید. درنتیجه اگر به‌جای شهپر از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنهٔ متغیر استفاده شود اضافه وزن حاصل از نصب شهپر به‌همراه مکانیزم‌های آن را می‌توان با اضافه وزن حاصل از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهنه متغیر جبران نمود.

درنهایت از بخش (٦) این نتیجه حاصل می‌شود که افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن و پیچیدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز پرنده می‌شود.

نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش، بررسی تجربی حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر روی بال یک پهپاد برای توسعهٔ عملکرد پروازی آن می‌باشد. برای اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر به‌همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد سرعت‌پایین با سرعت‌های ۳۵، ٦۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدودهٔ عدد رینولدز بین 250×10^3 تا 620×10^3 انجام‌گرفته است. برای اجرای طرح شکل‌پذیر، حداکثر تغییر طول بال نسبت به بال پایه ۳۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷٤ درصد بوده است. برای تحلیل عددی جریان حول مدل بال از نرم‌افزار تجاری فلوئنت موجود استفاده شده است.

نتایج تجربی حاصل از تست تونل باد در تحقیق حاضر به‌صورت موارد ذیل خلاصه می‌شوند:

۱- طبق نتایج مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به‌ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است.

۲- نتایج تست تونل باد نشان می‌دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویهٔ حملهٔ ٤ درجه و حداکثر مقدار آن ١٤/٨ برای بال پایه، ١٦/٣ برای بال شکل‌پذیر ۵۰ درصد و ١٧/٤ برای بال شکل‌پذیر ۱۰۰ درصد می‌باشد.

۳- در زاویای حملهٔ بالا (ناحیهٔ غیر خطی)، ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه افزایش یافته است. این افزایش به‌علت نوع هندسهٔ انتخابی در طرح شکل‌پذیر است. با توجه به آن‌که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدودهٔ خطی تغییرات زاویهٔ حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیهٔ زوایای حملهٔ بالا نیز مد نظر قرار گیرد در طرح شکل‌پذیر باید تغییراتی ایجاد شود.

٤- طبق نتایج، گشتاور غلتشی بال شکل‌پذیر در سرعت ٦۰ متر بر ثانیه با گشتاور غلتشی ایجادشده توسط شهپر نصب‌شده در دو طرف بال با زاویهٔ انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است.

۵- اگر به‌جای سطوح کنترل شهپر از طرح شکل‌پذیر بال برای کنترل غلت استفاده شود، می‌توان افزایش حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر را با افزایش وزن سطوح شهپر جایگزین نمود.

٦- درنهایت افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، نیروی برآ، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن وپیچدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز و پسای القایی پرنده می‌شود.

فهرست علائم

a	شیب منحنی برآی بال
a_0	شیب منحنی برآی مقطع بال
AR	نسبت منظری بال
AOA	زاویهٔ حمله
b	طول بال

c	طول وتر بال	RM	گشتاور غلتشی
C_L	ضریب برآ (لیفت) بال	S	مساحت بال
C_D	ضریب پسا (درگ) بال	S_a	مساحت شهپر
$\frac{C_L}{C_D}$	راندمان آیرودینامیکی	V	سرعت
C_{D0}	ضریب پسا در زاویهٔ حملهٔ صفر	**علائم یونانی**	
C_{Di}	ضریب پسای القایی	α	زاویهٔ حمله
C_t	مصرف مخصوص سوخت	$\propto_{L=0}$	زاویهٔ حمله برآی صفر
C_a	وتر شهپر	δ_a	زاویهٔ انحراف شهپر
E	مداومت پرواز	ρ_∞	دانسیته
e	ضریب راندمان بال	Λ	زاویهٔ پسگرایی بال
R	برد پرواز	τ	ضریب تأثیر شهپر
Re	عدد رینولدز		

مراجع

1. Galantai, V.P., "Design and Analysis of Morphing Wing for Unmanned Aerial Vehicles", phD Thesis,Department of Mechanical and Engineering,University of Toronto,(2010).
2. Joshi, S.P., Tidwell, Z., Crossley, W.A. and Ramakrishnan, S., "Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts", *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, California, April 19-22, (2004).
3. SH, M.A. and Kumar, C.A., "A Review of Unmanned Aerial Vehicle and their Morphing Concepts Evolution and Implications for the Present Day Technology", International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET), Vol. 4, No. 4, pp. 348-356, July - August (2013.(
4. Weisshaar, T.A., "Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design", Purdue Univ Lafayette In, (2006).
5. AeroVisions Inc., http://www.canosoarus.com., Accessed 22 May (2011).
6. Arrison, L., Birocco, K., Gaylord, C., Herndon, B., Manion, K. and Metheny, M., "2002-2003 AE/ME Morphing Wing Design", Spring Semester Final Report, Virginia Tech Aerospace Engineering Senior Design Project, (2003).
7. Neal, D.A., Good, M.G., Johnston, C.O., Robertshaw, H.H., Mason, W.H. and Inman, D.J., "Desing and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration", *In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, April 19-22, (2004).
8. Bae, J.S., Seigler, T.M. and Inman, D.J., "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 528-534, (2005).
9. Han, C., Lee, S. and Ruy, K., "Experimental Study of a Telescopic Wing Inside Channel", Engineering Notes, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 3, pp. 1029-1030, (2007).
10. Gamboa, P., Aleixo, P., Vale, J., Lau, F. and Suleman, A., "Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV", University of Beria Interior Covilha (Portugal), Nov. (2007).

11. do Vale, J.L., Leite, A., Lau, F. and Suleman, A., "Aero-Structural Optimization and Performance Evaluation of a Morphing Wing with Variable Span and Camber", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, 10: pp. 1057-1073., July(2011).
12. Ajaj, R.M., Saavedra Flores , E.I., Friswell, M.I., Allegri, G., Woods, B.K.S., Isikveren, A.T. and Dettmer, W.G., "The Zigzag wingbox for a span morphing wing", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp. 364-375, (2013).
13. Beaverstock, C.S., Ajaj, R.M., Friswell, M.I., De Breuker, R. and Werter, N.P.M., "Optimizing Mission Performance for a Morphing MAV", *Ankara International Aerospace Conference*, METU, Ankara Turkey, 11-13 September (2013).
14. Zi-Wu, G. and Yong-Liang, Y., "Study on Aerodynamics and Mechanisms of Elementary Morphing Models for Flapping Wing in Bat Forward Flight", Journal of Arshiv preprint, Arshiv:1403.6824,Journal of Physics and Fluid Dynamics,27 May (2014) .
15. Gopalarathnam, A., Ramasubramanian, M.K. and Wu, F., "Innovative Revolutionary Airspace Designs Advanced Aircraft Wing Concept with Micro- and Macro-Morphing Capability", Department of Mechanical and Aerospace Engineering, North Carolina State University Students supported: Jeffrey Jepson and Qifu Li, 16 May (2003).
16. Li, M., Chen, W.M., Guan, D. and Li, W., "Experimental Validation of Improving Aircraft Rolling Power Using Piezoelectric Actuators", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 18, No. 2, May (2005).
17. Stanford, B., Ifju, P., Albertani, R. and Shyy, W., "Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental characterization, numerical modeling, and tailoring", *Progress in Aerospace Sciences* , Vol. 44, No. 4, pp. 258–294, (2008).
18. Bagassi, S., Francia, D. and Persiani, F., "Preliminary Study of a New UAV Concept: The Variable Geometry Vehicle", *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*,Nice France,19-24 September (2010).
19. Circiu, I. and Prisacariu, V., "Command and Control of the Flying Wing in the Morphing Concept", *Review of the Air Force Academy*, Vol. 11, No. 1(23), (2013).
20. Probst, T.A., David, B. and Kochersberger, K., "Design and Flight Test of a Morphing UAV Flight Control System", *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Grapevine (Dallas/ft. Worth region),Texas,7-10 January (2013).
21. Tropea, C., yarin, A.L. and Foss, J.F., "Springer handbook of experimental fluid mechanics", Vol. 1, pp. 1047-1060, (2007).
22. Utsunomiya, H., Nagao, F., Ueno, Y. and Noda, M., "Basic study of blockage effects on bluff bodies", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 49, No. 1, pp. 247-256, (1993).
23. Turki, S., Abbassi, H. and Nasrallah, S.B.," Effect of the blockage ratio on the flow in a channel with a built-in square cylinder", *Computational Mechanics*, Vol. 33, No. 1, pp. 22-29, (2003).
24. Kuchemann, D., "The Aerodynamic Design of Aircraft", *Progress in aeronautical sciences*, Pergamon, London, (1978).
25. Sadraey, M., "*Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*", John Wiley & Sons, Vol. 71, (2012).
26. Anderson, J.D., "*Aircraft Performance and Design*", McGraw-Hill, New York, pp. 199-314, (1999).
27. Henry, G.G.,"Roll Control for UAVs by Use of a Variable Span Morphing Wing", Thesis Master of Science, University of Maryland, pp. 24-30, (2005).

تحلیل ارتعاشات آزاد تیر هدفمند دوار باریک‌شوندهٔ دو طرفه با استفاده از تئوری اولر-برنولی و روش تبدیل دیفرانسیلی*

فرزاد ابراهیمی[۱] سمانه دشتی[۲]

چکیده *در این مقاله ارتعاشات آزاد تیر هدفمند دوار باریک‌شوندهٔ دو طرفه بررسی شده است. تحلیل ارتعاشات تیر با استفاده از تئوری اولر- برنولی انجام شده است. فرض می‌شود خواص تیر در راستای ضخامت آن با استفاده از تابع توانی تغییر می‌کند. معادلات حاکم با استفاده از اصل همیلتون استخراج شده است. فرکانس‌های طبیعی تیر با استفاده از روش تبدیل دیفرانسیلی به‌دست آمده و اثر ضرایب باریک‌شوندگی، پارامترهای بی‌بعد سرعت دورانی، شعاع هاب و شاخص جزء حجمی بر فرکانس طبیعی تیر مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصل در قالب چندین جدول و شکل ارائه شده و برای صحت‌سنجی، با نتایج کارهای گذشته مقایسه شده است. مقایسهٔ انجام‌شده نشان‌دهندهٔ این واقعیت است که فرکانس‌های طبیعی تیر اولر- برنولی دوار باریک‌شوندهٔ دو طرفه ساخته شده از مواد هدفمند با استفاده از روش تبدیل دیفرانسیلی با دقت بالایی حاصل می‌شود. به‌علاوه نتایج حاصل نشان می‌دهد پارامترهای سرعت دورانی، ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی و شاخص جزء حجمی اثر مهمی بر فرکانس طبیعی این‌گونه تیرها دارند. اثر پارامتر شعاع هاب و ضریب باریک‌شوندگی عرضی نیز قابل چشم‌پوشی می‌باشد.*

واژه‌های کلیدی ارتعاشات آزاد، مواد هدفمند، روش تبدیل دیفرانسیلی، تیر اولر- برنولی باریک‌شونده.

Free Vibration Analysis of Functionally Graded Rotating Double Tapered Beam by using Euler-bernoulli Beam Theory and Differential Transform Method

F. Ebrahimi S. Dashti

Abstract *In this study, the free vibration analysis of a functionally graded rotating double tapered beam is performed. The analysis is based on Euler-Bernoulli beam theory. The Material properties of the beam vary continuously in the thickness direction according to the power-law function. The governing differential equation of motion is derived using the Hamilton's principle. Natural frequencies are obtained using differential transformation (DTM) technique. The effects of the taper ratios, nondimensional rotational speed, nondimensional hub radius and material volume fraction index on the natural frequencies are discussed. Numerical results are tabulated in several tables and figures. To verify the present analysis, the results of this study are compared with the available results from the existing literature. It is shown that the natural frequencies of a functionally graded rotating double tapered Euler-Bernoulli beam can be obtained with high accuracy by using DTM. It was observed that nondimensional rotational speed, height taper ratio and power-law exponent significantly affect the natural frequency. The effects of hub radius and breadth taper ratio on the natural frequencies are negligible.*

Key Words Free vibration, Functionally Graded material, Differential Transform Method, Tapered Euler- Bernoulli beam.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۲/۷ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۰/۲۲ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول: استادیار مهندسی مکانیک، دانشگاه بین‌المللی امام خمینی (ره). febrahimy@ikiu.eng.ac.ir

(۲) دانشجوی کارشناسی مهندسی مکانیک، دانشگاه بین‌المللی امام خمینی (ره).

مقدمه

کامپوزیت‌های لایه‌ای به‌علت مزایای قابل‌توجه، کاربرد وسیعی در سازه‌های عمرانی مکانیکی و فضایی دارند. با این وجود مجزا بودن لایه‌های مختلف سبب می‌شود در سطح تماس این لایه‌ها شاهد تغییرات ناگهانی در خواص مواد و پیامدهای نامطلوب آن همانند ایجاد ترک یا جدایی لایه‌ها باشیم. برای مقابله با این نقصان دسته‌ای از کامپوزیت‌ها به نام «مواد هدفمند» (Functionally graded materials) مورد استفاده قرار می‌گیرند. ایدهٔ مواد هدفمند برای اولین بار در سال ۱۹۸٤ در ژاپن مطرح شد. در این مواد یا سازه‌های ساخته شده از این مواد، خواص ماده نسبت به مکان به‌صورتی تغییر می‌کند که کل سازه خواص مطلوب را داشته باشد. نوع متداول مواد هدفمند به‌صورت کامپوزیتی از فلز در ماتریسی از سرامیک می‌باشد. چنین ماده‌ای می‌تواند وظایف ظاهراً ناسازگاری هم‌چون مقاومت حرارتی و خوردگی بسیار بالای سرامیک‌ها از یک سو و استحکام، سفتی و قابلیت ماشین‌کاری بالای فلزات از سوی دیگر را بدون ایجاد نایکنواختی و یا تمرکز تنش به‌صورت یک‌جا دارا باشد. در مواد هدفمند، تغییرات پیوسته مواد و خواص آن می‌تواند در یک جهت یا در تمامی جهات باشد امّا معمولاً برای سادگی تغییرات در یک جهت معین فرض می شود. گذار از یک ماده به مادهٔ دیگر معمولاً با استفاده از یک سری توانی بیان می‌شود. به‌دلیل وجود چنین خواصی مواد هدفمند در بخش‌های گوناگون مهندسی هم‌چون صنایع فضایی، هوایی، دفاع، بیوپزشکی و ساخت اتومبیل‌ها به‌کار رفته‌اند و اخیراً در ابزارهای مورد استفاده در فرآیندهای گداخت هسته‌ای همانند راکتورهای هسته‌ای نیز به‌کار گرفته شده‌اند. به‌دلیل توسعهٔ استفاده از این مواد در دههٔ اخیر، تحلیل استاتیکی و دینامیکی سازه‌های ساخته شده از مواد هدفمند مورد توجه بسیاری از پژوهشگران قرار گرفته است. بررسی پیشینهٔ پژوهش در مورد مواد هدفمند نشان می‌دهد که بیشتر پژوهش‌های انجام شده در این زمینه مربوط به صفحات و پوسته‌ها است و تحقیقات کمتری در زمینهٔ تیرهای ساخته شده از این مواد صورت گرفته است. اسنیکر [1] تحلیل الاستیسیته را برای تیرهای اولر- برنولی ساخته شده از مواد هدفمند که در معرض بار عرضی استاتیکی قرار دارند با فرض این‌که مدول یانگ در ضخامت تیر به‌صورت نمایی تغییر می‌کند به‌دست آورد. سیمسک [2] تحلیل استاتیکی تیرهای هدفمند را تحت توزیع بار یکنواخت با روش ریتز به‌دست آورد. ایشان در این بررسی تغییرات خواص مواد را در ضخامت تیر به‌صورت توانی در نظر گرفت و تأثیر این تغییرات را در جابه‌جایی و تنش تیر نشان داد. ایادقدو و تسکین [3] ارتعاشات آزاد یک تیر ساخته شده از مواد هدفمند دارای تکیه‌گاه ساده را با استفاده از تئوری اولر- برنولی و تئوری‌های تغییرشکل برشی مراتب بالا بررسی کردند و در این مطالعه تغییرات مدول یانگ را در ضخامت تیر به‌صورت نمایی و توانی در نظر گرفتند و فرکانس طبیعی و شکل مدهای مربوط به این تیر را با ضرایب لاغری متفاوت به‌دست آوردند. سیمسک [4] ارتعاشات غیرخطی تیر تیموشنکو ساخته شده از مواد هدفمند را که تحت اثر بار محرک هارمونیک قرار دارد بررسی کرد. او در این مطالعه تغییرات خواص مواد را در ضخامت تیر به‌صورت توانی در نظر گرفت و اثر جابه‌جایی‌های بزرگ، تغییر خواص مواد، سرعت جرم متحرک و فرکانس تحریک را روی جابه‌جایی تیر، ممان خمشی و تنش آن آزمود. ایشان هم‌چنین [5] فرکانس‌های اولیهٔ تیرهای هدفمند را با استفاده از تئوری‌های مراتب بالا به‌دست آورد. سینا و همکاران [6] برای تحلیل ارتعاشات آزاد تیرهای ساخته شده از مواد هدفمند از یک تئوری جدید که با تئوری سنتی تیرها (تئوری تغییرشکل برشی مرتبهٔ اول) متفاوت است استفاده کردند. آن‌ها معادلات حاکم بر حرکت را

با استفاده اصل همیلتون استخراج کردند و اثر شرایط مرزی، جزء حجمی و تغییرشکل برشی را بر فرکانس طبیعی تیر بررسی نمودند. لی [7] یک رویکرد جدید را برای بررسی رفتار استاتیکی و دینامیکی تیرهای اولر- برنولی و تیموشنکو ساخته شده از مواد هدفمند معرفی کرد. سیمسک و کوکاترک [8] ویژگی‌های ارتعاشات آزاد و اجباری تیر اولر- برنولی هدفمند را تحت بارگذاری هارمونیکی متحرک مورد بررسی قرار دادند. الشربگی و همکاران [9] از روش المان محدود برای تعیین مشخصات ارتعاشات آزاد تیرهای ساخته شده از مواد هدفمند محوری (Axially FG beams) استفاده کرد. زونگ و یو [10] حل تحلیلی یک تیر یک سرگیردار ساخته شده از مواد هدفمند را با تغییرات دلخواه در توزیع خواص ماده مبنی بر تئوری الاستیسیتهٔ دوبعدی به‌دست آوردند. اخیراً دانشمهر و همکاران [11] ارتعاشات تیر اولر- برنولی ساخته شده از مواد هدفمند را که تحت بارگذاری عرضی قرار دارد بررسی کردند. کادولی و همکاران [12] رفتار استاتیکی تیرهای ساخته شده از مواد هدفمند را با استفاده از تئوری تغییرشکل برشی مرتبه‌بالا و روش اجزای محدود مورد مطالعه قرار دادند. مطالعات پیشین روی تیرهای یکپارچه صورت گرفت. تیرهای غیرمنشوری به‌دلیل محاسن خود از نظر زیبایی، مقاومت و بهینه‌سازی وزن سازه دارای کاربردهای فراوانی در مهندسی می‌باشند. اثر باریک‌شوندگی بر فرکانس طبیعی تیر در مطالعات زیر مورد بررسی قرار گرفته است:

بازونه [13] اثر باریک‌شوندگی را بر فرکانس طبیعی تیرهای باریک‌شوندهٔ دوار بررسی کرد. زنگ و برت [14] ارتعاشات میله‌های باریک‌شونده (Tapered) را با استفاده از روش تبدیل دیفرانسیلی بررسی کردند. شهبا و همکاران [15] ارتعاشات آزاد و تحلیل پایداری تیر باریک‌شوندهٔ تیموشنکو ساخته شده از مواد هدفمند با تغییر خواص در راستای محوری را تحت شرایط مرزی کلاسیک و غیرکلاسیک با استفاده از روش المان محدود به‌دست آوردند. بازونه و همکاران [16] ویژگی‌های تیرهای تیموشنکوی باریک‌شوندهٔ دوار را با استفاده از روش المان محدود بررسی کردند. هونگ و همکاران [17] ارتعاشات آزاد تیر تیموشنکوی ساخته شده از مواد هدفمند محوری با سطح مقطع غیریکنواخت را مورد مطالعه قرار دادند.

روش تبدیل دیفرانسیلی (Differential transform method) که روشی مبتنی بر بسط سری تیلور است یکی از ابزارهای ریاضیاتی کارآمد در حل معادلات دیفرانسیل می‌باشد. این روش ابتدا درسال ۱۹۸٦ توسط زوو [18] در مسائل مهندسی مطرح شد و برای حل مسائل مقدار اولیهٔ خطی و غیرخطی در تحلیل مدارهای الکتریکی به‌کار رفت. استفاده از این روش برای تحلیل ارتعاشات تیرها در تحقیقات زیر مشاهده شد.

ملیک و دنگ [19] این روش را در تحلیل ارتعاشات آزاد تیرهای اولر-برنولی به‌کار بردند. بررسی ویژگی‌های دینامیکی تیرهای باریک‌شوندهٔ دوار همانند فرکانس‌های طبیعی اهمیت ویژه‌ای در طراحی‌های مهندسی شامل ماشین‌های دوار، پره‌های هلیکوپتر و بازوهای مکانیکی ربات دارد، در نتیجه تحلیل تیرهای باریک‌شوندهٔ دوار مورد توجه زیادی قرار گرفته است. ازدمیرو کایا [20] فرکانس طبیعی بی‌بعد تیر دوار باریک‌شونده اولر- برنولی را با روش تبدیل دیفرانسیلی به‌دست آوردند. کایا و ازگوموس [21] ارتعاشات آزاد تیر تیموشنکوی چرخان باریک‌شوندهٔ دو طرفه را با روش تبدیل دیفرانسیلی مورد بررسی قرار دادند. بانرژی [22] ارتعاشات آزاد تیرهای با سطح مقطع یکنواخت و نیز باریک‌شونده را تحت نیروی گریز از مرکز و با استفاده از روش ماتریس سفتی مطالعه کرد. عطارنژاد و شهبا [23] روش تبدیل دیفرانسیلی را در تحلیل ارتعاشات آزاد تیرهای اولر- برنولی دوار غیرمنشوری به‌کار بردند. پایون و سمپایو

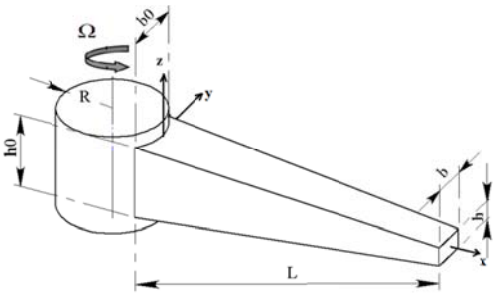
[24] ویژگی‌های دینامیکی تیرهای چرخان ساخته شده از مواد هدفمند را بررسی کردند. شهبا و راجاسکران [25] ارتعاشات آزاد و پایداری تیرهای اولر- برنولی باریک‌شوندهٔ ساخته شده از مواد هدفمند را که در آنها تغییرات خواص مواد در راستای محور تیر می‌باشد، با روش تبدیل دیفرانسیلی تحلیل کردند. در سال‌های اخیر راجاسکران [26] ارتعاشات آزاد تیر داور باریک‌شوندهٔ ساخته شده از مواد هدفمند محوری را با استفاده از تئوری تیموشنکو و روش تبدیل دیفرانسیلی بررسی کرد و نشان داد این روش در تحلیل ارتعاشات آزاد تیرهای باریک‌شونده روشی کارآمد می‌باشد. سادونگ و همکاران [27] پاسخ ارتعاشی تیرهای دارای قیود الاستیکی را که از مواد هدفمند با توزیع توانی ساخته شده‌اند و در سطح مقطع خود دارای پله می‌باشند با استفاده از روش تبدیل دیفرانسیلی به‌دست آوردند. نگویان و گان [28] تغییرشکل خمشی تیر باریک‌شوندهٔ ساخته شده از مواد هدفمند را که دارای بارگذاری در انتها می‌باشد و تغییرات خواص مواد در راستای ضخامت تیر توسط تابع توانی بیان می‌شود، به‌دست آوردند. انگویان [29] پاسخ تیر یک‌سر گیردار باریک‌شوندهٔ ساخته شده از مواد هدفمند محوری را به جابه‌جایی بزرگ با استفاده از روش المان محدود به‌دست آورد و اثر ضرایب باریک‌شوندگی و نسبت لاغری را بر پاسخ تیر بررسی کرد. پرادهان و چاکراورتی [30] ارتعاشات آزد تیرهای اولر- برنولی و تیموشنکوی ساخته شده از مواد هدفمند را با استفاده از روش ریلی- ریتز بررسی کردند. هم‌چنین ایشان [31] اثر تئوری‌های تغییرشکل برشی را بر فرکانس طبیعی تیر با استفاده از روش ریلی- ریتز بررسی کردند.

همان‌گونه که ذکر شد تیرهای باریک‌شونده به‌دلیل داشتن محاسنی هم‌چون زیبایی و بهینه‌سازی وزن سازه همراه با داشتن استحکام مناسب کاربردهای فراوانی در سازه‌های مکانیکی و عمرانی همانند پره‌های توربین باد، پروانه کشتی و هواپیماها دارند. گاهی در صنعت با مواردی مواجه می‌شویم که قسمت‌های گوناگون سازه باید بارگذاری و شرایط متفاوتی را تحمل کنند برای مثال بخشی از سازه باید سهم بالایی از شوک حرارتی را تحمل نماید. در این‌گونه موارد استفاده از مواد هدفمند در طراحی تیرهای باریک‌شوندهٔ دوار بسیار سودمند است. با توجه به این‌که در زمینهٔ تیرهای هدفمند غیرمنشوری مطالعات انجام شده دارای محدودیت می‌باشد، مطالعهٔ اخیر روی تیرهای هدفمند دوار باریک‌شوندهٔ دوطرفه و با استفاده از تئوری اولر- برنولی انجام شده است. معادلات حاکم با استفاده از اصل همیلتون به‌دست آمده است. در مقالات پیشین برای تحلیل ارتعاشات آزاد تیرها از روش‌های تحلیلی و عددی استفاده شده است. در این میان به هنگام استفاده از روش‌هایی هم‌چون روش المان محدود نیازمند گسسته‌سازی سیستم می‌باشیم. علاوه بر این در اعمال روش‌های تقریبی همانند روش ریتز و گلرکین گاهی نمی‌توان تمامی مقدارهای ویژه و تابع‌های ویژه را محاسبه کرد. روش سنتی حل مسائل توسط سری تیلور نیز نیازمند محاسبات نمادین می‌باشد و زمان زیادی را برای حل مسائل صرف می‌کند. علاوه بر این حل معادلات مرتبه بالا با استفاده از این روش دشوار می‌باشد. روش تبدیل دیفرانسیلی که در این مقاله به‌کار گرفته شده است، روشی نیمه‌تحلیلی مبتنی بر سری تیلور می‌باشد که توانسته است بر تمامی مشکلات ذکر شده غلبه نماید. این روش بدون نیاز به خطی‌سازی و گسسته‌سازی به معادلات دیفرانسیل جزئی اعمال می‌شود و آن را به مجموعه‌ای از معادلات جبری تبدیل می‌کند. این روش حجم محاسبات را تا حد زیادی کاهش می‌دهد و پاسخ را با دقت و سرعت هم‌گرایی بالا به‌دست می‌آورد. بدین ترتیب با استفاده از این روش فرکانس‌های طبیعی تیر مورد بررسی به‌دست آمده است. اثر پارامترهای مختلفی هم‌چون شعاع هاب γ، سرعت دورانی η، ضرایب باریک‌شوندگی عرضی و

ارتفاعی α، β و شاخص جزء حجمی n بر روی فرکانس‌های طبیعی تیر بررسی شده است. نتایج حاصل با نتایج کارهای گذشته مقایسه شده و تطابق قابل‌قبولی حاصل شده است.

مواد هدفمند

مطابق شکل (۱) تیر یک‌سرگیردار ساخته شده از مادهٔ هدفمند با طول L در نقطهٔ O بر روی یک طوقهٔ (hub) دوار به شعاع R سوار شده است. طوقه با سرعت زاویه‌ای ثابت Ω حول محور خود دوران می‌کند. ضخامت تیر از مقدار h_0 در ابتدا تا h در سر آزاد و عرض تیر از مقدار b_0 تا b به‌صورت خطی باریک می‌شود.



شکل ۱ مدل فرض شده برای قرارگیری دستگاه مختصات روی تیر

در دستگاه مختصات راستگرد کارتزین محور x منطبق بر صفحهٔ میانی تیر، محور z در جهت ضخامت تیر و موازی با محور دوران (منطبق بر آن نمی‌باشد) و محور y در جهت عرض در نظر گرفته شده است. فرضیات مورد استفاده به قرار زیر است:

- مقاطع تیر قبل از خمش و پس از آن صفحه و عمود بر محور خنثی باقی می‌مانند.
- تیر از مواد هدفمند به‌صورت ترکیبی از سرامیک و فلز ساخته شده و تغییرات خواص در راستای ضخامت (محورz) است و برای تعیین نحوهٔ تغییرات از مدل توانی استفاده شده است.
- خواص مؤثر مادهٔ تشکیل دهندهٔ تیر همانند مدول یانگ E، چگالی ρ، ضریب پواسن υ و مدول برشی G به‌صورت پیوسته در راستای ضخامت تیر تغییر می‌کند. با استفاده از قاعدهٔ اختلاط، خواص مؤثر ماده P_f به‌صورت زیر بیان می‌شود.

$$P_f = P_c V_c + P_m V_m \qquad (۱)$$

در این معادله V_c، P_m، P_c و V_m، خواص مؤثر و کسر حجمی سرامیک و فلز هستند که به‌صورت رابطهٔ زیر به هم مربوط می‌شوند:

$$V_c + V_m = 1 \qquad (۲)$$

رابطه کسر حجمی سرامیک به‌صورت زیر است:

$$V_c = \left(\frac{z}{h} + \frac{1}{2}\right)^n \qquad (۳)$$

n شاخص جزء حجمی و متغیری نامنفی است و پروفیل تغییرات ماده در ضخامت تیر را نشان می‌دهد که از طریق آزمایش به‌دست می‌آید. با توجه به روابط (۳-۱) خواص مؤثر مادهٔ هدفمند به‌صورت رابطهٔ زیر بیان می‌شود:

$$P_f(z) = (P_c - P_m)\left(\frac{z}{h} + \frac{1}{2}\right)^n + P_m \qquad (٤)$$

مطابق رابطهٔ (٤) زمانی که z= -h/2:

$$E = E_m\ ,\ \nu = \nu_m\ ,\ G = G_m\ ,\ \rho = \rho_m$$

زمانی که z = h/2:

$$E = E_c\ ,\ \nu = \nu_c\ ,\ G = G_c\ ,\ \rho = \rho_c$$

به‌دست آوردن معادلات حاکم بر حرکت

همان‌گونه که ذکر شد مطابق شکل (۱) در دستگاه

مختصات راستگرد کارتزین محور x منطبق بـر صـفحهٔ میانی تیر، محور z در جهت ضخامت تیر و مـوازی بـا محور دوران (منطبق بـر آن نمـی‌باشـد) و محـور y در جهت عرض در نظر گرفتـه شـده اسـت. مطـابق ایـن فرضیات انرژی جنبشی و انرژی کـرنش بـا اسـتفاده از فرض هدگس و داول [32] قابل‌محاسبه است. براساس این فرض، به‌دلیـل غالـب بـودن ε_{xx} بـر ε_{yy} و ε_{zz} در محاسبهٔ انرژی کرنش از ترم‌های ε_{yy} و ε_{zz} صرف‌نظـر می‌شود. به‌علاوه به‌دلیـل نادیـده گـرفتن اثـر بـرش در تئوری اولر- برنولی از کرنش‌های برشی نیز صرف نظر می‌شود و بدین ترتیب انرژی کـرنش بـه‌صـورت زیـر محاسبه می‌شود:

$$U=\int_0^L \frac{1}{2} A\, W''^2 dx+\int_0^L \frac{1}{2} F(x) W'^2 dx \qquad (۵)$$

در این رابطه w نشان‌دهندهٔ جابه‌جایی عرضی تیر، علامت ' نشانگر دیفرانسـیل بـر حسـب x و F(x) نیـز نیروی گریز از مرکز در فاصلهٔ x از پایهٔ تیر می‌باشد. در معادله (۵) A نشان‌دهندهٔ صلبیت خمشی تیـر اسـت و به‌صورت زیر تعریف می‌شود

$$A = \int_A E(z) z^2 \, dA \qquad (٦)$$

نیروی گریز از مرکز به‌صورت زیر قابـل محاسـبه است.

$$F(x) = \int_x^L B\Omega^2 (R + x) dx \qquad (۷)$$

بدین ترتیب انرژی سـینتیک تیـر بـه‌صـورت زیـر محاسبه می‌شود.

$$T=\int_0^L \frac{1}{2} B\, \dot{W}^2 dx \qquad (۸)$$

در رابطـهٔ بـالا B اینرسـی نرمـال تیـر اسـت و به‌صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$B = \int_A \rho(z)\, dA \qquad (۹)$$

با استفاده از اصل همیلتون داریم:

$$\delta \int_{t1}^{t2} (T - U) dt = 0 \qquad (۱۰)$$

در ایـن رابطـه δ نمـاد تغییـرات مـی‌باشـد. بـا جایگـذاری معـادلات (۸ و ۵) در معادلـهٔ (۱۰) و انتگرال‌گیری از آن معادله حاکم بر تیر به‌دست می‌آید.

$$B\frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2}\left(A\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\right) - \frac{\partial}{\partial x}\left(F\frac{\partial w}{\partial x}\right) = Pw \qquad (۱۱)$$

p_w نیروی اعمالی در واحد طـول تیـر اسـت و در این مطالعه چـون ارتعاشـات آزاد مـورد بررسـی قـرار می‌گیرد مقدار آن صفر در نظر گرفته می‌شـود. شـرایط مـرزی مـورد اسـتفاده در تحلیـل تیـر اولـر- برنـولی یک‌سرگیردار به‌صورت زیر است.

$$x = 0 \,, w = \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \qquad (۱۲)$$

$$x = L \,, \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = \frac{\partial^3 w}{\partial x^3} = 0 \qquad (۱۳)$$

با فـرض نوسـان هـارمونیکی سـاده بـرای تیـر w به‌صورت زیر نوشته می‌شود.

$$w(x,t) = \bar{w}(x) e^{i\omega t} \qquad (۱٤)$$

با جای‌گذاری رابطهٔ (۱٤) در رابطهٔ (۱۱) به معادلهٔ زیر خواهیم رسید.

$$-\omega^2 B\, \bar{w} + \frac{d^2}{dx^2}\left(A\frac{d^2 \bar{w}}{dx^2}\right) - \frac{d}{dx}\left(F\frac{d\bar{w}}{dx}\right) = 0 \qquad (۱۵)$$

معادلات تیر باریک‌شونده و پارامترهای بی بعد. معادلات کلی برای تغییرات ارتفاع h(x)، عرض b(x)، مساحت A(x) و ممان اینرسی سطح I(x) که به‌صورت خطی بین دو صفحه تغییر می‌کند به‌صورت زیر می‌باشد.

$$b(x) = b_0\left(1-\alpha\frac{x}{L}\right)^m \quad (۱٦\text{-الف})$$

$$h(x) = h_0\left(1-\beta\frac{x}{L}\right)^s \quad (۱٦\text{-ب})$$

$$A(x) = A_0\left(1-\alpha\frac{x}{L}\right)^m\left(1-\beta\frac{x}{L}\right)^s \quad (۱۷\text{-الف})$$

$$I_y(x) = I_{y0}\left(1-\alpha\frac{x}{L}\right)^m\left(1-\beta\frac{x}{L}\right)^{3s} \quad (۱۷\text{-ب})$$

در روابط بالا α ضریب باریک‌شوندگی عرضی و β ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی می‌باشد. مقادیر m و s به نوع باریک‌شوندگی تیر بستگی دارد در این مقاله برای مدل کردن باریک‌شوندگی خطی m=۱ و s=۱ در نظر گرفته شده است. زیر نویس ()$_0$ مقادیر را در ابتدای تیر نشان می‌دهد بدین ترتیب:

$$A_0 = b_0h_0 \quad (۱۸)$$

$$I_{y0} = \frac{b_0h_0^3}{12} \quad (۱۹)$$

برای مقایسهٔ نتایج مقاله حاضر با مراجع موجود از پارامترهای بی‌بعد که به‌صورت زیر تعریف می‌شوند استفاده می‌کنیم.

$$\gamma = \frac{R}{L}, \xi = \frac{x}{L}, \tilde{w} = \frac{\overline{W}}{L}, \eta^2 = \frac{BL^4\Omega^2}{A}, \mu^2 = \frac{BL^4\omega^2}{A} \quad (۲۰)$$

در رابطهٔ بالا γ پارامتر بی‌بعد شعاع هاب، ξ پارامتر بی‌بعد فاصله، η پارامتر بی‌بعد سرعت دورانی تیر، $\tilde{w}$ پارامتر بی‌بعد تغییرشکل عرضی و μ پارامتر بی‌بعد فرکانس طبیعی تیر هستند. با جای‌گذاری معادلات (۲۰-۱٦) در معادلهٔ (٦) نیروی گریز از مرکز به‌صورت زیر به‌دست می‌آید.

$$F(\xi) = B\Omega^2L^2\left[\frac{\alpha\beta}{4}+\gamma-\frac{1}{2}(\alpha\gamma+\beta\gamma-1)-\frac{1}{3}(\alpha+\beta-\alpha\beta\gamma)-\xi\gamma+\frac{\xi^2}{2}(\alpha\gamma+\beta\gamma-1)+\frac{\xi^3}{3}(\alpha+\beta-\alpha\beta\gamma)-\frac{\xi^4}{4}\alpha\beta\right] \quad (۲۱)$$

با جای‌گذاری پارامترهای بی‌بعد و معادلهٔ (۲۱) در معادلهٔ (۱۵) معادلهٔ حرکت بی‌بعد زیر به‌دست می‌آید.

$$\frac{d^2}{d\xi^2}\left[(1-\alpha\xi)(1-\beta\xi)^3\frac{d^2\tilde{w}}{d\xi^2}\right]-\mu^2(1-\alpha\xi)(1-\beta\xi)\tilde{w}-\eta^2\frac{d}{d\xi}\left\{\left[\frac{\alpha\beta}{4}(1-\xi^4)+\gamma(1-\xi)+\frac{1}{2}(1-\alpha\gamma-\beta\gamma)(1-\xi^2)+\frac{1}{3}(-\alpha-\beta+\alpha\beta\gamma)(1-\xi^3)\right]\frac{d\tilde{w}}{d\xi}\right\}=0 \quad (۲۲)$$

به‌کارگیری روش تبدیل دیفرانسیلی. به‌سبب مزایای ذکر شده برای روش تبدیل دیفرانسیلی با استفاده از اصول این روش که در جدول (۱) آمده است، معادلات حاکم و شرایط مرزی را به یک دستگاه جبری از معادلات کاهش می‌دهیم و به‌ترتیب زیر حل می‌کنیم. تبدیل دیفرانسیلی تابع y(x) به‌صورت رابطهٔ زیر تعریف می‌شود [33].

$$Y[k] = \frac{1}{k!}\left[\frac{d^k}{dx^k}y(x)\right]_{x=0} \quad (۲۳)$$

تبدیل دیفرانسیلی معکوس Y[k] نیز به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

$$y(x) = \sum_{n+1}^{\infty}x^kY[k] \quad (۲٤)$$

که در روابط بالا y(x) تابع اصلی و Y[k] تابع تبدیل‌یافته است. با استفاده از روابط (۲٤ و ۲۳) داریم:

$$y(x) = \sum_{k=0}^{\infty}\frac{x^k}{k!}\left[\frac{d^k}{dx^k}y(x)\right]_{x=0} \quad (۲۵)$$

جدول ۱ روابط اساسی روش تبدیل دیفرانسیلی مطابق مرجع [33]

تابع اصلی	تابع تبدیل‌یافته
$y(x) = \lambda\varphi(x)$	$Y[k] = \lambda\Phi[k]$
$y(x) = \varphi(x) \pm \theta(x)$	$Y[k] = \Phi[k] \pm \Theta[k]$
$y(x) = \frac{d\varphi}{dx}$	$Y[k] = (k+1)\Phi[k+1]$
$y(x) = \frac{d^2\varphi}{dx^2}$	$Y[k] = (k+1)(k+2)\Phi[k+2]$
$y(x) = \varphi(x)\theta(x)$	$Y[k] = \sum_{l=0}^{k} \Phi[l]\Theta[k-l]$
$y(x) = x^m$	$Y[k] = \delta[k-m] = \begin{cases} 1 & k=m \\ 0 & k\neq 0 \end{cases}$

رابطهٔ (۲۵) نشان‌دهندهٔ این است که مفهوم تبدیل دیفرانسیلی از بسط سری تیلور استخراج شده است. در جدول (۱) روابط اصلی روش تبدیل دیفرانسیلی آمده است. با استفاده از جدول (۱) تبدیل دیفرانسیلی معادلهٔ (۲۲) به‌صورت زیر است.

$$\begin{aligned}&\left[\frac{\alpha\beta}{4}(k+1)(k-2)\eta^2 - \alpha\beta\mu^2\right]W[k-2] + \\ &\left[\frac{1}{3}(-\alpha-\beta+\alpha\beta\gamma)\eta^2(k-1)(k+1) + (\alpha+\beta)\mu^2\right]W[k-1] + \left[\alpha\beta^3(k-1)k\ (k+1)(k+2) + \frac{1}{2}(-\alpha\gamma-\beta\gamma+1)k(k+1)\eta^2 - \mu^2\right]W[k] + [-\beta^2(3\alpha+\beta)(k+2)(k+1)^2k + (k+1)^2\gamma\eta^2]W[k+1] + \Big\{3\beta(\alpha+\beta)(k+1)^2(k+2)^2 + \eta^2(k+1)(k+2)\left[\frac{1}{2}(-1+\alpha\gamma+\beta\gamma) + \frac{1}{3}(\alpha+\beta-\beta\alpha\gamma) - \left(\frac{1}{4}\alpha\beta+\gamma\right)\right]\Big\}W[k+2] - [(k+1)(k+2)^2(k+3)(\alpha+3\beta)]W[k+3] + (k+1)(k+2)(k+3)(k+4)W[k+4] = 0\end{aligned} \qquad (۲۶)$$

در روابط بالا W(k) فرم تبدیل‌یافتهٔ W(ξ) هستند. با استفاده از جدول (۲) تبدیل دیفرانسیلی شرایط مرزی هم به‌صورت زیر به‌دست می‌آید. لازم به ذکر است که شرایط مرزی تبدیل‌یافته در جدول (۲) طبق اصول روش تبدیل دیفرانسیلی شرایط مرزی برای x=0 با استفاده از معادلهٔ (۲۳) و برای x=1 با استفاده از معادلهٔ (۲۵) به‌دست آمده است.

$$\xi = 0 \ , \quad W[0]=W[1]=0 \qquad (۲۷)$$

$$\xi = 1 \ , \quad \sum_{k=2}^{\infty} k(k-1)W[k] = 0;\ \sum_{k=3}^{\infty} k(k-1)(k-2)\,W[k] = 0 \qquad (۲۸)$$

جدول ۲ روابط اساسی تبدیل دیفرانسیلی شرایط مرزی مطابق مرجع [33]

X=1		X=0	
شرایط مرزی تبدیل‌یافته	شرایط مرزی اصلی	شرایط مرزی تبدیل‌یافته	شرایط مرزی اصلی
$\sum_{k=0}^{\infty} F[k] = 0$	f(1)=0	F[0]=0	f(0)=0
$\sum_{k=0}^{\infty} kF[k] = 0$	$\frac{df}{dx}(1) = 0$	F[1]=0	$\frac{df}{dx}(0) = 0$
$\sum_{k=0}^{\infty} k(k-1)F[k] = 0$	$\frac{d^2f}{dx^2}(1) = 0$	F[2]=0	$\frac{d^2f}{dx^2}(0) = 0$
$\sum_{k=0}^{\infty} k(k-1)(k-2)F[k] = 0$	$\frac{d^3f}{dx^3}(1) = 0$	F[3]=0	$\frac{d^3f}{dx^3}(0) = 0$

در روابط (۲۸-۲۶) W[k] فرم تبدیل‌یافتهٔ W(ξ) می‌باشد و با استفاده از معادلهٔ (۲۶) مقادیر W[k] برای k = ٤ ، ٥... به‌دست می‌آید. در واقع با جایگذاری مقادیر مختلف برای k در رابطهٔ (۲۶) می‌توانیم مقادیر W[k] را به‌دست آوریم. برای مثال با فرض مقادیر n=۰/۵، γ=۰، L/h=٥، η=٤ مقادیر W[k] به‌صورت زیر قابل‌محاسبه است.

$$W[2] = c_1$$
$$W[3] = c_2$$
$$W[4] = \frac{2d_2}{3} - \frac{4\alpha d_2}{9} + \frac{\alpha d_3}{2} - \frac{4\beta d_2}{9} + \frac{3\beta d_3}{2} - \frac{\beta^2 d_2}{2} - \frac{\alpha\beta d_2}{6}$$

در معادلات بالا W[2] و W[3] را به‌ترتیب برابر مقادیر ثابت c_1 , c_2 فرض می‌کنیم. به همین ترتیب سایر مقادیر W[k] برحسب c_1 و c_2 قابل‌محاسبه است. سپس مقادیر W[k] را در معادلات شرایط مرزی (۲۸ و ۲۷) جایگزین می‌کنیم بدین ترتیب معادله‌ای به فرم زیر حاصل می‌شود.

$$M_{j1}^{(n)}c_1 + M_{j2}^{(n)}c_2 = 0\ ,j = 1,2,3,n \qquad (۲۹)$$

$M_{j1}^{(n)}$و $M_{j2}^{(n)}$ چند جمله‌ای‌هایی برحسب ω معادل ترم n ام هستند. فرم ماتریسی معادلهٔ (۲۹) به‌صورت زیر است.

$$\begin{bmatrix} M_{11}^{(n)} & M_{12}^{(n)} \\ M_{21}^{(n)} & M_{22}^{(n)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} c_1 \\ c_2 \end{Bmatrix} = 0 \qquad (۳۰)$$

بنابراین مقادیر ویژه و در واقع فرکانس‌های طبیعی تیر با استفاده از رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید:

$$\begin{vmatrix} M_{11}^{(n)} & M_{12}^{(n)} \\ M_{21}^{(n)} & M_{22}^{(n)} \end{vmatrix} = 0 \qquad (۳۱)$$

با حل معادله (۳۱)، مقادیر $\omega = \omega_i^{(n)}$ به‌دست می‌آیند که نشان‌دهندهٔ فرکانس طبیعی iام می‌باشد که در تکرار nام به‌دست می‌آید. تعداد تکرار با توجه به رابطهٔ زیر و مقدار ε مشخص می‌شود.

$$\left|\omega_i^{(n)} - \omega_i^{(n-1)}\right| < \varepsilon \qquad (۳۲)$$

بدین ترتیب که اگر اختلاف مقدار ω به‌دست آمده در دو مقدار k که نشان‌دهندهٔ دو تکرار می‌باشد، از مقدار ε کوچک‌تر باشد آن مقدار ω به‌عنوان فرکانس طبیعی انتخاب می‌شود. در این مقاله ε=۰/۰۰۰۱ درنظر گرفته شده است که نشان می‌دهد دقت محاسبات ٤ رقم اعشار می‌باشد. بدین ترتیب مقادیر فرکانس‌های طبیعی تیر با استفاده از نرم‌افزار MATLAB و با رعایت الگوریتم تبدیل دیفرانسیلی به‌دست آمده است.

تحلیل نتایج

در این بخش اثر پارامترهای مختلف، ضرایب باریک‌شوندگی α و β، شاخص جزء حجمی n، سرعت دورانی η و شعاع هاب γ بر فرکانس‌های طبیعی تیر بررسی شده، نتایج به‌دست آمده در قالب چندین جدول و شکل نشان داده شده است و برای صحت‌سنجی نتایج، نتایج حاصل از این بررسی با مقالات موجود مقایسه شده و تطبیق خوبی به‌دست آمده است. تیر مورد بررسی از آلومینیوم و آلومینا ساخته شده است. سطح بالایی سرامیک خالص و سطح پایینی فلز خالص می‌باشد و خواص آن در راستای عرض تیر (محور z) و بر طبق مدل توانی تغییر می‌کند. مشخصات مواد سازنده تیر مورد بررسی در این مقاله در جدول های شماره (٤ و ۳) ارائه شده است.

جدول ۳ خواص مواد سازنده

خواص	واحد	آلومینیوم (Al)	آلومینا (Al_2O_3)
E	GPa	۷۰	۳۸۰
ρ	Kg/m3	۲۷۰۲	۳۹٦۰
ν	–	۰/۳	۰/۳

جدول٤ خواص مواد مطابق مرجع [31]

خواص	واحد	آلومینیوم(Al)	آلومینا(Al_2O_3)
E	GPa	۷۰	۳۸۰
ρ	Kg/m3	۲۷۰۰	۳۸۰۰
ν	–	۰/۲۳	۰/۲۳

در این مقاله پس از به‌دست آوردن فرکانس طبیعی تیر برای بی‌بعد کردن آن از رابطهٔ زیر استفاده می‌شود. در رابطهٔ زیر λ فرکانس طبیعی بی‌بعد می‌باشد.

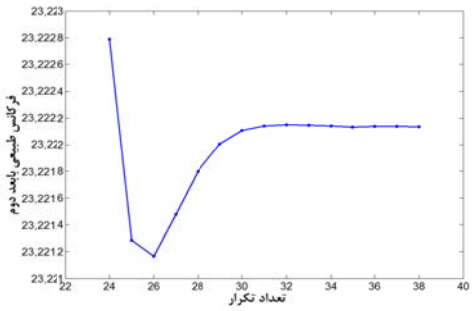
$$\lambda = \frac{\omega L^2}{h}\sqrt{\frac{\rho_m}{E_m}} \qquad (۳۳)$$

در جدول (۵) هم‌گرایی روش تبدیل دیفرانسیلی برای فرکانس‌های بابعد اول تا چهارم تیر در حالتی که α=۰/۲، β=۰/۲، n=۰، γ=۰، η=٦، L/h=۵ می‌باشد آمده است. لازم به ذکر است ضریب L/h نسبت طول به ارتفاع تیر می‌باشد. هم‌گرایی فرکانس طبیعی دوم در شکل (۲) نیز بررسی شده است. با توجه به جدول (۵) فرکانس طبیعی اول در تکرار ۳٦ فرکانس دوم در تکرار ۳۸ فرکانس سوم و چهارم در تکرار ۳۹ هم‌گرا می‌شود. از بررسی جدول (۵) و شکل (۲) مشهود است که برای تحلیل ارتعاشات تیرهای هدفمند دوار باریک‌شونده روش تبدیل دیفرانسیلی روشی کارآمد و دارای سرعت هم‌گرایی بالا می‌باشد، علاوه بر این با توجه به بررسی‌های انجام شده سرعت هم‌گرایی به ضرایب باریک‌شوندگی و سرعت دورانی تیر وابسته است و با افزایش این پارامترها کاهش می‌یابد.

جدول ۵ بررسی هم‌گرایی فرکانس‌های بابعد اول تا چهارم تیر دوار

(α=۰/۲، β=۰/۲، n=۰، γ=۰، η=٦، L/h=۵)

k	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4
۲٤	٦٨٧٤/٥٩٩٨	۲۳۲۲۲/۷۸۷٦	٥٥٥٤٨/۲۱٤۲	–
۲٥	٦٨٧٤/٤٨٥١	۲۳۲۲۱/۲۸٦۷	٥٥٥٤۹/۷٥٦٤	–
۲٦	٦٨٧٤/٤٦٨١	۲۳۲۲۱/۱٦٥۷	٥٥٥٥٠/۱۱٤٦	–
۲۷	٦٨٧٤/٤٨٤١	۲۳۲۲۱/٤۷٦۲	٥٥٥٤۹/۸۳٦۷	–
۲۸	٦٨٧٤/٥۱۱۹	۲۳۲۲۱/۷۹۸٤	٥٥٥٤۹/٥۲٤۸	–
۲۹	٦٨٧٤/٥۲۹۹	۲۳۲۲۲/۰۰٥۹	٥٥٥٤۹/۳۲۳۰	–
۳۰	٦٨٧٤/٥۳۸۸	۲۳۲۲۲/۱۰٦۷	٥٥٥٤۹/۲۱۷۱	–
۳۱	٦٨٧٤/٥٤۲۲	۲۳۲۲۲/۱٤۳۰	٥٥٥٤۹/۱۷٤۲	۱۰۳۷۸٦/٤٥۲٥
۳۲	٦٨٧٤/٥٤۲۹	۲۳۲۲۲/۱٤۹۷	٥٥٥٤۹/۱٦۲٤	۱۰۳۷۸۸/٤۳۸۱
۳۳	٦٨٧٤/٥٤۲۷	۲۳۲۲۲/۱٤٦۷	٥٥٥٤۹/۱٦۲۲	۱۰۳۷۸۸/۱۹۱۷
۳٤	٦٨٧٤/٥٤۲٤	۲۳۲۲۲/۱٤۲۷	٥٥٥٤۹/۱٦٤٦	۱۰۳۷۸۸/۰۹٦٤
۳٥	٦٨٧٤/٥٤۲۲	۲۳۲۲۲/۱۳٤۰	٥٥٥٤۹/۱٦٦۷	۱۰۳۷۸۸/۱۲۰۷
۳٦	٦٨٧٤/٥٤۲۰	۲۳۲۲۲/۱۳۸٦	٥٥٥٤۹/۱٦۷۹	۱۰۳۷۸۸/۱۳۰٤
۳۷	٦٨٧٤/٥٤۲۰	۲۳۲۲۲/۱۳۸۱	٥٥٥٤۹/۱٦۸٤	۱۰۳۷۸۸/۱۳۱۸
۳۸	٦٨٧٤/٥٤۲۰	۲۳۲۲۲/۱۳۷۹	٥٥٥٤۹/۱٦۸٦	۱۰۳۷۸۸/۱۳۲٤
۳۹	٦٨٧٤/٥٤۲۰	۲۳۲۲۲/۱۳۷۹	٥٥٥٤۹/۱٦۸۷	۱۰۳۷۸۸/۱۳۲۷



شکل ۲ بررسی همگرایی فرکانس طبیعی دوم تیر باریک‌شوندهٔ دو طرفهٔ دوار

صحه‌گذاری نتایج. مقایسه نتایج به‌دست آمده با استفاده از روش نیمه‌تحلیلی تبدیل دیفرانسیلی با دو مرجع [31 , 5] در جدول‌های (۷ و ٦) نشان‌دهنده انطباق قابل‌قبول این تحقیق با مقالات موجود است. برای مقایسه با مرجع [31] در جدول (٦) خواص مواد و درصد اختلاف به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$(\text{درصد اختلاف} = 100 \times \frac{\left|\text{مقاله حاضر} - \text{مقاله مرجع}\right|}{\text{مقاله حاضر}}).$$

برای مقایسه با مرجع [31] در جدول (٦) پس از به‌دست آمدن فرکانس طبیعی آن را با استفاده از رابطهٔ زیر بی‌بعد می‌کنیم.

$$\lambda = \frac{\omega L^2}{h}\sqrt{\frac{I_1}{\int_{-h/2}^{h/2} E dz}},\quad I_1 = \int_{-h/2}^{h/2} \rho dz \qquad (٣٤)$$

مقایسه‌های انجام شده در جدول (۷) با استفاده از خواص مواد در جدول (۳) و رابطهٔ بی‌بعدکنندهٔ (۳۳) انجام شده است.

جدول ٦ مقایسهٔ فرکانس طبیعی بی‌بعد تیر یک‌سر گیردار دوار
($L/h=۱۰۰$ ،$\eta=۰$ ،$\beta=۰$ ،$\alpha=۰$ ،$n=۰/۳$)

مقاله حاضر	مرجع [31]	اختلاف (٪)
۰/۹۹۳	۰/۹۷۷	۱/٦۱

جدول ۷ مقایسهٔ فرکانس طبیعی بی‌بعد تیر یک‌سر گیردار مدرج تابعی دوار ($L/h=۲۰$ ،$\eta=۰$ ،$\beta=۰$ ،$\alpha=۰$)

n	مقاله حاضر	مرجع [5]	مرجع [31]	اختلاف (٪)
۰	۱/۹۵۳٤	۱/۹۵۲٤۸	۱/۹۵۲۵	۰/۰٤
۰/۲	۱/۸۳۲۲	۱/۸۱۷۱٤	۱/۸۱۷۱	۰/۸
۰/۵	۱/۷۲٤۷	۱/٦٦۲٦۵	۱/٦٦٤٤	۳/۵۹
فلز کامل	۱/۰۲۱٤	۱/۰۱٤٤۹	–	۰/٦

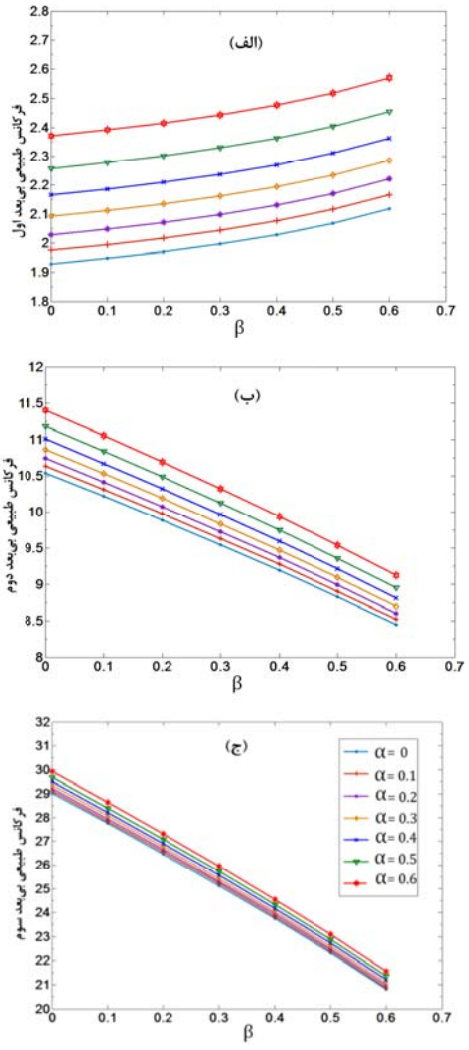
تغییرات فرکانس‌های بی‌بعد اول تا سوم تیر هدفمند باریک‌شوندهٔ دو طرفهٔ دوار با استفاده از تئوری اولر- برنولی در حالتی که η=۲، L/h=۵، n=۱، γ=۰ می‌باشد، برحسب ترکیب مختلفی از ضرایب باریک‌شوندگی در جدول (۸) و شکل‌های (٤ و ۳) بررسی شده است. از بررسی داده‌های جدول (۸) مشهود است زمانی که ضریب باریک‌شوندگی عرضی و ارتفاعی (α و β) را افزایش می‌دهیم با توجه به این‌که این پارامتر باید از یک کوچک‌تر باشد، فرکانس طبیعی اول افزایش می‌یابد. برای مثال در حالتی که β=۰/۲ با افزایش α از ۰ به ۰/٦ شاهد ۲۲/٦٪ افزایش در فرکانس طبیعی خواهیم بود و در حالتی که α=۰/۲ و β از ۰ به۰/٦ افزایش می‌یابد فرکانس طبیعی ۹/٤۹٪ افزایش می‌یابد. شکل (۳- الف) مؤید این نتیجه می‌باشد. علاوه بر آن در فرکانس طبیعی اول افزایش ضریب باریک‌شوندگی عرضی (α) در مقایسه با افزایش ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی (β) اثر بیشتری بر فرکانس طبیعی تیر دارد. فرکانس دوم و سوم با افزایش ضریب باریک‌شوندگی عرضی افزایش می‌یابند اما در مقابل با افزایش ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی کاهش می‌یابند. برای بررسی این روند در فرکانس طبیعی سوم در حالتی که β=۰/٤ با افزایش α از ۰ به ۰/٦ شاهد ۳/۳۷٪ افزایش در فرکانس طبیعی خواهیم بود و در حالتی که α=۰/٤ و β از ۰ به ۰/٦ افزایش می‌یابد فرکانس طبیعی ۲۸/۱٪ کاهش می‌یابد.

از بررسی شکل‌های (۳- ب و ج) نیز مشهود است حساسیت فرکانس دوم و سوم به ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی بیشتر است. بررسی کلی شکل‌های (۳- الف-ج) نشان می‌دهد در فرکانس‌های بالاتر تغییر ضریب باریک‌شوندگی عرضی اثر چندانی بر فرکانس طبیعی نخواهد داشت و به تعبیر دیگر اثر این پارامتر در فرکانس‌های بالا قابل چشم پوشی است.

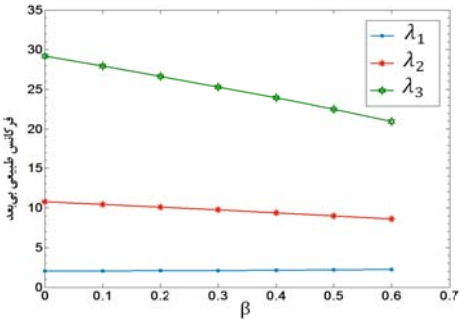
شکل (٤) نیز نشان‌دهندهٔ آن است که تغییرات ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی در فرکانس‌های بالاتر اثر بیشتری بر فرکانس طبیعی خواهد داشت. پارامترهای دیگری که بر فرکانس طبیعی اثر می‌گذارند، پارامترهای سرعت دورانی (η) و شاخص جزء حجمی (n) می‌باشند.

جدول ۸ بررسی اثر ضرایب باریک‌شوندگی بر فرکانس‌های بی‌بعد اول تا سوم تیر (η=۲، L/h=۵، n=۱، γ=۰)

β		α						
		۰	۰/۱	۰/۲	۰/۳	۰/٤	۰/۵	۰/٦
۰	λ_1	۱/۹۲۸۵	۱/۹۷۵۱	۲/۰۲۸۹	۲/۰۹۱۸	۲/۱٦٦۸	۲/۲۵۷۹	۲/۳۷۱۷
	λ_2	۱۰/۵٤۱۵	۱۰/٦۳٦۰	۱۰/۷٤۲۹	۱۰/۸٦٦۰	۱۱/۰۱۰۸	۱۱/۱۸٦۰	۱۱/٤۰۷۰
	λ_3	۲۹/۰۲۷٤	۲۹/۱۱۷۹	۲۹/۲۲۲۰	۲۹/۳٤٤۳	۲۹/٤۹۲۰	۲۹/٦۷۷۲	۲۹/۹۲۱۳
۰/۱	λ_1	۱/۹٤۸۰	۱/۹۹٤۷	۲/۰٤۸٦	۲/۱۱۱۷	۲/۱۸٦۸	۲/۲۷۸۱	۲/۳۹۲۲
	λ_2	۱۰/۲۱۹۹	۱۰/۳۱۱۱	۱۰/٤۱٤۳	۱۰/۵۳۳۱	۱۰/٦۷۲۹	۱۰/۸٤۲۳	۱۱/۰۵۵۹
	λ_3	۲۷/۷٦۲۹	۲۷/۸۵۱۹	۲۷/۹۵٤۰	۲۸/۰۷۳۷	۲۸/۲۱۷۹	۲۸/۳۹۸۲	۲۸/٦۳۵۱
۰/۲	λ_1	۱/۹۷۰۵	۲/۰۱۷٤	۲/۰۷۱۵	۲/۱۳٤۸	۲/۲۱۰۱	۲/۳۰۱٦	۲/٤۱۵۹
	λ_2	۹/۸۸۹۰	۹/۹۷٦۸	۱۰/۰۷٦۲	۱۰/۱۹۰۷	۱۰/۳۲۵٤	۱۰/٤۸۸۸	۱۰/٦۹۵۰
	λ_3	۲٦/٤٦۵۸	۲٦/۵۵۳۲	۲٦/٦۵۳۲	۲٦/۷۷۰۲	۲٦/۹۱۰۸	۲۷/۰۸۵۹	۲۷/۳۱۵٤
۰/۳	λ_1	۱/۹۹۷۱	۲/۰٤٤۲	۲/۰۹۸۵	۲/۱٦۱۹	۲/۲۳۷۵	۲/۳۲۹۳	۲/٤٤۳۹
	λ_2	۹/۵٤۷٤	۹/٦۳۱۸	۹/۷۲۷۳	۹/۸۳۷٤	۹/۹٦۷۱	۱۰/۱۲٤۳	۱۰/۳۲۳۰
	λ_3	۲۵/۱۳۰۸	۲۵/۲۱٦۳	۲۵/۳۱٤۱	۲۵/٤۲۸۲	۲۵/۵٦٤۹	۲۵/۷۳٤۷	۲۵/۹۵٦۵
۰/٤	λ_1	۲/۰۲۸۹	۲/۰۷٦۳	۲/۱۳۰۸	۲/۱۹٤٦	۲/۲۷۰٤	۲/۳٦۲۵	۲/٤۷۷۵
	λ_2	۹/۱۹۳۹	۹/۲۷٤۸	۹/۳٦٦٤	۹/٤۷۲۱	۹/۵۹٦۵	۹/۷٤۷۵	۹/۹۳۸۵
	λ_3	۲۳/۷۵۰۳	۲۳/۸۳۳۹	۲۳/۹۲۹۲	۲٤/۰٤۰۲	۲٤/۱۷۲۸	۲٤/۳۳۷۰	۲٤/۵۵۰۷
۰/۵	λ_1	۲/۰٦۸۱	۲/۱۱۵۸	۲/۱۷۰۷	۲/۲۳٤۸	۲/۳۱۱۱	۲/٤۰۳٦	۲/۵۱۹۰
	λ_2	۸/۸۲٦۹	۸/۹۰٤۳	۸/۹۹۱۹	۹/۰۹۳۰	۹/۲۱۲۱	۹/۳۵٦۸	۹/۵٤۰۰
	λ_3	۲۲/۳۱٤٤	۲۲/۳۹۵۸	۲۲/٤۸۸۵	۲۲/۵۹٦۱	۲۲/۷۲٤۳	۲۲/۸۸۲٦	۲۳/۰۸۷۸
۰/٦	λ_1	۲/۱۱۷۹	۲/۱٦٦۰	۲/۲۲۱٤	۲/۲۸٦۰	۲/۳٦۲۷	۲/٤۵۵۷	۲/۵۷۱۷
	λ_2	۸/٤٤۵۲	۸/۵۱۸۹	۸/٦۰۲۵	۸/٦۹۸۹	۸/۸۱۲۷	۸/۹۵۰۹	۹/۱۲٦۱
	λ_3	۲۰/۸۰۹۰	۲۰/۸۸۷۹	۲۰/۹۷۷٦	۲۱/۰۸۱۵	۲۱/۲۰۵۰	۲۱/۳۵۷۰	۲۱/۵۵۳۲



شکل ۳ بررسی اثر ضرایب باریک‌شوندگی بر فرکانس‌های بی‌بعد اول تا سوم تیر هدفمند دوار (η=۲، L/h=۵، n=۱، γ=۰)



شکل ٤ بررسی اثر ضرایب باریک‌شوندگی ارتفاعی بر فرکانس‌های بی‌بعد اول تا سوم تیر هدفمند دوار (η=۲، L/h=۵، n=۱، γ=۰، α=۰/۲)

در جدول (۹) و شکل‌های (٦ و ۵) نحوهٔ تغییر فرکانس‌های بی‌بعد اول تا چهارم برحسب تغییرات این دو پارامتر در حالتی که (α=۰/۱، β=۰/۱، γ=۰، L/h=۱۰) نشان داده شده است. با توجه به این‌که با افزایش شاخص جزء حجمی مدول الاستیسیتهٔ تیر کاهش می‌یابد و به تبع آن صلبیت خمشی و سفتی تیر کاهش می‌یابد، با افزایش این پارامتر شاهد کاهش تمامی فرکانس طبیعی تیر هدفمند با شیب تقریباً یکسان خواهیم بود. مطابق شکل (۵) بیشترین فرکانس طبیعی مربوط به حالت سرامیک (n=۰) و کمترین فرکانس طبیعی مربوط به حالت فلز کامل (n=∞) است. علاوه بر این، این شکل نشان می‌دهد با افزایش سرعت دورانی فرکانس طبیعی تیر افزایش می‌یابد دلیل این تغییرات متناسب بودن نیروی گریز از مرکز با سرعت دورانی است. شکل (٦) نشان‌دهنده حساسیت فرکانس‌های پایین‌تر به تغییرات سرعت دورانی می‌باشد با توجه به جدول (۹) نیز با افزایش سرعت دورانی از ۰ به ۱۰ درحالی که n=۱ فرکانس اول ۲۰۷/٦٪ و فرکانس چهارم ۱۱/۸٪ افزایش می‌یابند. همان‌گونه که ذکر شد با افزایش سرعت دورانی بی‌بعد (η) فرکانس طبیعی بی‌بعد (λ) افزایش می‌یابد.

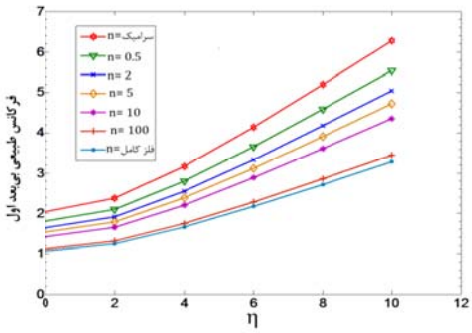
جدول (۱۰) و نمودار (۷) نشان دهنده تغییرات فرکانس طبیعی بابعد (ω) بر اثر تغییرات سرعت دورانی بابعد (Ω) می‌باشد. مشهود است این روند درمورد پارامترهای بابعد نیز صادق است. جدول (۱۱) و نمودار (۸) اثر پارامتر شعاع هاب را بر فرکانس طبیعی بی‌بعد نشان می‌دهد. با توجه به نمودار (۸) فرکانس طبیعی با افزایش شعاع هاب افزایش می‌یابد و این امر به دلیل ارتباط مستقیم نیروی گریز از مرکز با پارامتر شعاع هاب می‌باشد. از آنجا که این نیرو با هر دو پارامتر شعاع هاب و سرعت دورانی متناسب است، با افزایش هم زمان این دو پارامتر فرکانس طبیعی افزایش چشم‌گیری خواهد داشت. برای مثال در حالتی که η=٤ و γ از ۰ به ۱ افزایش پیدا کند، فرکانس اول

۱۶٪ افزایش می‌یابد اما با افزایش هم زمان η از ۲ به ٦ و γ از ۰ بـه ۱ فرکـانس طبیعـی اول ٦٦۳/۳٪ افـزایش می‌یابد. در جدول (۱۲) نیز اثر شعاع هاب بابعد (R) بر فرکانس طبیعی بـابعـد نشـان داده شـده اسـت. نتـایج به‌دست آمده نشان دهنده افزایش فرکانس طبیعی بابعد با افزایش شعاع هاب بابعد می‌باشد.

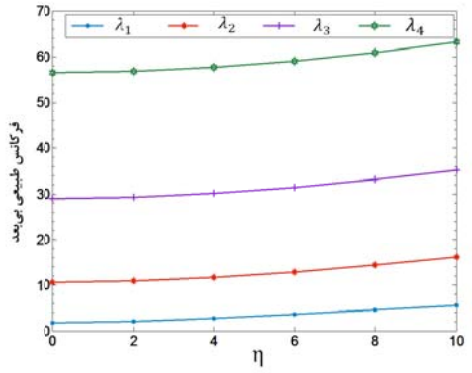
جدول ۹ بررسی اثر افزایش سرعت دورانی (η) و شاخص جزء حجمی (n) بر فرکانس طبیعی تیر هدفمند دوار (L/h=۱۰ ،γ=۰ ،β=۰/۱ ،α=۰/۱)

n		η					
		۰	۲	٤	٦	۸	۱۰
۰	λ_1	۲/۰٤۱۰	۲/۳۷۷۵	۳/۱۷۰۰	٤/۱٤۹۷	۵/۱۹۹۹	٦/۲۷۹۰
	λ_2	۱۱/۹۷۲۹	۱۲/۲۸۹۸	۱۳/۱۹۵۳	۱٤/۵۷۹۸	۱٦/۳۱۹٤	۱۸/۳۰۹٤
	λ_3	۳۲/۸۸٤۱	۳۳/۱۹٦۷	۳٤/۱۱۵۸	۳۵/۵۹۰٤	۳۷/۵٤۹۰	۳۹.۹۱۳۲
	λ_4	٦٤/۱۱۲۸	٦٤/٤۳۳۵	٦۵/۳۸۵۰	٦٦/۹۳۷٤	٦۹/۰٤۵۰	۷۱/٦۵۲٤
۰/۲	λ_1	۱/۹۱٤۳	۲/۲۲۹۹	۲/۹۷۳۳	۳/۸۹۲۱	٤/۸۷۷۱	۵/۸۸۹۳
	λ_2	۱۱/۲۲۹۷	۱۱/۵۲۷۰	۱۲/۳۷٦۲	۱۳/٦۷٤۸	۱۵/۳۰٦۵	۱۷/۱۷۲۹
	λ_3	۳۰/۸٤۲۹	۳۱/۱۳٦۱	۳۱/۹۹۸۲	۳۳/۳۸۱۳	۳۵/۲۱۸۳	۳۷/٤۳۵۸
	λ_4	٦۰/۱۳۳۲	٦۰/٤۳٤۰	٦۱/۳۲٦۵	٦۲/۷۸۲۵	٦٤/۷۵۹۳	٦۷/۲۰٤۹
۰/۵	λ_1	۱/۸۰۲۱	۲/۰۹۹۱	۲/۷۹۸۹	۳/٦٦۳۸	٤/۵۹۱۱	۵/۵٤۳۸
	λ_2	۱۰/۵۷۱۱	۱۰/۸۵۰۹	۱۱/٦۵۰۳	۱۲/۸۷۲۷	۱٤/٤۰۸۷	۱٦/۱٦۵۷
	λ_3	۲۹/۰۳۳۹	۲۹/۳۰۹۹	۳۰/۱۲۱٤	۳۱/٤۲۳۳	۳۳/۱۵۲٦	۳۵/۲٤۰۰
	λ_4	۵٦/٦۰٦۲	۵٦/۸۸۹۳	۵۷/۷۲۹۵	۵۹/۱۰۰۱	٦۰/۹٦۰۹	٦۳/۲٦۳۰
۱	λ_1	۱/۷۱۲٤	۱/۹۹٤۷	۲/٦۵۹۷	۳/٤۸۱٦	٤/۳٦۲۷	۵/۲٦۸۰
	λ_2	۱۰/۰٤۵۲	۱۰/۳۱۱۱	۱۱/۰۷۰۸	۱۲/۲۳۲٤	۱۳/٦۹۱۹	۱۵/۳٦۱۵
	λ_3	۲۷/۵۸۹٦	۲۷/۸۵۱۹	۲۸/٦۲۳۰	۲۹/۸٦۰۲	۳۱/۵۰۳٤	۳۳/٤۸۷۰
	λ_4	۵۳/۷۹۰۳	۵٤/۰۵۹٤	۵٤/۸۵۷۸	۵٦/۱٦۰۲	۵۷/۹۲۸۵	٦۰/۱۱٦۱
۲	λ_1	۱/٦٤۲٦	۱/۹۱۳٤	۲/۵۵۱۲	۳/۳۳۹٦	٤/۱۸٤۹	۵/۰۵۳۳
	λ_2	۹/٦۳۵۸	۹/۸۹۰۸	۱۰/٦۱۹۵	۱۱/۷۳۳۸	۱۳/۱۳۳۸	۱٤/۷۳۵٤
	λ_3	۲٦/٤٦۵۰	۲٦/۷۱٦٦	۲۷/٤۵٦۳	۲۸/٦٤۳۱	۳۰/۲۱۹۳	۳۲/۱۲۲۱
	λ_4	۵۱/۵۹۷۸	۵۱/۸۵۵۹	۵۲/٦۲۱۷	۵۳/۸۷۱۰	۵۵/۵٦۷۲	۵۷/٦٦۵۷
۵	λ_1	۱/۵۳۷٦	۱/۷۹۱۱	۲/۳۸۸۲	۳/۱۲٦۲	۳/۹۱۷٤	٤/۷۳۰۳
	λ_2	۹/۰۱۹۸	۹/۲۵۸۵	۹/۹٤۰۷	۱۰/۹۸۳۷	۱۲/۲۹٤۳	۱۳/۷۹۳٤
	λ_3	۲٤/۷۷۳۳	۲۵/۰۰۸۷	۲۵/۷۰۱۲	۲٦/۸۱۲۱	۲۸/۲۸۷٦	۳۰/۰٦۸۷
	λ_4	٤۸/۲۹۹٤	٤۸/۵٤۱۰	٤۹/۲۵۷۹	۵۰/٤۲۷٤	۵۲/۰۱۵۱	۵۳/۹۷۹٤
۱۰	λ_1	۱/٤۱۹٤	۱/٦۵۳۳	۲/۲۰٤۵	۲/۸۸۵۸	۳/٦۱٦۱	٤/۳٦٦۵
	λ_2	۸/۳۲٦۲	۸/۵٤٦٦	۹/۱۷٦۳	۱۰/۱۳۹۱	۱۱/۳٤۸۹	۱۲/۷۳۲۷
	λ_3	۲۲/۸٦۸۳	۲۳/۰۸۵۷	۲۳/۷۲٤۹	۲٤/۷۵۰۳	۲٦/۱۱۲٤	۲۷/۷۵٦۵
	λ_4	٤٤/۵۸۵٤	٤٤/۸۰۸٤	٤۵/٤۷۰۲	٤٦/۵٤۹۷	٤۸/۰۱۵٤	٤۹/۸۲۸٦
۵۰	λ_1	۱/۱۷٦۲	۱/۳۷۰۰	۱/۸۲٦۷	۲/۳۹۱۳	۲/۹۹٦۵	۳/٦۱۸۳
	λ_2	٦/۸۹۹٤	۷/۰۸۲۰	۷/٦۰۳۸	۸/٤۰۱٦	۹/٤۰٤۱	۱۰/۵۵۰۹
	λ_3	۱۸/۹٤۹٦	۱۹/۱۲۹۷	۱۹/٦۵۹۳	۲۰/۵۰۹۱	۲۱/٦۳۷۷	۲۳/۰۰۰۱

	$\lambda_٤$	۳٦/۹٤٥۲	۳۷/۱۳۰۰	۳۷/٦۷۸۳	۳۸/٥۷۲۹	۳۹/۷۸۷٤	٤۱/۲۸۹۹
۱۰۰	$\lambda_۱$	۱/۱۲۳۰	۱/۳۰۸۱	۱/۷٤٤۲	۲/۲۸۳۲	۲/۸٦۱۰	۳/٤٥٤۷
	$\lambda_۲$	٦/٥۸۷٦	٦/۷٦۱۹	۷/۲٦۰۱	۸/۰۲۱۹	۸/۹۷۹۱	۱۰/۰۷٤۰
	$\lambda_۳$	۱۸/۰۹۳۰	۱۸/۲٦٥۰	۱۸/۷۷۰۷	۱۹/٥۸۲۱	۲۰/٦٥۹۷	۲۱/۹٦۰٥
	$\lambda_٤$	۳٥/۲۷٥۳	۳٥/٤٥۱۷	۳٥/۹۷٥۳	۳٦/۸۲۹٤	۳۷/۹۸۹۰	۳۹/٤۲۳٦
فلز کامل	$\lambda_۱$	۱/۰٦۷۲	۱/۲٤۳۲	۱/٦٥۷٦	۲/۱٦۹۸	۲/۷۱۹۰	۳/۲۸۳۲
	$\lambda_۲$	٦/۲٦۰٦	٦/٤۲٦۳	٦/۸۹۹۷	۷/٦۲۳۷	۸/٥۳۳۳	۹/٥۷۳۹
	$\lambda_۳$	۱۷/۱۹٤۹	۱۷/۳٥۸۳	۱۷/۸۳۸۹	۱۸/٦۱۰۰	۱۹/٦۳٤۱	۲۰/۸۷۰۳
	$\lambda_٤$	۳۳/٥۲٤۱	۳۳/٦۹۱۸	۳٤/۱۸۹٤	۳٥/۰۰۱۱	۳٦/۱۰۳۲	۳۷/٤٦٦٦



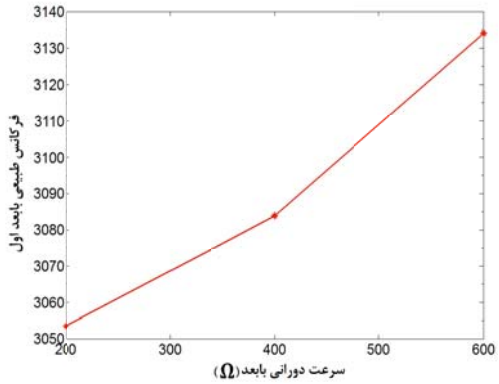
شکل ٥ بررسی اثر افزایش سرعت دورانی (η) و شاخص جزء حجمی (n) بر فرکانس
بی‌بعد اول تیر هدفمند دوار (α=۰/۱، β=۰/۱، γ=۰، L/h=۱۰)



شکل ٦ بررسی اثر افزایش سرعت دورانی (η) بر فرکانس اول تا چهارم
تیر هدفمند دوار (α=۰/۱، β=۰/۱، γ=۰، L/h=۱۰، n=۰/٥)

جدول ۱۰ بررسی اثر سرعت دورانی بابعد (Ω) بر فرکانس طبیعی بابعد (ω)
(α=۰/۳، β=۰/۲ ، n=۱، γ=۰/۲)

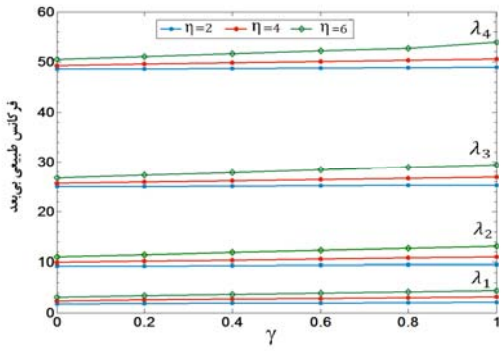
	Ω= ۲۰۰	Ω= ٤۰۰	Ω= ٦۰۰
$\omega_۱$	۳۰٥۳/۳۹۷۹	۳۰۸۳/۸۹۲۳	۳۱۳٤/۰۲٦۹
$\omega_۲$	۱٦۱۹۷/۰۲۹۱	۱٦۲۲٤/٤۱۳۱	۱٦۲٦۹/۹٥۱۸
$\omega_۳$	٤۳۲۰۹/٤٤۷۸	٤۳۲۳٦/۳۲۹٦	٤۳۲۸۱/۰۹۲۷



شکل ۷ بررسی اثر سرعت دورانی بابعد (Ω) بر فرکانس طبیعی بابعد تیر هدفمند دوار
(γ=۰/۲ ،n=۱ ، β=۰/۲ ،α=۰/ ۳)

جدول ۱۱ بررسی اثر شعاع هاب بی بعد بر فرکانس طبیعی بی بعد تیر هدفمند دوار
(L/h=۱۰ ،β=۰/۱ ،α=۰/۱ ،n=۵)

η		γ					
		۰	۰/۲	۰/٤	۰/٦	۰/۸	۱
۲	λ_1	۱/۷۹۱۱	۱/۸۵۲۲	۱/۹۱۱۳	۱/۹٦۸۷	۲/۰۲٤۳	۲/۰۷۸۵
	λ_2	۹/۲۵۸۵	۹/۳۲۱۲	۹/۳۸۳۵	۹/٤٤۵۳	۹/۵۰٦۸	۹/۵٦۷۸
	λ_3	۲۵/۰۰۸۷	۲۵/۰۷٤۱	۲۵/۱۳۹۲	۲۵/۲۰٤۱	۲۵/۲٦۸۹	۲۵/۳۳۳٤
	λ_4	٤۸/۵٤۱۰	٤۸/٦۰۹۷	٤۸/٦۷۸۳	٤۸/۷٤٦۸	٤۸/۸۱۵۲	٤۸/۸۸۳٤
٤	λ_1	۲/۳۸۸۲	۲/۵٦٦۱	۲/۷۳۲۱	۲/۸۸٤	۳/۰۳٦٤	۳/۱۷۷۳
	λ_2	۹/۹٤۰۷	۱۰/۱۷۲۰	۱۰/۳۹۷۸	۱۰/٦۱۸۵	۱۰/۸۳٤۵	۱۱/۰٤٦۰
	λ_3	۲۵/۷۰۱۲	۲۵/۹۵۳٦	۲٦/۲۰۳۱	۲٦/٤٤۹۹	۲٦/٦۹٤۰	۲٦/۹۳۵٦
	λ_4	٤۹/۲۵۷۹	٤۹/۵۲۷۵	٤۹/۷۹۵٤	۵۰/۰٦۱۵	۵۰/۳۲٦۰	۵۰/۵۸۸۸
٦	λ_1	۳/۱۲٦۲	۳/٤۲۵۵	۳/۷۰۰۱	۳/۹۵۵۲	٤/۱۹٤۳	٤/٤۲۰۱
	λ_2	۱۰/۹۸۳۷	۱۱/٤٤۸۵	۱۱/۸۹٤۰	۱۲/۳۲۲۱	۱۲/۷۳٤۸	۱۳/۱۳۳٦
	λ_3	۲٦/۸۱۲۱	۲۷/۳۵۰۳	۲۷/۸۷٦٤	۲۸/۳۹۱۱	۲۸/۸۹٤۹	۲۹/۳۸۸٦
	λ_4	۵۰/٤۲۷٤	۵۱/۰۱۵٦	۵۱/۵۹۵۸	۵۲/۱٦۸۳	۵۲/۷۳۳۲	۵۳/۲۹۰۹



شکل ۸ بررسی اثر شعاع هاب بر فرکانس طبیعی تیر هدفمند دوار

جدول ۱۲ بررسی اثر شعاع هاب بابعد (R) بر فرکانس طبیعی بابعد (ω) تیر هدفمند دوار
(η=۲ ،n=۱ ، β=۰/۳ ،α=۰/۳)

	R= ۵	R= ۱۰	R= ۱۵
ω_1	٦٥٢٦/٣٦٣٤	٨٥٠٦/١٥٠١	١٠٠٩٢/٧٢٧٢
ω_2	١٩٩٢٨/٥٩٧٦	٢٣١٦٠/١١٤٧	٢٥٩٧٤/١١٣٨
ω_3	٤٥٦٨٥/٩٨٠٨	٤٩٥٤٦/٩١٧٠	٥٣٠٩٣/٤٧٣١

نتیجه‌گیری

در این مقاله از روش تبدیل دیفرانسیلی و تئوری اولر- برنولی برای بررسی رفتار ارتعاشی تیر باریک‌شوندهٔ دوطرفه ساخته شده از مواد هدفمند استفاده شد و با استفاده از این روش، فرکانس‌های طبیعی آن به‌دست آمد. اثر پارامترهای شعاع هاب γ، سرعت دورانی η، ضرایب باریک‌شوندگی عرضی و ارتفاعی α و β و شاخص جزء حجمی n بر فرکانس‌های طبیعی تیر نیز بررسی شد. نتایج حاصل با نتایج کارهای گذشته مقایسه شد و تطابق قابل‌قبولی به‌دست آمد. نتایج به‌دست آمده نشان‌دهندهٔ موارد زیر می‌باشد.

- روش تبدیل دیفرانسیلی روشی کارآمد و با سرعت هم‌گرایی بالا برای تحلیل ارتعاشات تیرهای دوار باریک‌شوندهٔ ساخته شده از مواد هدفمند می‌باشد.
- افزایش ضریب باریک‌شوندگی عرضی و ارتفاعی سبب افزایش فرکانس طبیعی اول می‌شود و فرکانس اول نسبت به تغییرات ضریب باریک‌شوندگی عرضی حساس‌تر است. در فرکانس‌های بالاتر افزایش ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی سبب کاهش فرکانس طبیعی می‌شود و افزایش ضریب باریک‌شوندگی عرضی سبب افزایش فرکانس طبیعی خواهد شد و حساسیت فرکانس طبیعی نسبت به تغییرات ضریب باریک‌شوندگی ارتفاعی در فرکانس‌های بالاتر بیشتر است.
- با افزایش شاخص جزء حجمی فرکانس طبیعی کاهش می‌یابد. با تغییر مقدار شاخص جزء حجمی می‌توان مدول الاستیسیته و خواص ارتعاشاتی تیر هدفمند را تغییر داد.
- افزایش شعاع هاب باعث افزایش فرکانس طبیعی می‌شود اما اثر محسوسی بر آن ندارد.
- افزایش سرعت دورانی باعث افزایش فرکانس طبیعی می‌شود و حساسیت فرکانس‌های طبیعی

پایین‌تر به تغییرات پارامتر سرعت دورانی بیشتر می‌باشد. علاوه بر این افزایش هم‌زمان شعاع هاب و سرعت دورانی اثر چشم‌گیری بر فرکانس طبیعی دارد.

مراجع

1. Sankar, B.V., "An elasticity solution for functionally graded beams", *Composites Science and Technology*, Vol. 61, pp. 689–696, (2001).
2. Şimşek, M. "Static analysis of a functionally graded beam under a uniformly distributed load by Ritz method", *Int. J. Eng. Appl. Sci.*, Vol. 1, pp.1-11, (2009).
3. Aydogdu M. and Taskin, V., "Free vibration analysis of functionally graded beams with simply suportededges", *Material and Design*, Vol. 28, No. 5, pp. 1651-1656, (2007).
4. Şimşek, M., "Non-linear vibration analysis of a functionally graded Timoshenko beam under action of a moving harmonic load", *Composite Structures*, Vol. 92, No. 10, pp. 2532-2546, (2010).
5. Şimşek, M., "Fundamental Frequency Analysis of Functionally Graded Beams by Using Different Higher-Order Beam Theories", *Nuclear Engineering and Design*, Vol. 240, No. 4, pp. 697-705, (2010).
6. Sina, S.A., Navazi, H.M and Hadadpour, H., "An analytical method for free vibration analysis of functionally graded beams", *Material and Design*, Vol. 30, No. 3, pp.741-747, (2009)
7. Li, X-F. "A unified approach for analyzing static and dynamic behaviors of functionally graded Timoshenko and Euler–Bernoulli beams", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 318, No. 4, pp. 1210-1229, (2008).
8. Şimşek, M. and T. Kocatürk. "Free and forced vibration of a functionally graded beam subjected to a concentrated moving harmonic load", *Composite Structures*, Vol. 90, No. 4, pp. 465-473, (2009).
9. Alshorbagy, A.E., Altaher, M.A. and Mahmoud, F.F., "Free vibration characteristics of a functionally beam using inite element method", *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 35, No. 1, pp. 412-425, (2011).
10. Zhong Z. and Yu T., "Analytical solution of cantilever functionally graded beam", *Composites Sciences and Technology*, Vol. 67, No. 3-4, pp. 481-488, (2007).
11. Daneshmehr, A.R., Hadi, A., and Mehrian, S.N., "Investigation of Elastoplastic Functionally Graded Euler-Bernoulli Beam Subjected to Distribute Transverse Loading", *Journal of Basic and Applied Scientific Research*, Vol. 2 , No.10, pp. 10628-34, (2012).
12. Kadoli, R., Akhtar, K., and Ganesan, N., "Static analisis of functionally graded beam using higher order shear deformation theory", *Applied Mathematical Modeling*, Vol. 32, No. 12, pp. 2509-2525, (2008).
13. Bazoune, A., "Effect of tapering on natural frequencies of rotating beams", *Shock and Vibration*, Vol. 14, No. 3, pp. 169-179, (2007).
14. Zeng, H., and Bert, C.W., "Vibration analysis of a tapered bar by differential transformation", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 242, pp. 737–739, (2001).
15. Shahba, A., Attarnejad, R., TavanaieMarvi, M., Hajilar, S., "Free vibration and stability analysis of

axially functionally graded tapered Timoshenko beams with classical and non-classical boundary conditions", *Composite Part B: Engineering*, Vol. 42, pp.801–808, (2011).

16. Bazoune, A., Khulief, Y.A. and Stephen, N.G., "Further results for modal character- istics of rotating tapered timoshenko beams", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 219, pp. 157–174, (1999).
17. Huang, Y., Yang, L.E., Luo, Q.Z., "Free vibration of axially functionally graded Timoshenko beams with non-uniform cross-section", *Composite Part B: Engineering*, Vol. 42, pp. 801-8, (2013).
18. Zhou, J.K., "*Differential Transformation and its application for Electrical Circuits*", Huazhong University Press, Wuhan China, (1986), (in Chinese).
19. Malik, M. and Dang, H.H.,"Vibration analysis of contin- uons system by differeftial transformation", *Appl Math Comput*, Vol. 96, pp. 17-26, (1998).
20. Ozdemir, O. and Kaya, M.O., "Flapwise bending vibration analysis of a rotating taperded cantilever Bernoulli-Euler beam by differential transform method", *Journal of Sound and Vibration* , Vol. 289, pp. 413-420, (2006).
21. Ozgumus, O.O. and Kaya, M.O., "Flapwise bending vibration analysis of double tapered rotating Timoshenko beam", *Archive of Applied Mechanics*, Vol. 78, pp. 379-392, (2008).
22. Banerjee, J.R., "Free vibration of centrifugally stiffened uniform and tapered beams using the dynamic stiffness method", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 233, pp. 857-875, (2000).
23. Attarnaejad, R. and Shahba, A., "Application of differential transform method in free vibration Analysis of rotating non-prismatic beams", *World Appl. Sci. J.*, Vol. 5, pp. 441–448, (2008).
24. Piovan, M.T. and Sampaio, R., "A study on the dynamics of rotating beams with functionally graded properties", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 327, pp. 134-143, (2009).
25. Shahba, A. and Rajasekaran, S., "Free vibration and stability of Euler-Bernoulli beams made of axialliy functionally graded material", *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 36, No. 7, pp. 3094-3111, (2012).
26. Rajasekaran, S., "Free vibration of centrifugally stiffened axially functionally graded tapered Timoshenko beams using differential transformation and quadrature methods", *Applied Matematical Modelling*, Vol. 37, pp. 4440-4463, (2013).
27. Suddoung, K., Charoensuk, J., and Wattanasakulpong, N., "Vibration response of stepped FGM beams with elastically end constraints using differential transformation", *Applied Acoustics*, Vol. 77, pp. 20-28, (2014).
28. Nguyen, D.K., and Gan, B.S., "Large deflections of tapered functionally graded beams subjected to end forces", *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 38, No. 11, pp. 3054-3066, (2013).
29. Nguyen, D.K., "Large displacement response of tapered cantilever beams made of axially functionally graded material", *Composite Part B: Engineering*, Vol. 55, pp. 298-305, (2013).
30. Pradhan, K.K. and Chakraverty, S., "Free vibration of Euler and Timoshenko functionally graded beams by Rayleigh – Ritz method", *Composites Part B: Engineering*, Vol. 51, pp. 175-184, (2013).
31. Pradhan, K.K., and Chakraverty, S., "Effects of different shear deformation theories on free vibration of functionally graded beams", *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 82, pp.149-160, (2014).
32. Hodges, D.H. and Dowell, E.H. "Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of

twisted nonuniform rotor blades", NASA TN D-7818, (1974).

33. Abdel-Halim Hassan, I.H., "On solving some eigenvalue-problems by using a differential transformation", *Appl. Math. Comput.*, Vol. 127, pp. 1–22, (2002).

بررسی تجربی اثر موقعیت برجک زیردریایی بر رفتار جریان پایین‌دست آن*

شکراله محمد بیگی[۱] مجتبی دهقان منشادی[۲] علی سعیدی نژاد[۳] علی اکبر دهقان[٤]

چکیده *در این پژوهش اثر موقعیت برجک بر روی بدنهٔ زیردریایی بر رفتار جریان پایین‌دست برجک به‌صورت تجربی در تونل باد بررسی شده است. برای اندازه‌گیری میدان جریان سه‌بعدی از پراب پنج حفره استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهد که پراب پنج حفره به‌خوبی قادر به تعیین ویژگی‌های گردابهٔ نعل‌اسبی می‌باشد. هم‌چنین مشخص شد که گردابهٔ نعل‌اسبی با حرکت برجک به‌سمت دماغه کوچک‌تر می‌شود. هرچه برجک روی بدنه نزدیک به دماغه نصب شود، گردابهٔ وارد شده به جریان پروانه اثر نامطلوب کمتری دارد.*

واژه‌های کلیدی مدل زیرسطحی، برجک، تونل باد، گردابهٔ نعل‌اسبی، پراب پنج حفره.

Experimental Investigation of the Sail Position of a Submarine on the Downstream Flow Field

Sh. Mohammad Beigi M. Dehghan Manshadi A. Saeidinezhad A.A. Dehghan

Abstract *The effect of sail position on the downstream flow field of the sail is investigated in the wind tunnel. A five-hole pressure probe is used to measure the 3D flow field. The investigation of the five-hole results shows that the five-hole measurements can determine the horseshoe vortex structure. Also, the results show that the horseshoe vortexes become smaller by forward moving of the sail on the body to the nose. Therefore, if the sail is mounted on the hull near the bow, the performance of the impeller increases and nose level decreases.*

Key Words Horseshoe vortex, Submarine model, Sail, Wind tunnel, Five-hole probe.

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۲/۲۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۸/۲۰ می‌باشد.

(۱) کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، پردیس اصفهان.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، پردیس اصفهان.
mdmanshadi@alum.sharif.edu

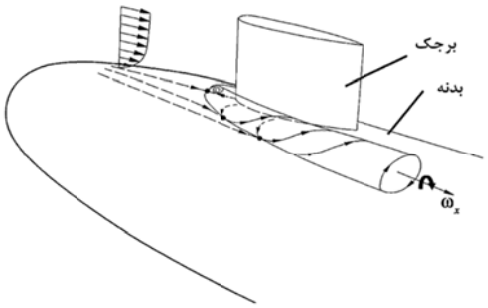
(۳) دکترا مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد.

(٤) دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد.

مقدمه

زیردریایی یک وسیلهٔ نقلیهٔ زیرآبی است که شامل یک بدنهٔ اصلی و متعلقات مختلف می‌باشد. میدان جریان در اطراف بدنهٔ اصلی آن در زاویهٔ صفر تقریباً بدون جدایش و ایجاد گردابه می‌باشد. اما وقتی سایر قسمت‌های جانبی بر روی بدنهٔ آن نصب می‌شوند، شکل خطوط جریان بسیار تحت تأثیر شکل بدنه قرار می‌گیرد و میدان جریان پیچیده‌ای در اطراف آن ایجاد می‌شود. جریان‌های گردابی در اطراف بدنهٔ زیردریایی تأثیر به‌سزایی در عملکرد آن دارند. از جمله این گردابه‌ها، گردابهٔ نعل‌اسبی است که در محل اتصال برجک به بدنهٔ زیردریایی به‌وجود می‌آید. برجک زیردریایی دارای شکلی ایرفویل‌گونه است که مکانی برای ورود و خروج خدمهٔ زیردریایی و محلی برای قرارگیری برخی از تجهیزات کنترلی و مخابراتی در زیردریایی فراهم می‌سازد. برجک از نظر هیدرودینامیکی تأثیر به‌سزایی در تعادل و پایداری زیردریایی دارد. از این‌رو وجود آن بر روی بدنهٔ زیردریایی با طراحی‌های فعلی اجتناب‌ناپذیر است [۱]. در محل اتصال برجک به بدنهٔ اصلی زیردریایی گردابهٔ نعل‌اسبی تشکیل می‌شود. این گردابه تا منطقهٔ پروانهٔ زیردریایی امتداد می‌یابد و یک‌نواختی جریان پروانه را کاهش می‌دهد. در نتیجه حضور گردابهٔ نعل‌اسبی باعث افت راندمان پروانه و ایجاد نویز می‌شود. از این‌رو بررسی عملکرد گردابهٔ نعل‌اسبی و تغییر آن در اثر عوامل مختلف مهم و ضروری است و باید با روش‌های مختلفی که قابل کاربرد در زیردریایی باشد تا حد امکان اثر نامطلوب آن را کاهش داد.

شکل (۱) شماتیکی از نحوه تشکیل گردابهٔ نعل‌اسبی را نشان می‌دهد که در اثر اتصال برجک (مانع) به بدنهٔ زیردریایی ایجاد شده است. حضور برجک در مقابل جریان باعث ایجاد گرادیان فشار مخالف می‌شود. در این حالت، در لایهٔ مرزی روی بدنه در بالادست برجک، گردابهٔ عرضی تشکیل می‌شود. این گردابه در جهت حرکت به جلو مجبور به چرخش و دورزدن برجک می‌شود. در نتیجه گردابه‌ای موسوم به گردابهٔ نعل‌اسبی در دو طرف برجک تشکیل می‌شود که در امتداد طول زیردریایی تا منطقهٔ پاشنه و پروانه ادامه می‌یابد. عوامل مختلفی مانند ضخامت برجک، ضخامت جابه‌جایی لایهٔ مرزی (δ^*)، عدد رینولدز و صافی سطح می‌توانند بر گردابهٔ نعل‌اسبی تأثیرگذار باشند [2].



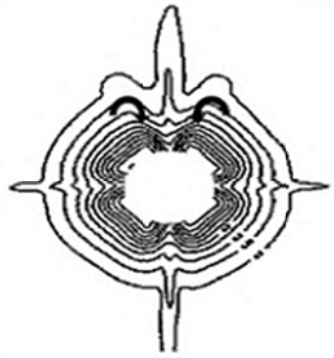
شکل ۱ شماتیکی از نحوهٔ تشکیل گردابهٔ نعل‌اسبی در اطراف برجک بر روی بدنهٔ زیردریایی [3]

اضافه شدن برجک به بدنهٔ یک زیردریایی، با ایجاد گرادیان فشار و افزایش سطح خیس، باعث افزایش درگ می‌شود و مقداری از انرژی هم صرف تولید گردابه خواهد شد. این گردابه بعد از تشکیل به سمت پایین‌دست برجک پیش می‌رود و در قسمت انتهای پاشنهٔ زیردریایی وارد جریان پروانه می‌شود و آشفتگی‌هایی در جریان پروانه ایجاد می‌کند. بنابراین جریان ورودی به پروانه با ضربهٔ اغتشاشی و حرکت گردابه‌ها همراه می‌باشد. اگر پروانه در چنین میدان جریانی کار کند، بار روی پره‌ها در جهت محیطی تغییر می‌کند و نیروی جلوبرنده و ضربات گشتاوری زیادی تولید می‌شود و به‌تبع آن لرزش و نویز پروانه افزایش می‌یابد. بسیاری از عملیات‌ها و مانورهای زیردریایی باید مخفیانه صورت گیرد اما نویز لرزش پروانه باعث شناسایی سریع آن می‌شود. بنابراین باید تا حد ممکن نویز پروانه به کمک ابزارهای مختلف کاهش داده شود.

با به‌کار بردن تجهیزات مختلف می‌توان نویزهای ایجاد شده را تا حد زیادی کم کرد اما یکی از راه‌های مفید برای بهبود عملکرد هیدرودینامیکی زیردریایی، کنترل دنبالهٔ جریان قسمت‌های جانبی زیردریایی است. کاهش اندازه و قدرت گردابهٔ نعل‌اسبی جزو یکی از روش‌های افزایش راندمان پروانه و کاهش نویز زیردریایی است.

پدیده‌شناسی گردابه‌های مختلف تشکیل شده در اطراف بدنه و قسمت‌های جانبی یک وسیلهٔ زیرسطحی، مورد توجه محققان زیادی بوده است. سعیدی نژاد و همکاران [٤] با استفاده از روش مرئی‌سازی دود و نور لیزر، گردابه‌های جریان عرضی را بر روی بدنهٔ یک مدل زیردریایی بررسی کردند. هووانگ و همکاران [5] با قرار دادن یک مدل زیردریایی سابوف (SUBOFF) به‌همراه برجک و کلیهٔ متعلقات بدنه در تونل باد، دنبالهٔ مدل را در محل پروانه در عدد رینولدز $Re= ۱۲ \times ۱۰^{٦}$ اندازه‌گیری کردند. شکل (۲) کانتور سرعت محوری دنباله تولید شده در محل پروانه را نشان می‌دهد. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود در محل دنبالهٔ برجک (قسمت بالایی)، گردابهٔ نعل‌اسبی میدان دنبالهٔ آشفتگی بیشتری ایجاد کرده است.

جریان اطراف یک مدل زیردریایی با بدنه متقارن همراه با برجک توسط لیو و همکاران [3] مورد مطالعه قرار گرفت. در این تحقیق پیشنهاد شد که به‌منظور از بین بردن گردابهٔ نعل‌اسبی از یک وسیلهٔ منشوری استفاده شود که در پائین‌دست راستای گردابه‌های نعل‌اسبی برجک زیردریایی نصب می‌گردد. استفاده شود. پس از انجام مطالعات عددی با نصب مدل زیردریایی در تونل باد مادون صوت، با استفاده از سرعت‌سنج سیم داغ سرعت محوری جریان در منطقهٔ پاشنه را اندازه‌گیری و نتایج عددی را با نتایج تجربی مقایسه کردند. نتایج حاصل در هر دو توافق خوبی با یکدیگر داشتند. نتایج نشان داد که اثر این وسیلهٔ کوچک نسبت به مکان قرارگیری آن بر روی بدنهٔ زیردریایی و در پشت برجک، بسیار حساس است و باید به‌صورت دقیق تعیین شود.



شکل ۲ کانتور میدان سرعت محوری دنباله اندازه‌گیری شده در محل پروانه (هووانگ و همکاران [5])

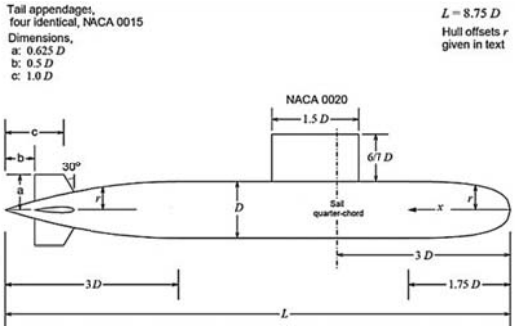
مرور تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که از پراب پنج حفره برای بررسی میدان‌های گردابه‌ای استفاده شده است. میزلند و همکاران [6] جریان اطراف یک نوع بال دلتای دوگانه را به‌صورت عددی و تجربی مطالعه کردند. آنها به‌منظور اعتبارسنجی کد عددی تهیه شده برای تحلیل میدان جریان بال دلتای دوگانهٔ مورد نظر، از یک پراب پنج حفره با زاویهٔ رأس ٤٥ درجه استفاده کردند. با استفاده از این روش جریان‌های گردابی ایجاد شده بر روی بال مذکور اندازه‌گیری و نتایج با یکدیگر مقایسه شدند. بلومهوف [7] به‌منظور مشاهدهٔ تغییرات جریان دنبالهٔ توربین بادی، یک مدل توربین بادی را داخل تونل باد قرار داد و به‌وسیلهٔ یک پراب پنج حفره جریان دنبالهٔ توربین بادی را در مقاطع مختلف اندازه‌گیری کرد و پارامترهای گوناگون را نیز مورد سنجش قرار داد.

همان‌گونه که گفته شد، گردابهٔ نعل‌اسبی ناشی از برجک زیردریایی باعث غیریکنواختی جریان ورودی به پروانه و در نتیجه کاهش عملکرد پروانه و افزایش نویز آن می‌شود. از این‌رو بررسی عملکرد این گردابه و تغییر آن در اثر عوامل مختلف دارای اهمیت است و باید تا حد امکان اثر نامطلوب آن کاهش داده شود.

یکی از عواملی که می‌تواند در کنترل گردابهٔ نعل‌اسبی تأثیر گذار باشد، تغییرمکان قرارگیری برجک بر روی بدنهٔ زیردریایی است. با تغییر مکان برجک بر روی بدنهٔ زیردریایی اندازهٔ لایهٔ مرزی برخورد کننده به برجک تغییر می‌کند، در نتیجه تغییرمکان برجک در امتداد طولی بر روی بدنهٔ زیردریایی بر گردابهٔ نعل‌اسبی نیز تأثیر خواهد گذاشت. از این‌رو در این تحقیق با توجه به اثر نامطلوب گردابه‌های نعل‌اسبی بر روی جریان دنبالهٔ زیردریایی سعی شده است تا با یک روش تجربی نوآورانه محل گردابهٔ نعل‌اسبی با استفاده از یک پراب پنج حفره بررسی شود. با توجه به مرور کارهای گذشته، تا اکنون در هیچ تحقیقی از یک پراب فشار چند حفره برای بررسی گردابهٔ نعل‌اسبی در محل اتصال برجک به بدنهٔ زیردریایی در تونل باد استفاده نشده است. قابل ذکر است که سیستم کالیبراسیون پراب پنج حفره توسط محققان طراحی و ساخته شده است.

تجهیزات و روش آزمایش

مدل آزمایشگاهی. در این تحقیق از یک مدل زیردریایی استاندارد برای بررسی اثر جابه‌جایی برجک این زیردریایی بر گردابهٔ نعل‌اسبی استفاده شده است. این مدل زیردریایی استاندارد توسط پژوهشگاه وزارت دفاع کانادا (Defense Research & Development Canada (DRDC) و پژوهشکدهٔ دریایی هلند (Marine Institute Netherlands) در سال ۱۹۸٤ برای انجام یک سری آزمایش‌های مشخص طراحی شد [8]. تحقیقات زیادی حول محور بررسی مانورهای زیردریایی (نیروها و ممان‌های وارد بر آن) به‌صورت آزمایشگاهی در تونل باد و حوضچهٔ کشش در آزمایشگاه‌های مختلف انجام شده است. بدنهٔ این مدل دارای سه قسمت دماغه، بدنهٔ میانی و قسمت انتهایی (پاشنه) می‌باشد. متعلقات دیگر این مدل نیز عبارتند از برجک و بالک‌های عقبی. شکل شماتیکی مدل زیردریایی استاندارد به‌همراه ابعاد بدون بعد آن در شکل (۳) نشان داده شده است. نسبت طول به قطر برای این مدل L/D= ۸/۷۵ می‌باشد. پروفیل مقطع برجک همان‌گونه که در این شکل نشان داده شده است، به‌صورت یک ایرفویل ناکا ۰۰۲۰ (NACA 0020) است که طول وتر آن L_s = ۱۲۷ mm می‌باشد. مدل مورد استفاده در این تحقیق با طول کلی L= ۷۰۰ mm براساس ابعاد مدل استاندارد از جنس آلومینیوم و بوسیله دستگاه سی‌ان‌سی ساخته شده است. مدل ساخته‌شده دارای دقت ابعادی و صافی سطح بسیار خوبی است. بر روی سطح بالایی مدل سوراخ‌هایی تعبیه شده تا به‌کمک آنها بتوان مکان برجک بر روی مدل را در جهت طولی تغییر داد. در شکل (٤) نحوهٔ قرارگیری مدل داخل تونل باد نشان داده شده است.



شکل ۳ مدل زیردریایی استاندارد کانادایی همراه با برجک و سطوح کنترلی [8]



شکل ٤ نحوهٔ قرارگیری مدل زیردریایی به‌همراه برجک داخل اتاق آزمون تونل باد

تونل باد و دستگاه فشارسنج. تمامی آزمایش‌های این تحقیق در تونل باد مدار بسته دانشگاه صنعتی مالک اشتر اصفهان انجام شده‌اند. این تونل باد دارای حداکثر توان فن ۳۲ Kw و حداکثر سرعت ۳۰ m/s در داخل اتاق آزمون می‌باشد. اتاق آزمون این تونل باد دارای سطح مقطع ۳۸۰×۲۸۰ mm^2 و طول آن ۷۰۰ mm است و دارای دو پنجره از جنس شیشه پلکسی شفاف می‌باشد. برای جلوگیری از تداخل لایه‌مرزی‌های ایجاد شده توسط دیواره‌های جانبی، بین دو دیوار گوشه‌هایی با زاویهٔ ٤٥ درجه نصب شده است. اندازهٔ این گوشه‌ها در امتداد اتاق آزمون کوچک می‌شود و این باعث بزرگ شدن سطح مقطع اتاق آزمون شده و تا حدودی اثر شناوری طولی در امتداد اتاق آزمون را از بین می‌برد. ضریب انسداد مدل به‌علاوهٔ پایهٔ نگهدارندهٔ آن در اتاق آزمون تونل باد برابر ٤/۹٪ است. این مقدار کمتر از مقدار استاندارد (۵ ٪) است و لذا قابل‌اطمینان است. تمامی آزمایش‌های این تحقیق در سرعت m/s ۱٦ انجام می‌شود. شدت اغتشاش‌های اتاق آزمون در این سرعت حدود ۰/۲۵ درصد می‌باشد.

برای استفاده از پراب پنج حفره احتیاج به اندازه‌گیری پنج کانال فشار است. به این منظور از یک دستگاه مبدل فشار ۱۵ کاناله استفاده می‌شود. سنسورهای فشار این دستگاه قادر به اندازه‌گیری حداکثر فشار دیفرانسیلی ۱۲۷۰ Pa ± با دقت ۳ Pa ± می‌باشند. داده‌های اندازه‌گیری شده به‌صورت مستقیم از طریق یک کارت مبدل ولتاژ آنالوگ به دیجیتال ۱۲ بیتی وارد رایانه و نرم‌افزار شده و محاسبات لازم روی آن‌ها انجام می‌شود. با توجه به روابط پراب پنج حفره مقادیر عدم قطعیت نسبی برای فشار و سرعت متوسط به‌ترتیب برابر ۷/۸ و ۱٦ درصد به‌دست آمده است.

معرفی پراب پنج حفره و کالیبراسیون آن. پراب‌های چند حفره یکی از وسایل آزمایشگاهی برای تعیین مشخصه‌های جریان می‌باشند. استفاده از پراب‌های چند حفره از دههٔ دوم قرن ۲۰ شروع شد و تا اکنون نیز ادامه دارد. از این پراب‌ها نه تنها در محیط آزمایشگاه بلکه در هواپیماها و بالگردها نیز استفاده می‌شود. پراب‌های چند حفره به‌منظور تعیین مؤلفه‌های سرعت جریان، جهت جریان و فشار کل مورد استفاده قرار می‌گیرند. از این پراب می‌توان برای بررسی میدان‌های گردابه‌های سه‌بعدی استفاده کرد. برای بررسی چنین جریانی به‌طور کلی می‌توان از چهار روش اندازه‌گیری استفاده کرد. این چهار روش اندازه‌گیری شامل PIV (Particle Image Velocimetry) ، LDV (Laser Doppler Velocimetry)، جریان‌سنج سیم داغ (Hotwire Anemometry) به‌همراه یک پراب سه‌بعدی و استفاده از پراب‌های چند حفره فشار می‌باشد. روش‌های اندازه‌گیری PIV و LDV اگرچه دارای دقت بالایی هستند اما بسیار پیچیده و پرهزینه هستند. تا زمان چاپ این مقاله، هیچ اندازه‌گیری تجربی برای مشاهده گردابهٔ نعل اسبی بر روی بدنهٔ زیرسطحی به‌کمک روش‌های اندازه‌گیری PIV و LDV انجام نشده است. هم‌چنین استفاده از جریان‌سنج سیم داغ سه‌بعدی علاوه بر پیچیدگی فراوان و هزینهٔ بالای آن به‌دلیل آسیب دیدن پراب این جریان‌سنج در فواصل نزدیک به سطح بسیار مشکل است. مزایای یک پراب پنج‌حفره در اندازه‌گیری میدان جریان به‌صورت زیر قابل بیان می‌باشند:

۱- تعیین سه مولفهٔ سرعت و مشخص شدن میدان جریان سه‌بعدی

۲- تعیین فشار سکون و استاتیک جریان همزمان با اندازه‌گیری مؤلفه‌های سرعت (روش PIV و LDV و جریان‌سنج سیم داغ قادر به اندازه‌گیری فشار نیستند)

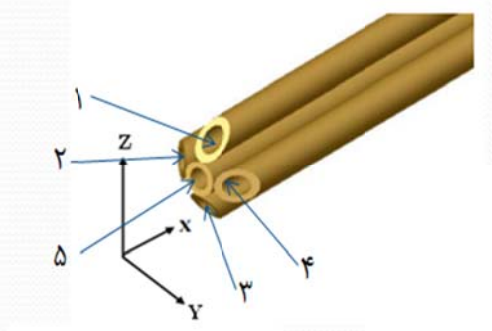
۳- عدم آسیب‌پذیری در نزدیکی سطح مدل

٤- دقت نسبتاً خوب و هزینهٔ کم و سادگی استفاده

با توجه به مزایای پراب پنج‌حفره نسبت به روش‌های اندازه‌گیری دیگر، در تحقیق حاضر از یک

پراب پنج‌حفره برای بررسی میدان گردابه‌ای سه‌بعدی استفاده شده است.

اصول عملکردی این پراب‌ها بر اساس توزیع فشار بر روی سطح جلویی یک جسم مدور می‌باشد که در جریان سیال قرار داده شده است. توزیع فشار بر روی سطح دارای یک مقدار ماکزیمم در نقطه سکون جریان است و مقدار فشار با حرکت به‌سمت پایین‌دست بر روی سطح مدل کاهش می‌یابد. برای اجسام گرد فشار ماکزیمم، همان فشار کل p_0 است که از مجموع فشار استاتیک (p_∞) و فشار دینامیکی (q) دور از جسم به‌دست می‌آید و کمترین میزان فشار در آن نواحی که شیب جسم موازی با راستای جریان آزاد قرار گیرد، اتفاق می‌افتد. با توجه به این نکته می‌توان با اندازه‌گیری فشار نقاط مختلف بر روی سطح یک جسم مدور، زاویهٔ جریان نسبت به جسم را تعیین کرد. جریان روی سطح گرد غالباً جدا می‌شود و جدایش جریان تغییراتی در توزیع فشار محلی ایجاد می‌کند و یک گرادیان فشار مخالف در جاهایی که شیب سطح در حال کاهش باشد، ایجاد می‌شود. اما برای استفاده از پراب چند حفره فرض می‌شود که در موقعیت‌های جریان موضعی، مکان انحراف زیاد جریان و یا مکان گرادیان زیاد سرعت در مقایسه با اختلال های پیش آمده در حضور پراب ناچیز است و از آنها صرف‌نظر می‌شود. این فرضیات اجازه می‌دهند تا پراب‌های چند حفره برای اندازه‌گیری سرعت و فشار در هر نقطه از جریان در نظر گرفته شوند. پرابی که برای مطالعهٔ تجربی حاضر در نظر گرفته شده از پنج لولهٔ فلزی با قطر خارجی ۱ mm تشکیل شده است. تصویر کلی از این پراب در شکل (۵) نشان داده شده است. این لوله‌ها با زاویهٔ ٤٥ درجه قطع شده و در کنار همدیگر قرار داده شده‌اند.



شکل ۵ طرح کلی پراب پنج حفره مورد استفاده به‌همراه شماره‌گذاری سوراخ های آن

یک پراب پنج حفره قبل از استفاده باید کالیبره شود. کالیبراسیون به این معناست که روابط بین فشارهای اندازه‌گیری شده توسط پراب و زوایای جریان در مکان اندازه‌گیری به‌دست آیند. این روابط به‌صورت ضرایب بی‌بعد استخراج می‌شوند که با توجه به زاویهٔ جریان می‌توان از آنها استفاده کرد. بعد از فرایند کالیبراسیون، باید اندازه‌گیری پنج فشار مربوط به پنج حفرهٔ پراب جهت تعیین زاویه جریان باید انجام شود. برای کالیبراسیون از جریان هوای یک تونل باد مدار باز استفاده شده است. با استفاده از توری و لانه‌زنبوری در این تونل باد از یکنواخت بودن جریان آن اطمینان حاصل شده است. در این تحقیق برای کالیبره نمودن پراب پنج حفره، از موارد زیر استفاده شده است: ۱) مکانیزم زاویه دهندهٔ پراب، ۲) جریان مستقیم ایجاد شده در اتاق آزمون تونل باد، ۳) دستگاه اندازه‌گیری فشار، ٤) نرم‌افزار اخذ داده‌ها. در شکل (٦) تجهیزات کالیبراسیون پراب پنج حفره مشخص شده است. شکل (٦- الف) پراب پنج حفره، (٦- ب) دستگاه اندازه‌گیری فشار (مبدل فشار ۱۵ کاناله) و (٦- ج) مکانیزم زاویه دهنده پراب نشان داده شده است.

مقادیر فشارهای پراب اخذ شده و با استفاده از فشار استاتیک و کل به‌دست آمده از یک پراب پیتوت اعداد بدون‌بعد حاکم به‌دست می‌آیند. این عمل برای زوایای مختلف پیچ و یاو تکرار می‌شود. در نهایت

منحنی کالیبراسیون حاکم بر پراب براساس چهار پارامتر پیچ و یاو و ضرایب بدون‌بعد به‌دست خواهد آمد.



شکل ٦ تجهزات مورد استفاده در کالیبراسیون پراب پنج حفره الف) پراب پنج حفره، ب) دستگاه اندازه‌گیری فشار (مبدل فشار ۱۵ کاناله) و ج) مکانیزم زاویه دهنده پراب

برای این‌که بتوان زوایای پیچ و یاو را به فشارهای خوانده شده توسط سوراخ‌های مختلف ربط داد، نیاز است تا ضرایب بدون‌بعد فشار تعریف شوند. برای تعریف ضرایب بدون بعد فشار چند روش وجود دارد. در این تحقیق از روابط ارائه شده توسط تراستر و یوکوم [9] استفاده شده است. ضرایب بدون‌بعد فشار به‌صورت رابطهٔ (۱) تعریف می‌شوند.

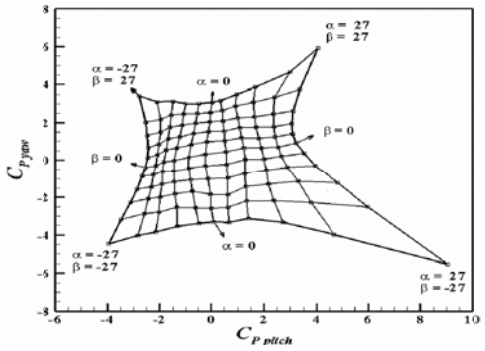
$$C_{p_\alpha} = \frac{p_1 - p_3}{p_5 - \overline{p}}$$
$$C_{p_\beta} = \frac{p_2 - p_4}{p_5 - \overline{p}}$$
$$C_{p_{total}} = \frac{p_5 - p_{total}}{p_5 - \overline{p}} \qquad (۱)$$
$$C_{p_{static}} = \frac{\overline{p} - p_{static}}{p_5 - \overline{p}}$$
$$\overline{p} = \frac{(p_1 + p_2 + p_3 + p_4)}{4}$$

در این روابط پارامترهای $C_{P\alpha}$ و $C_{P\beta}$ به‌ترتیب ضرایب فشار بی‌بعد برای زاویهٔ جریان در راستای قائم (پیچ) و راستای افقی(یاو) هستند که به‌واسطهٔ آنها می‌توان زوایای پراب را در مرحلهٔ کالیبراسیون و زوایای جریان را در مرحلهٔ بازیابی پارامترهای جریان به فشارهای سوراخ‌های پراب پنج حفره ارتباط داد. هم‌چنین پارامترهای C_{Ptotal} و $C_{Pstatic}$ به‌ترتیب ضرایب فشار بی‌بعد سکون و استاتیک هستند که به‌واسطهٔ این ضرایب می‌توان فشارهای سکون و استاتیک را در هر نقطه به‌دست آورد سپس با استفاده از دو فشار مذکور و به‌کمک رابطهٔ (۲) مقدار سرعت را در هر نقطه به‌دست آورد.

$$|V| = \sqrt{\frac{2(P_{tot} - P_{stat})}{\rho}} \qquad (۲)$$

به‌طور کلی فرآیند کالیبراسیون پراب پنج حفره به این صورت است که ابتدا پراب پنج حفره درون تونل باد مدار باز بر روی دستگاه زاویه‌دهندهٔ پراب نصب می‌شود و سوراخ‌های فشار پراب پنج حفره به‌دستگاه مبدل الکترونیکی فشار متصل می‌شوند. پس از آن با قرار دادن پراب در موقعیت‌های زاویه‌ای مختلف فشارها در هر موقعیت اندازه‌گیری می‌گردند و به‌کمک روابط ذکر شده در (۱) فشارها به ضرایب فشار بی‌بعد در هر نقطه تبدیل می‌شوند. پس از انجام فرآیند کالیبراسیون و به‌دست آوردن ضرایب بی‌بعد به شکلی که گفته شد ضرایب کالیبراسیون در یک منحنی به‌عنوان نتیجه رسم می‌شوند. منحنی حاصل به منحنی کالیبراسیون معروف است. در شکل (۷) نمودار کالیبراسیون به‌دست آمده از فرآیند کالیبراسیون پراب پنج حفره در سرعت جریان ورودی ١٦ m/s نشان داده شده است. پس از کالیبراسیون با قرار گرفتن پراب پنج حفره در جریان دلخواه در هر نقطه پنج فشار اندازه‌گیری می‌شود و سپس ضرایب بی‌بعد فشار با کمک روابط مربوط محاسبه می‌گردند؛ دو ضریب تشکیل یک نقطه را بر روی منحنی کالیبراسیون می‌دهند. با قرار دادن نقطهٔ مذکور بر روی منحنی

کالیبراسیون نزدیک‌ترین زوایا به‌عنوان نقاط حاشیه نقطهٔ مورد نظر انتخاب می‌شوند سپس می‌توان با استفاده از یک میان‌یابی خطی ساده مقدار دقیق زاویهٔ مربوط را به‌دست آورد. هم‌چنین با داشتن مقدار دقیق دو زاویه می‌توان با استفاده از اطلاعات مرحلهٔ کالیبراسیون مقادیر فشار سکون و استاتیک و در نتیجه مقدار سرعت را در نقطهٔ مورد نظر به‌دست آورد. کلیهٔ این مراحل با تهیهٔ یک برنامهٔ کامپیوتری توسط نویسندگان به‌صورت خودکار انجام شده است. این برنامه قادر است تا با دریافت اطلاعات مرحلهٔ کالیبراسیون و نیز دریافت یک فایل شامل داده‌های فشار در نقاط مورد آزمون، مقادیر فشار و مؤلفه‌های سرعت را به‌صورت یک فایل دادهٔ خروجی نمایش دهد. سپس با استفاده از نرم‌افزار تک‌پلات (Tecplot) نتایج مورد تحلیل قرار می‌گیرند.



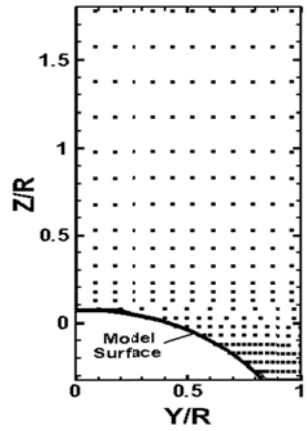
شکل ۷ منحنی کالیبراسیون پراب پنج حفره

مراحل انجام آزمایش‌ها و بررسی نتایج

برای انجام آزمایش‌ها باید مدل زیردریایی در داخل اتاق آزمون تونل باد نصب شود. مدل بر روی پایهٔ نگهدارنده به‌صورت کاملاً تراز قرار داده می‌شود و اتصالات مورد نیاز در جای خود قرار می‌گیرند. پراب پنج حفره بر روی پایهٔ نگهدارندهٔ دستگاه منتقل کنندهٔ پراب نصب می‌شود. در شکل (۸) می‌توان نحوهٔ قرار گرفتن پراب پنج حفره را در کنار مدل مشاهده نمود.

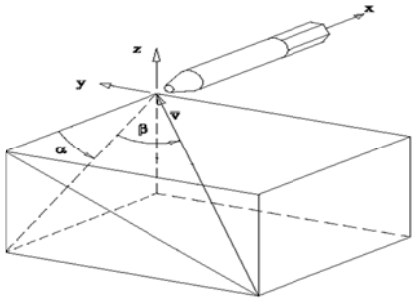

شکل ۸ نمایی از نحوهٔ قرار گرفتن پراب پنج حفره پشت برجک در داخل اتاق آزمون

پراب پنج‌حفره بر روی پایهٔ نگهدارندهٔ دستگاه انتقال‌دهنده نصب می‌شود. این دستگاه انتقال‌دهنده قادر است که پراب را در سه راستای مختصات با دقت بسیار مناسب (۰/۰۱ mm) جابه‌جا کند. پراب در میدان جریان پایین‌دست برجک مدل زیرسطحی قرار می‌گیرد. در حالی‌که تونل باد روشن است پراب توسط دستگاه جابجا کننده حرکت داده شده و در موقعیت‌های مختلف قرار گرفته و مقادیر فشار را در هر مکان ذخیره می‌کند. بازهٔ اندازه‌گیری میدان جریان پایین‌دست برجک در یک صفحه، عمود بر محور مدل (x ثابت) در شکل (۹) نشان داده شده است. مکان نقاط اندازه‌گیری داده‌های فشار پراب پنج‌حفره در این شکل با نقاط سیاه رنگ مشخص شده است. بعد از فرایند داده‌برداری از تمامی نقاط، داده‌های فشار شامل: پنج دادهٔ فشار مربوط به پراب پنج‌حفره و دو دادهٔ فشار مربوط به پراب پیتوت تیوب (Pitut tube) (که در ابتدای اتاق آزمون در جریان آزاد قرار دارد) برای هر نقطه (در شکل ۹) وارد نرم افزار کالیبراسیون می‌شوند. این نرم‌افزار مقادیر فشار کل و استاتیک و زوایای پیچ (α) و یاو (β) مربوط به هر نقطه (نقطهٔ سیاه‌رنگ در شکل ۹) را به عنوان خروجی در اختیار کاربر قرار می‌دهد. اکنون با داشتن فشار سکون و استاتیک برای هر نقطهٔ مورد آزمایش مقدار سرعت کل به‌کمک رابطهٔ (۲) قابل محاسبه است.



شکل ۹ بازهٔ اندازه‌گیری میدان جریان پایین‌دست برجک و مکان نقاط اندازه‌گیری (نقطه‌های سیاه) در یک صفحهٔ X ثابت

اکنون با داشتن زوایای α و β و مقدار سرعت کل، می‌توان مؤلفه‌های سرعت در جهت محورهای مختصات (u, v , w) را با توجه به شکل (۱۰) و روابط (۳) بدست آورد.

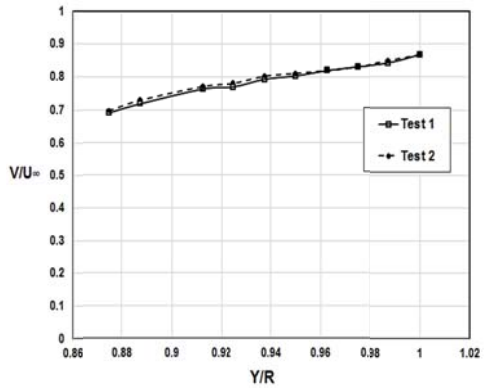


شکل ۱۰ نمایی از بردار سرعت کلی برخورد کننده به پراب پنج‌حفره و زوایای جریان

$$u = V\cos\beta\cos\alpha$$
$$v = V\sin\beta \qquad (۳)$$
$$w = V\cos\beta\sin\alpha$$

مقادیر مختصات هر نقطه مورد آزمایش و مؤلفه‌ها و مقدار سرعت و همچنین مقادیر فشارهای کل و استاتیک که در هر نقطه محاسبه شده، در یک فایل داده در نرم‌افزار اکسل وارد می‌شوند؛ پس از این‌که تمامی نقاط مورد آزمایش در این فایل ذخیره شدند، این فایل وارد نرم افزار تک‌پلات می‌شود. بعد از ورود فایل داده‌ها به این نرم‌افزار، یک شبکه با المان‌های مثلثی بر روی تمامی محیط اندازه‌گیری ایجاد می‌شود تا نرم‌افزار تک‌پلات قادر باشد مقادیر پارامترهای مختلف را در مکان‌هایی که داده وجود ندارد، میان‌یابی کند. در انتها شبکه‌ای از مقادیر پارامترهای مختلف وجود دارد که به‌کمک آنها می‌توان کانتور هر پارامتر مانند سرعت متوسط را رسم کرد. هم‌چنین با داشتن مؤلفه‌های سرعت می‌توان به‌کمک دستور بردار در نرم‌افزار تک‌پلات بردارهای سرعت را نیز رسم نمود. برای بررسی صحت اندازه‌گیری‌های انجام‌شده در مطالعهٔ تجربی حاضر تکرارپذیری نتایج و تعیین مقادیر عدم‌قطعیت نتایج انجام شده است. در ادامه به بررسی هر کدام از این قسمت‌ها پرداخته می‌شود.

بررسی تکرارپذیری نتایج. تکرارپذیری آزمایش‌ها خود نشان دهندهٔ قابل اعتماد بودن نتایج است که در این‌جا به‌عنوان نمونهٔ توزیع سرعت کل (V) بر روی یک خط مشخص در فاصلهٔ X/L= ۰/٦۲ از دماغه و روی خط Z/R=۰/۳۲۵ و در فاصلهٔ ۰/۸۷۵≤Y/R≤۱/۰ دو بار اندازه‌گیری شده و در شکل (۱۱) نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود اختلاف سرعت اندازه گیری‌شده برای دو آزمایش بسیار ناچیز است و می‌توان نتیجه گرفت که آزمایش‌های انجام گرفته توسط محققین با دقت خوبی قابل تکرار هستند.



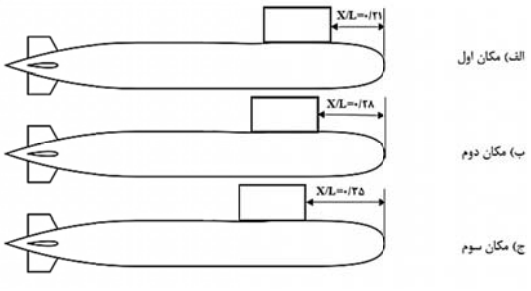
شکل ۱۱ مقایسهٔ توزیع سرعت کل (V) بر روی یک خط مشخص در فاصلهٔ X/L= ۰/٦۲ از دماغه و روی خط Z/R= ۰/۳۲۵ و در فاصلهٔ ۰/۸۷۵≤Y/R≤۱/۰

تعیین مقادیر عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری شده. مقادیر عدم‌قطعیت پارمترهای جریان سیال و نتایج پراب پنج حفره در جدول (۱) آورده شده است. همان‌گونه که در این جدول مشخص است، میزان عدم‌قطعیت نسبی پارامترهای اندازه‌گیری شده توسط پراب پنج‌حفره مناسب می‌باشند که نشان‌دهندهٔ دقت مناسب اندازه‌گیری‌های انجام شده می‌باشد.

جدول ۱ تعیین عدم‌قطعیت پارامترهای جریان سیال و نتایج پراب پنج‌حفره

پارامتر	مقدار عدم‌قطعیت نسبی $\frac{u_x}{x}$ (٪)
چگالی (kg/m^3)	۰/۸
فشار جریان (pa.)	۰/۰۶۳
سرعت جریان آزاد (m/s)	۰/٤
عدد رینولدز	۰/۷
زاویهٔ α	٤/۲
زاویهٔ β	٤/۲
سرعت کل V (m/s)	۸/۷
مؤلفهٔ سرعت u (m/s)	٤/۷
مؤلفهٔ سرعت v (m/s)	۹/۵
مؤلفهٔ سرعت w (m/s)	۱۰/۷

برای بررسی اثر موقعیت برجک بر گردابهٔ نعل‌اسبی، برجک مدل زیردریایی در سه موقعیت مختلف در نیمهٔ جلویی مدل قرار داده شده است. علت انتخاب نیمهٔ جلویی مدل محدودیت‌های طراحی برای ایجاد پایداری هیدرودینامیکی بیشتر زیردریایی است. این فاصله‌ها بر حسب فاصلهٔ لبهٔ حمله برجک از ابتدای دماغهٔ مدل و نسبت به طول کلی مدل سنجیده می‌شوند. پارامتر X فاصلهٔ لبهٔ حملهٔ برجک از دماغهٔ مدل و L طول مدل است. طول وتر برجک نسبت به طول مدل برابر با $L_s/L=$ ۰/۱۸ است. در شکل (۱۲) این فواصل آورده شده‌اند.



شکل ۱۲ طرح کلی مکان‌های مورد استفاده برای برجک بر روی مدل در تحقیق حاضر

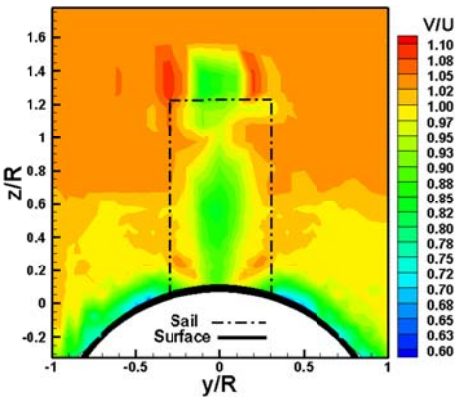
بررسی نتایج و تحلیل آنها

ارزیابی تقارن جریان اطراف مدل. در ابتدا برای بررسی تقارن جریان در دو طرف برجک، اندازه‌گیری‌ها در هر دو طرف برجک مدل به‌صورت یکسان انجام شده‌اند. در این حالت برجک در موقعیت X/L= ۰/۲۸ از نوک دماغه قرار دارد. در شکل (۱۳) کانتور سرعت متوسط بی‌بعد (الف) و بردارهای سرعت در صفحهٔ Y-Z (ب) در موقعیت X/L= ۰/۵۵ از نوک دماغه آورده شده است. با توجه به این شکل متقارن بودن رفتار جریان در دو طرف برجک مدل به جز منطقه نوک برجک (گردابه نوک) می‌توان مشاهده نمود. با اتکا به تقارن جریان در دو طرف برجک مدل، در مراحل بعدی تنها نتایج یک طرف برجک مدل بررسی می‌شوند.

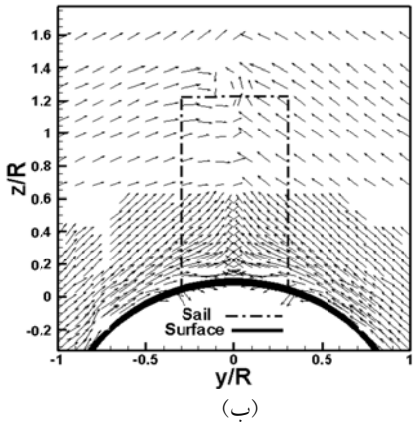
برای بررسی صحت اندازه‌گیری‌های انجام شده در این تحقیق در تعیین ساختار گردابهٔ نعل اسبی، میدان ورتیسیته در پایین‌دست برجک مدل زیردریایی سابوف همراه با برجک و سطوح کنترل حاصل از نتایج عددی مرجع [11] در شکل (١٤) ارائه شده است. نحوهٔ تشکیل و رشد گردابهٔ نعل اسبی با حرکت به‌سمت پایین‌دست برجک به‌وضوح در این شکل دیده می‌شود. با مقایسهٔ نتایج تحقیق حاضر شکل (۱۳) و نتایج عددی ارائه شده در شکل (١٤) می‌توان نتیجه گرفت

که نتایج تحقیق حاضر از نظر کیفی ساختار کلی گردابهٔ نعل اسبی را به‌درستی نشان می‌دهد.

در شکل (۱۵) نمودار سرعت متوسط در چند فاصلهٔ عمودی از سطح (Z/R) آورده شده است (موقعیت برجک ۰≤Z/R≤۱/۲۵). همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود نمودارهای سرعت محوری در محل گردابهٔ نعل‌اسبی (Y/R = ± ۰/۵) دارای یک مقدار مینیمم است. با فاصله گرفتن از سطح مدل اثر گردابهٔ نعل‌اسبی کم می‌شود تا این‌که در موقعیت Z/R=۰/۳۲۵ اثر گردابهٔ نعل‌اسبی بر میدان جریان اطراف مدل از بین می‌رود. هم‌چنین با توجه به این نمودار می‌توان تقارن جریان را مشاهده نمود. روند این شکل با آنچه در نتایج لیو و همکارانش [3] آمده است هم‌خوانی خوبی دارد.

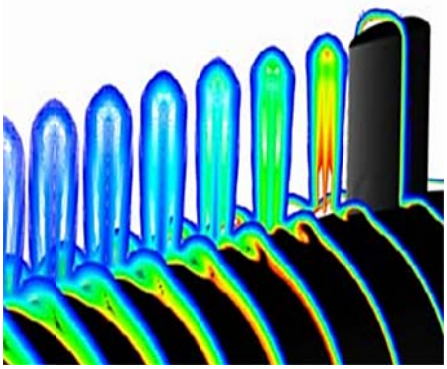


(الف)

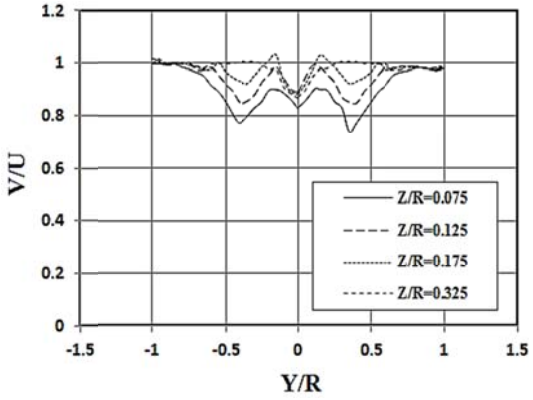


(ب)

شکل ۱۳ الف) کانتور سرعت متوسط ب) بردارهای سرعت در موقعیت X/L= ۰/۵۵ از نوک دماغه



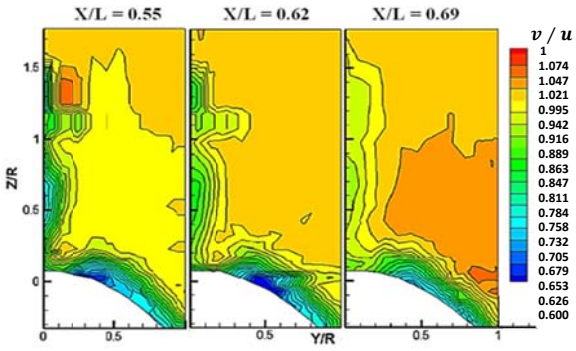
شکل ۱٤ بررسی عددی میدان ورتیسیته پایین دست برجک مدل زیردریایی سابوف [11]



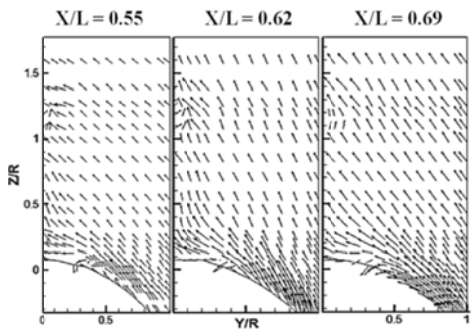
شکل ۱۵ نمودار سرعت متوسط در چند فاصله عمودی از سطح

در این مرحله برای بررسی گردابهٔ نعل‌اسبی در حالی که مدل هیچ‌گونه زاویهٔ حمله و زاویهٔ جانبی نداشته است، برجک در مکان سوم (X/L= ۰/۳۵) قرار داده شده و پراب در سه موقعیت طولی جابه‌جا شده و پس از آن در مکان ثابت پراب برجک در سه مکان جابه‌جا شده است و نتایج به‌صورت کانتور سرعت متوسط و کانتور فشار آورده شده است. پس از آن مدل در زاویهٔ حملهٔ ۱۰/۵ درجه قرار گرفته و یک مرحله بدنهٔ بدون برجک و در مرحلهٔ دیگر برای مکان ثابت پراب سه بار برجک جابه‌جا شده است. در تحلیل نتایج کلیهٔ مراحل اندازه‌گیری برای بی‌بعدسازی سرعت‌ها از سرعت جریان آزاد ۱٦ m/s استفاده شده است.

نحوهٔ تغییر گردابهٔ نعل‌اسبی در جهت طول مدل برای یک مکان ثابت برجک. در این بخش رفتار گردابهٔ نعل‌اسبی در راستای مدل و در جهت جریان مورد بررسی قرار می‌گیرد. بدین منظور نتایج اندازه‌گیری جریان توسط پراب پنج حفره در میدان جریان اطراف مدل برای سه موقعیت مختلف طولی ۰/۶۹ و ۰/۶۲ و X/L= ۰/۵۵ بررسی شده است. در این حالت برجک در موقعیت ثابت X/L= ۰/۳۵ قرار داده شده است. در شکل‌های (۱۷ و ۱۶) کانتور سرعت متوسط بی‌بعد و بردارهای سرعت در موقعیت‌های مختلف آورده شده است. همان‌گونه که دیده می‌شود با حرکت گردابهٔ نعل‌اسبی به‌سمت پاشنهٔ مدل مقدار سرعت متوسط در محل این گردابه افزایش یافته و این گردابه اگرچه از نظر اندازه بزرگ‌تر شده است، ولی قدرت آن کمتر شده است. این مطلب در مراجع دیگر از جمله [8] نیز تأیید شده است.

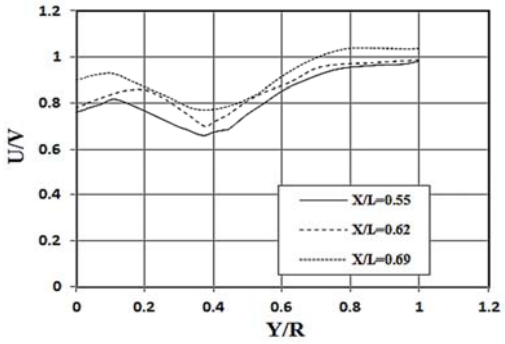


شکل ۱۶ کانتور سرعت متوسط برای مقایسهٔ رفتار گردابهٔ نعل‌اسبی در جهت طول مدل در سه مکان مختلف



شکل ۱۷ بردارهای سرعت برای مقایسهٔ رفتار گردابهٔ نعل‌اسبی در جهت طول مدل در سه مکان مختلف پایین‌دست برجک

برای مقایسهٔ بیشتر برای سه موقعیت مذکور نمودار سرعت متوسط برای فاصلهٔ عمودی از سطح Y/R= ۰/۰۷۵ نیز در شکل (۱۸) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش فاصله از برجک، میزان سرعت متوسط نیز افزایش یافته است. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود با حرکت گردابهٔ نعل‌اسبی به سمت انتهای مدل، نقطهٔ مینیمم در این نمودار اندکی به سمت راست جابه‌جا شده یا به‌عبارت دیگر گردابه مقداری از مرکز مدل فاصله گرفته است.

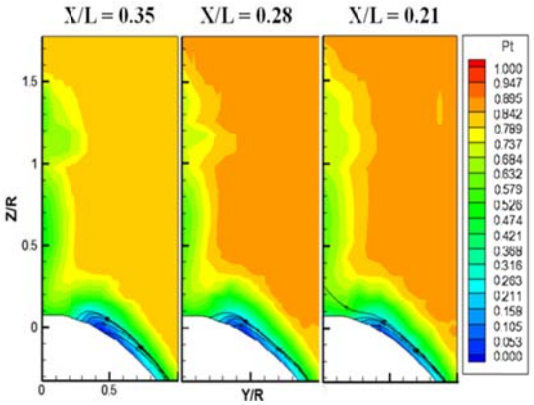


شکل ۱۸ نمودار سرعت متوسط برای سه مکان مختلف در خط Z/R= ۰/۰۷۵ و در پشت برجک (برجک در موقعیت ۰/۳۵ =X/L)

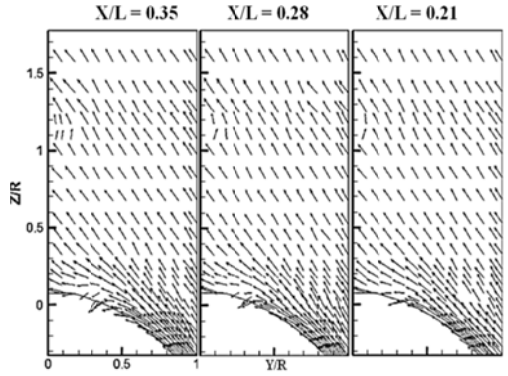
بررسی تأثیر جابه‌جایی برجک بر گردابهٔ نعل‌اسبی در موقعیت‌های ۰/۲۱، ۰/۲۸ و ۰/۳۵ =X/L. در این بخش پراب در موقعیت X/L= ۰/۶۹ از نوک دماغه قرار دارد، برجک در سه موقعیت ۰/۲۱، ۰/۲۸ و ۰/۳۵ =X/L جابه جا شده و نتایج آن در زیر آورده شده است. در شکل (۱۹) کانتور نتایج هر سه آزمون در کنار هم قرار داده شده است. هم‌چنین در شکل (۲۰) بردارهای سرعت برای سه مکان مختلف برجک آورده شده است. شکل‌ها به‌ترتیب از راست به چپ مربوط به مکان برجک در موقعیت‌های ۰/۲۱، ۰/۲۸ و X/L= ۰/۳۵ هستند. از روی این شکل می‌توان دید که از نظر موقعیت مکانی گردابهٔ نعل اسبی برای برجک در

مکـان X/L= ۰/۲۱ از نظـر موقعیـت عرضـی بـین ۰/۵۵ ≥ Y/R ≥ ۰/۳۵، بـرای برجـک در مکـان X/L= ۰/۲۸ بـین ۰/۵۵ ≥ Y/R ≥ ۰/۳۵ و بـرای برجـک در مکان X/L= ۰/۲۸ بین موقعیت عرضـی ۰/٦ ≥ Y/R ≥ ۰/۳۵، است. هم‌چنین می‌توان مرکز گردابهٔ نعل‌اسبی را در مکان اول برجک در Y/R= ۰/٤٥، بـرای مکـان دوم در Y/R= ۰/٤ و بـــرای برجـــک در مکـــان ســـوم در Y/R= ۰/۳۵ مشاهده نمود. با تحلیل نتایج فوق می‌توان نتیجه گرفت که میزان گردابهٔ نعل‌اسبی از نظر اندازه در حالتی که برجک در مکان سـوم (X/L= ۰/۳۵) قـرار دارد، بزرگ‌تر است.

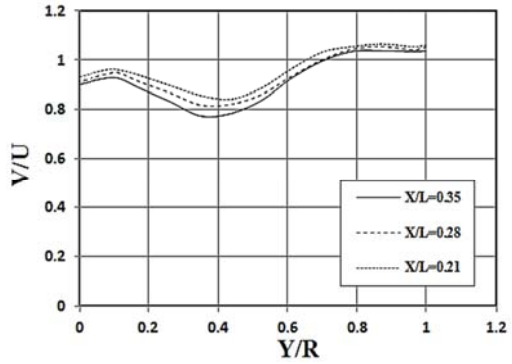
برای مقایسهٔ دقیـق‌تـر نتـایج بـرای سـه موقعیـت برجک مقادیر سرعت متوسط در فاصـلهٔ Z/R= ۰/۰۷۵ از سطح در شکل (۲۱) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مقادیر سرعت متوسـط بـه‌طـور کلـی برای حالتی که برجک در موقعیت سوم (X/L= ۰/۳۵) قرار دارد در نزدیکی منطقهٔ تشکیل گردابهٔ نعل‌اسـبی از دو حالت دیگر کمتر است. هم‌چنین مطابق با این شکل نقاط مینیمم با افزایش فاصله از برجـک از مرکـز مـدل دورتر شده‌اند و به این معنی است که مرکز گردابـه بـا افزایش فاصله از برجک به‌سمت طرفین مـدل حرکـت می‌کند.



شکل ۱۹ مقایسهٔ سرعت متوسط برای سه موقعیت برجک و پراب در X/L= ۰/٦۹



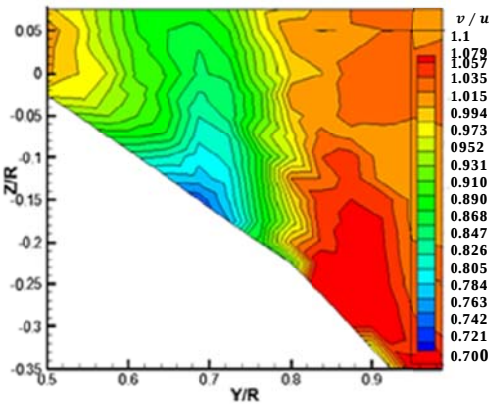
شکل ۲۰ مقایسهٔ بردارهای سرعت برای سه موقعیت برجک و پراب در X/L= ۰/٦۹



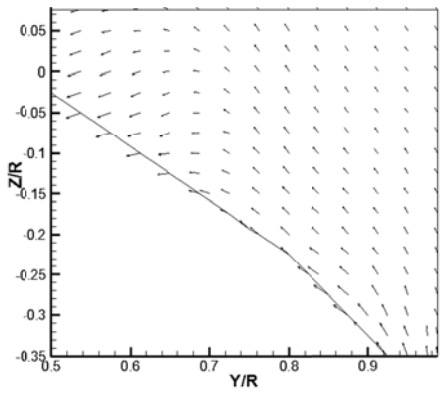
شکل ۲۱ نمودار سرعت متوسط برای سه موقعیت برجک در فاصله Z/R= ۰/۰۷۵ از سطح و پراب در X/L= ۰/٦۹

بررسی اثر موقعیت برجک در زاویهٔ حملهٔ ۱۰ درجه. شیزاوا و همکاران [12] یک بال استوانه‌ای با ضـخامت ثابت و دماغهٔ نیم‌دایره شکل را در زوایای حملـهٔ کمتـر از ۱۵ درجه مورد بررسی قرار دادند. آنها از مشـاهدات خود به این نتیجه رسیدند که به جز تغییرات اندکی که در ساق‌های گردابهٔ نعل‌اسبی ایجاد شده است، تغییرات دیگری نمی‌توان در گردابهٔ نعل‌اسبی مشاهده کرد. ایـن مشاهدات هم‌چنین توسط وود و وستفول [13] بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زاویهٔ حملهٔ ۱۰ درجه انجام شد. نتایج آنها نیز گواه این مطلب بود که گردابهٔ نعـل‌اسـبی در اثر زاویهٔ حمله برای بال‌های مختلف تغییر چنـدانی نمی‌کند. اما در مدل زیردریایی وجود گردابه‌های بدنـه، که در اثر داشتن زاویهٔ حمله بر روی بدنـهٔ زیردریـایی به‌وجود می‌آید، بر روی گردابه‌های نعل‌اسبی نیز تـأثیر می‌گذارد. برای ارزیابی این موضوع مدل بدون اتصـال

برجک در زاویهٔ حملهٔ ۱۰/۵درجه قرار می‌گیرد و میدان جریان از جمله موقعیت گردابهٔ بدنه توسط پراب پنج حفره مشخص می‌شود. سپس با حضور برجک بر روی مدل، اندازه‌گیری‌ها تکرار شده است. نتایج به‌صورت کانتور سرعت متوسط در شکل (۲۲- الف) و بردارهای سرعت (۲۲- ب) آورده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود گردابهٔ بدنه در نزدیکی سطح بین ۰/۷۵ ≤ Y/R ≤ ۰/٦ دیده شده است و هم‌چنین پراب پنج حفره به‌دلیل نزدیکی به سطح چرخش جریان گردابی حاصل را نشان نداده است اما به‌طور کلی نحوهٔ شکل‌گیری این جریان گردابی در میدان جریان اطراف مدل توسط بردارهای سرعت تولیدشده توسط پراب پنج حفره به‌خوبی قابل مشاهده است.



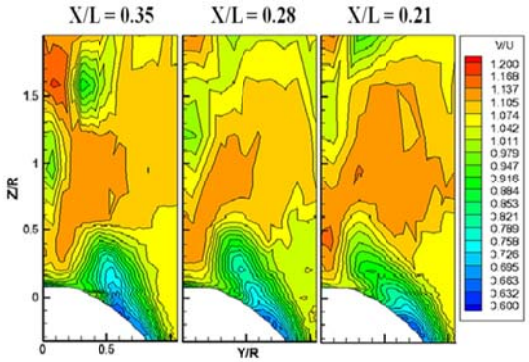
(الف)



(ب)

شکل ۲۲ الف) کانتور سرعت متوسط ب) بردارهای سرعت برای مدل بدون برجک در زاویهٔ حملهٔ ۱۰/۵ درجه

در شکل (۲۳) مدل در زاویهٔ حملهٔ ۱۰/۵ درجه قرار داشته و اندازه‌گیری‌ها در مکان X/L= ۰/٦۲ از نوک دماغهٔ مدل برای سه حالت برجک رسم شده است. این شکل نشان می‌دهد که گردابهٔ نعل‌اسبی از نظر اندازه و قدرت در حالتی که برجک در مکان سوم (X/L=۰/۳۵) قرار دارد، بیشتر است. هم‌چنین اندازهٔ این گردابه در اثر زاویهٔ مدل بزرگ‌تر و کشیده‌تر شده است.



شکل ۲۳ مقایسهٔ سرعت متوسط برای سه مکان برجک با زاویهٔ حملهٔ ۱۰/۵درجه

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

هدف از انجام این تحقیق بررسی اثر موقعیت طولی برجک مدل زیردریایی در جهت طولی بر روی میدان جریان اطراف آن در تونل باد بوده است. در اثر اتصال برجک به بدنهٔ زیردریایی گردابهٔ نعل‌اسبی به‌وجود می‌آید. بنابراین در طول مطالعهٔ تجربی حاضر سعی شد تا با انجام آزمایش‌های مختلف گردابهٔ مورد نظر اندازه‌گیری شود و تغییرات آن در اثر جابه‌جا نمودن محل برجک بر روی بدنه مشاهده و ثبت شود. برای اندازه‌گیری‌ها از یک پراب پنج حفره استفاده شد. در طول تحقیق برای استفاده از فناوری پراب‌های چند حفره یک پراب پنج حفره ساخته و در طی فرآیند کالیبراسیون، پراب مذکور کالیبره شد. با انجام تست‌های تجربی بر روی مدل نتایجی به شرح زیر به‌دست آمد:

- با انجام تست‌های تجربی مدل زیردریایی در تونل باد و استفاده از پراب پنج حفره میدان گردابه‌ای در اطراف تعیین و بردارهای سرعت در اطراف آن قابل بررسی هستند.
- در محل گردابه، مقدار سرعت نسبت به مقدار سرعت جریان آزاد عبور کرده از روی مدل کمتر است. با حرکت در امتداد جریان و در جهت طولی گردابهٔ مذکور ضعیف‌تر می‌شود و سرعت در محل آن افزایش می‌یابد.
- با جابه‌جا نمودن برجک تغییر گردابهٔ نعل‌اسبی مشاهده شد، هرچه برجک به سمت دماغه حرکت کند، گردابهٔ مذکور در مکان مشخص بر روی بدنه ضعیف‌تر می‌گردد.
- اثر جابه‌جایی طولی برجک بر روی جریان گردابی امتداد یافته به سمت انتهای مدل با داشتن زاویهٔ حمله در مدل مشاهده شد. هرچه برجک به‌سمت جلو نصب شود جریان گردابی مذکور نیز کوچک‌تر و ضعیف‌تر می‌شود. لذا از دیدگاه نویز شرایط بهتری برای مدل زیرسطحی فراهم می‌گردد.

فهرست علائم

$C_{P\alpha}$	ضریب فشار زاویهٔ پیچ
$C_{P\beta}$	ضریب فشار زاویهٔ یاو
C_{Ptot}	ضریب فشار کل
$C_{Pstatic}$	ضریب فشار استاتیک
D	قطر مدل
L	طول کلی مدل زیردریایی
L_S	طول کلی برجک (وتر برجک)
P_S	فشار استاتیک
P_T	فشار کل
$P_{1,2,3,4,5}$	فشارهای خروجی پراب پنج حفره
$\overline{P}$	متوسط فشارهای پراب پنج حفره
R	شعاع مدل
x,y,z	محورهای مختصات قرار گرفته در انتهای برجک روی بدنهٔ زیردریایی

علائم یونانی

α	زاویهٔ پیچ
β	زاویهٔ یاو

مراجع

۱. مونسان، محمد، «اصول طراحی زیردریایی»، انتشارات دانشگاه صنعتی مالک اشتر، بهار ۱۳۸۸.

2. Simpson, R.L., "Junction flows", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 33, pp. 415- 443, (2001).

3. Liu, Z.H., Xiong, Y., Wang, Z.Z., Wang, S. and Tu, C.X., "Experimental study on effect of a new vortex control baffler and its influencing factor", China Ocean Engineering, Vol. 25, pp. 83-96, (2011).

٤. سعیدی نژاد، علی. دهقان، علی اکبر. دهقان منشادی، مجتبی. کاظمی اسفه، محمد، "بررسی تجربی ساختار گردابه‌ای روی یک مدل زیرسطحی"، مجلهٔ مهندسی مکانیک مدرس، دورهٔ ۱۳، شمارهٔ ۱۵، ص. ۹۸-۱۰۹، اسفند (۱۳۹۲).

5. Huang, T., Liu, H.L., Groves, N., Forlini, T., Blanton, J. and Gowing, S., "Measurements of flows over an axisymmetric body with various appendages in a wind tunnel: the darpa suboff experimental program", In Nineteenth Symposium on Naval Hydrodynamics, Seoul, Korea, (1992).

6. Maseland, J. and Verhaagen, N., "Experimental and numerical investigation of vortex flow over a 76/60-deg double-delta wing", Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering (1992).

7. Blomhoff, H.P., "An experimental investigation of wind turbine wakes", Msc thesis, Department of Energy and Process Engineering, Norwegian University of Science and Technology, (2002).
8. Mackay, M., and Defence, R., "The standard submarine model: a survey of static hydrodynamic experiments and semiempirical predictions", Defence R&D Canada-Atlantic, (2003).
9. Treaster, A.L. and Yocum, A.M., "The calibration and application of five-hole probes", ISA Transactions, Vol. 18, No. 3, (1979).
10. Gorski, J., "Marine vortices and their computation", NSWC, Carderock 9500 Macarthur Boulevardwest Bethesda, MD 20817-5700, USA, (2003).
11. Holmes, S., "Calculation of maneuvering forces on submarines using two viscous-flow solvers", Proceedings of ASME 29th International Conference on Ocean Engineering, June 6–11, (2010).
12. Shizawa, T., Honami, S. and Yamamoto, M., "Experimental study of horseshoe vortex at wing/body junction with attack", 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA, Reno, NV., January 15-18, 1996.
13. Wood, D.H. and Westphal, Rv., "Measurements of the flow around a lifting-wing/body junction", AIAA J. 30:6–12, (1992).

بررسی عوامل مؤثر بر ضریب نفوذ رطوبت در خشک‌شدن سرامیک رسی و تبیین مدل‌تحلیلی فرآیند*

محسن باقریان(۱) خلیل خلیلی(۲) سید یوسف احمدی بروغنی(۳)

چکیده *در این مقاله ضریب نفوذ رطوبت به‌عنوان یک پارامتر مؤثر در توصیف خشک‌شدن سرامیک رسی مورد مطالعه قرار گرفته است. متغیرهای تأثیرگذار بر ضریب نفوذ مؤثر، درجهٔ حرارت (۴۰-۶۰-۸۰ °C)، رطوبت نسبی (۳۰-۵۰-۷۰٪) و سرعت جریان هوا (۱-۲-۳ ms^{-1}) در نظر گرفته شده و اثرات آنها بر رفتار خشک‌شدن سرامیک بررسی گردیده است. در این تحقیق، آزمایش‌ها به‌صورت فاکتوریل کامل طراحی شده است و طی هر آزمایش، کاهش جرم و کاهش حجم نمونه به‌ترتیب توسط ترازو و دوربین‌های متصل به کامپیوتر، ثبت می‌شود. ضریب نفوذ مؤثر از مقایسهٔ مقدار تحلیلی معادلهٔ فیک و مقادیر تجربی و استفاده از الگوریتم تازه گسترش‌یافتهٔ کرم شب‌تاب محاسبه شد که در این الگوریتم تابع هدف، کاهش مقدار خطا بین مقادیر تحلیلی و مقادیر تجربی است. بررسی‌های آماری و آنالیز واریانس ضریب نفوذ مؤثر نشان داد که پارامترهای سرعت، دما و رطوبت محیط خشک‌کن به‌صورت مستقل از یکدیگر بر فرآیند خشک‌شدن تأثیر دارند و هم‌چنین بیشترین تأثیر بر روی ضریب نفوذ مؤثر به‌ترتیب مربوط به درجهٔ حرارت، سرعت وزش و رطوبت محیط است. مقایسهٔ نتایج این تحقیق و مطالعات سایر محققان، حاکی از ۹۷٪ تطابق و کاربردی بودن این روش در محاسبهٔ ضریب نفوذ مؤثر در فرآیندهای خشک‌شدن سرامیک است.*

واژه‌های کلیدی خشک‌شدن سرامیک، قانون فیک، ضریب نفوذ مؤثر، ترموگرافی سطح، بهینه‌سازی.

Study the Factors Affecting the Moisture Diffusion Coefficient in Drying Clay Ceramics and Explanations the Analytical Model Process

M. Bagherian K. Khalili S.Y. Ahmadi Brooghani

Abstract *In this study, effective diffusion coefficient of drying clay of ceramics drying clay ceramics have been studied. In this study, the effects of temperature (40-60-80 °C), relative humidity (30-50-70%) and air velocity (1-2-3 ms-1) on the drying behavior of clay ceramics were investigated. A full factorial design of experiments on a cubic sample was performed. In each trial mass and volume reduction using balance and camera was registered and the drying curve was plotted. Effective diffusion coefficient of moisture using drying curves were calculated using the newly developed algorithm of firefly. In this algorithm, the goal is to reduce the error between the analytical values and experimental values. Statistical analysis and analysis of variance showed that in calculation of the effective diffusion coefficient the velocity, temperature and humidity are independent of each other. The greatest impact on the effective diffusion coefficient is respectively related to the temperature, velocity and environment humidity. The comparison between this study and other studies show that 97% similarity and applicability of this method in calculating the effective diffusion coefficient of the ceramic drying processes.*

Key Words Ceramic Drying, Fick's law, the effective diffusion coefficient, surface thermography, optimization.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۷/٤ و تاریخ پذیرش آن ۹٤/۷/۲۰ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول: دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه بیرجند. M.bagherian@Birjand.ac.ir

(۲) دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بیرجند.

(۳) دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بیرجند.

مقدمه

خشک‌شدن فرآیند پیچیده‌ای است که در آن انتقال حرارت و رطوبت به‌صورت هم‌زمان رخ می‌دهد. این فرآیند تحت تأثیر پارامترهای دما، رطوبت و سرعت محیط (عوامل خارجی) و مقدار تخلخل‌ها و توزیع اندازهٔ ذرات (عوامل داخلی) است. اگرچه تغییرات خواص ماده و توزیع غیریکنواخت حرارت و رطوبت، شبیه‌سازی فرآیند را بسیار دشوار می‌کند، ولی با وجود این پیچیدگی‌ها ایجاد مدلی مطمئن برای توصیف فرآیند خشک‌شدن ضروری است. مطالعات فراوانی در زمینهٔ خشک‌شدن محصولات متخلخل انجام شده است، که هر یک مکانیزم‌های مختلفی از انتقال جرم را برای خشک‌شدن بیان نموده‌اند. براساس نظر محققان، انتقال رطوبت با مکانیزم‌های نفوذ مایع، نفوذ بخار، برون‌ریز (Effusion)، نفوذ حرارتی (Thermal Diffusion)، نیروهای منافذ مویین (Capillary Diffusion) و یا ترکیبی صورت می‌گیرد [1]. اگرچه همهٔ این مکانیزم‌ها از پایهٔ فیزیکی قوی برخوردار هستند، اما در اکثر تحقیقات، انتقال رطوبتی که به‌دلیل حرکت اتفاقی مولکول‌ها و نفوذ رطوبت رخ می‌دهد مکانیزمی غالب فرض شده است. طی این مکانیزم، انتقال رطوبت به سطح و تبخیر آن به‌دلیل وجود گرادیان رطوبت بین سطح جسم و داخل آن است که این توصیف توسط رابطهٔ فیک بیان می‌شود. بر این اساس کرانک [2] اطلاعات جامعی از مدل‌های انتقال جرم برای شکل‌های مختلف و شرایط مرزی متفاوت ارائه نموده است که در این تحقیق نیز از آن استفاده شده است [2].

ضریب نفوذ رطوبت به‌عنوان اصلی‌ترین عامل در فرآیندهای خشک‌شدن مورد استفاده قرار می‌گیرد و با محاسبهٔ این عامل می‌توان به توصیف مدل فرآیند به‌صورت ریاضی پرداخت و در راستای ایجاد محصولی سالم قدم برداشت. بر همین اساس اخیراً تعدادی از محققان بررسی‌هایی در این زمینه انجام دادند. افریمو [3] معادلهٔ نفوذ فیک را با شرایط و فرضیات خاصی برای چند نمونه مواد متخلخل حل کرد و نتایج را با داده‌های تجربی سایر محققان مقایسه نمود. آنها دریافت نمودند که افزایش درجهٔ حرارت، با افزایش ضریب نفوذ همراه است. واسیک و همکاران [4-7] چهار مدل مختلف برای توصیف فرآیند خشک‌شدن سرامیک رسی پیشنهاد داده‌اند، که در دو مدل اثرات انقباض لحاظ و در دو مدل دیگر از آن چشم‌پوشی شده است. در دو مدل اول، ضریب نفوذ به‌روش شیب از رابطهٔ ساده‌شدهٔ فیک محاسبه می‌شود و در دو مدل بعدی (که در راستای معادلات نفوذی افریمو بودند) ضریب نفوذ از مقایسهٔ مقادیر تحلیلی و تجربی به‌دست می‌آید. آنها نشان دادند که اعمال اثرات انقباض، دقیق‌تر شدن مدل ریاضی فرآیند را به‌همراه دارد که این نتیجه صرفاً با انجام هشت آزمایش به‌دست آمده است. زاگروبا و همکاران [8] با تحلیل معادلات بقا (انرژی، جرم، ممنوتوم) مطالعهٔ ارزشمندی در زمینهٔ تحلیل تنش، مقدار رطوبت محتوی و انقباض سرامیک رسی انجام داده‌اند و برای ضریب نفوذ رطوبت رابطهٔ آرنیوسی را پیشنهاد کرده‌اند. آنها با انجام پنج آزمایش پارامترهای این رابطه را تخمین زدند. چمخی و همکاران [9] ضریب نفوذ مؤثر رطوبت سه نوع مختلف گل را به‌صورت یک معادلهٔ درجه دوم برحسب رطوبت قطعه پیش‌بینی نمودند. این تحقیق با معرفی عدد فوریه و استفاده از معادله فیک صورت گرفت و اثرات درجهٔ حرارت و رطوبت محیط فقط با انجام پنج آزمایش بررسی شد و از اثرات سرعت محیط چشم‌پوشی کردند. ساندر و همکاران [10] با استفاده از شبکهٔ عصبی مقدار رطوبت و دمای نمونه نازکی از سرامیک را به‌صورت ریاضی مدل کردند. آنها دریافتند که تغییرات دمای خشک‌شدن و خاصیت‌های انتقال نمونه به‌صورت نمایی تغییر می‌کنند و مدلی نیز با نام خود به‌ثبت رساندند. آنها صرفاً اثرات دمای محیط را بر روی ضریب نفوذ مؤثر خشک‌شدن بررسی

نمودند. بولاود و محمید [11] تغییرات ضریب نفوذ مؤثر را روی مقره‌های الکتریکی با تغییر در ساختار ماده بررسی کردند. در این تحقیق آنها پی بردند که افزایش فیبر به مقره‌های سرامیکی، صرفاً تا حد مشخصی می‌تواند مقدار ضریب نفوذ را افزایش دهد و بعد از آن با افزایش فیبر، ضریب نفوذ ثابت باقی خواهد ماند.

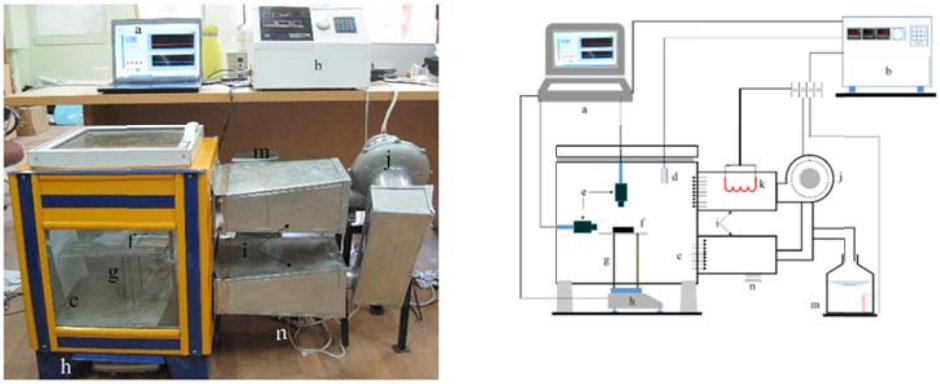
در تحقیق بخشی و همکاران [12] دو مکانیزم مختلف برای مراحل اول و دوم خشک‌شدن پیشنهاد شد. آنها دریافتند که در مرحلهٔ اول تبخیر از سطح و در مرحلهٔ دوم نفوذ رطوبت از داخل به سطح انجام می‌شود. آنها معادلهٔ فیک را با توجه به شرایط مرزی حاکم حل و مقادیر ضریب نفوذ را برای هر مرحله به‌صورت مجزا محاسبه و در نهایت با استفاده از اجزای محدود تنش و ترک‌های خشک‌شدن سیمان را در مرحلهٔ اول مطالعه کردند. خلیلی و همکاران [۱۳, ۱٤] خشک‌شدن سرامیک رسی را با استفاده از ماشین بینایی بررسی کردند. آنها اثرات ضخامت بر خشک‌کردن سرامیک رسی را مورد مطالعه قرار دادند و با اندازه‌گیری تنش تسلیم، تغییرات مدول یانگ را بررسی و در ادامه با معیار تسلیم فون میزز، رشد ترک را در حالت‌های مختلف دو و سه‌بعدی پیش‌بینی کردند [۱۵, ۱٦]. در این تحقیقات نشان داده شد که در رطوبت‌های کم به‌خاطر پایین بودن تنش تسلیم احتمال ترک نمونه بیشتر می‌شود. آنها در ادامه به مدل ریاضی انقباض قطعه پرداختند و نتایج را با مقادیر تجربی مقایسه کردند [۱۷, ۱۸].

تاکنون مطالعات محققان در زمینهٔ خشک‌شدن سرامیک و محاسبهٔ ضریب نفوذ براساس طراحی و انجام آزمایش‌ها به‌صورت فاکتوریل کامل نیست و اثر هر پارامتر و تقابل عوامل بر یکدیگر بررسی نشده است. این تحقیق با هدف محاسبهٔ ضریب نفوذ مؤثر در شرایط محیطی مختلف انجام شده‌است و در آن طراحی آزمایش‌ها به‌صورت فاکتوریل کامل صورت می‌گیرد. دما، رطوبت و سرعت محیط پارامترهای مورد بررسی هستند که هر یک در سه سطح انتخاب می‌شوند. طی هر آزمایش شرایط محیطی توسط سیستم کنترل ساخته شده، ثابت است و در هر آزمایش تغییرات دمای سطح قطعه توسط دوربین ترموگرافی ثبت می‌شود. مقدار ضریب نفوذ مؤثر از منحنی‌های خشک‌شدن و از دو روش شیب [21-19] و یا مقایسه مقادیر تحلیلی و تجربی [24-22] محاسبه می‌شود. در این تحقیق ضریب نفوذ با استفاده از روش دوم محاسبه می‌شود و هم‌چنین برای کاهش مقدار خطای مقایسه مقادیر تجربی و تحلیلی از الگوریتم بهینه‌سازی نوین کرم شب‌تاب استفاده شده است. این روش نسبت به سایر روش‌های جستجو دقیق‌تر است و تاکنون در خشک‌شدن مورد مطالعه قرار نگرفته است. بعد از محاسبه ضریب نفوذ مؤثر، تحلیل آماری و آنالیز واریانس انجام می‌شود تا اثرپذیری پارامترها مشخص شود. در ادامه با استفاده از رگرسیون معادله‌ای برای پیش‌بینی مقدار ضریب نفوذ مؤثر برحسب پارامترها ارائه شده است. با استفاده از این رابطه می‌توان مدل توصیفی فرآیند خشک شدن سرامیک رسی را بیان کرد و در راستای بهینه کردن فرآیند و تولید محصولات سرامیکی سالم گام برداشت. در انتها، نتایج این تحقیق با مقادیر ارائه شده در مطالعات سایر محققان مقایسه شده است.

مطالعات آزمایشگاهی

مواد و تجهیزات. آزمایش‌های تجربی در مرکز تحقیقات خشک‌شدن دانشگاه بیرجند انجام شد. بدین منظور خشک‌کنی مطابق شکل (۱) (راست) طراحی و سپس با همکاری تعدادی از دانشجویان برق و مکانیک این دانشگاه مانند شکل (۱) (چپ) ساخته شد. نام وکاربرد اجزای مختلف خشک‌کن به‌تفکیک به‌همراه مشخصهٔ لاتین آنها در جدول (۱) آورده شده است.

نمونهٔ سرامیک رسی بعد از تجزیه و تحلیل [۱۷] و رطوبت زدایی اولیه با عبور از مش ۲۰۰ (اندازهٔ ذرات ۷٤ میکرون‌متر)، یکنواختی اولیه برای مخلوط شدن با آب به اندازه ۲۰ ٪ (بر مبنای خشک) را پیدا کرد. برای ایجاد توزیع یکسان حرارت و رطوبت، ۲٤ ساعت بعد از ایجاد مخلوط اولیه، قالب‌گیری نمونه به‌شکل مکعب مستطیل انجام می‌شود. ابعاد داخلی محفظه خشک‌کن ۵۰۰×٤۰۰×٤۰۰mm است. هوا توسط بادزن (Blower) با سرعت مشخص از المنت حرارتی خشک ۲۰۰۰ واتی عبور کرده و گرم می‌شود. به‌منظور ایجاد هوای همگن در اطراف قطعه، یکنواخت‌کنندهٔ مکانیکی در ورودی خشک‌کن نصب شده است.

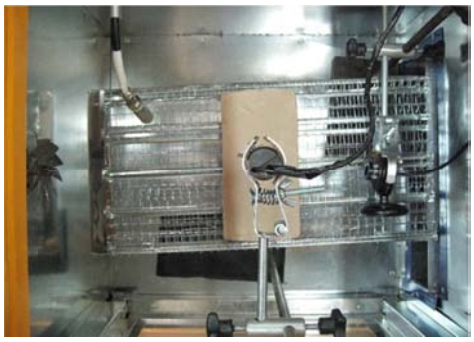


شکل ۱ دیاگرام خشک‌کن طراحی شده (سمت چپ) و خشک‌کن ساخته‌شده و تجهیزات علامت‌گذاری شده در آن (سمت راست)

جدول ۱ لیست تجهیزات مورد استفاده در خشک‌کن به همراه کاربرد آن

مشخصه	نام و ویژگی‌ها	کاربرد
a	کامپیوتر با سیستم عامل ویندوز ۸	ذخیرهٔ تصاویر دوربین‌ها، ذخیره جرم، کنترل سیستم
b	سیستم کنترل	تأمین شرایط آزمایش
c	محفظهٔ خشک‌کن	ایجاد فضایی عایق
d	سنسور دما و رطوبت با دقت ۱ °C ± و ۵٪±	بازخورد به سیستم کنترل
e	دوربین	ثبت تصاویر انقباض
f	نمونهٔ مورد آزمایش	بررسی رفتار خشک شدن
g	پایهٔ نگهدارندهٔ نمونه	انتقال کاهش وزن نمونه
h	ترازو با دقت ۰.۰۱ گرم و ظرفیت ۳۰۰۰ گرم	ثبت وزن با قابلیت اتصال به کامپیوتر
i	کانال هوا	ورود و خروج هوا
j	دمنده	ایجاد هوا با سرعت‌های مختلف
k	هیتر ۲۰۰۰ وات	گرم کردن هوا حین گردش در سیستم
m	بخارساز	تأمین رطوبت تنظیم شده
n	المان سردکننده	کاهندهٔ دما و رطوبت

مقدار رطوبت مورد نیاز محیط خشک‌کن توسط دستگاه بخور تأمین می‌گردد. شدت جریان هوا توسط دیمر و مقدار درجهٔ حرارت و رطوبت توسط سنسور SHT7x کنترل می‌شود. این سنسور هر سه ثانیه یک بار مقدار درجهٔ حرارت و رطوبت را اندازه‌گیری و به سیستم کنترل ارسال می‌کند. در صورت عدم تطابق با نقطهٔ تنظیمی دستورات لازم از سمت سیستم به اجزای مربوطه ارسال می‌شود. در کانال خروجی هوا، هیت سینکی نصب شده است و در صورتی که درجهٔ حرارت و یا رطوبت محفظه بیشتر از مقدار تنظیمی باشد، فعال می‌شود. نمونهٔ مورد مطالعه روی سینی مشبکی داخل خشک‌کن قرار می‌گیرد. این سینی توسط پایه‌هایی به ترازوی زیر محفظه متصل است. هدف از این نحوه چیدمان آن است که اولاً جریان هوا بر روی تغییرات وزن نمونه بی‌تأثیر باشد ثانیاً زیر قطعه نیز در معرض هوای گرم قرار گیرد.



شکل ۲ نمایی از قطعهٔ داخل خشک‌کن

تغییرات جرم نمونه را حین خشک‌شدن می‌توان با این ترازو کنترل کرد. ترازو با کابل R232 به کامپیوتر متصل می‌باشد و به‌گونه‌ای تنظیم شده است که هر پنج دقیقه یک‌بار وزن نمونه را ثبت می‌کند. کاهش ابعاد نمونه و رفتار انقباضی آن توسط دو دوربین کنترل می‌شود. این دوربین‌ها به کامپیوتر متصل‌اند و با نرم‌افزار لب‌ویو کنترل می‌شوند و هر پنج دقیقه یک‌بار تصاویر بالایی و جانبی قطعه را ثبت می‌کنند. خشک‌کن ساخته‌شده قابلیت ایجاد دما در محدودهٔ ۰.۱ °C ±۱۲۰-۰ رطوبت نسبی ٪۵±۹۹-۲۵ و سرعت جریان ۰.۲ m/s ±۵-۰ را دارد. شکل (۲) نمایی از داخل خشک‌کن را نشان می‌دهد.

طراحی آزمایش‌ها. در این تحقیق درجهٔ حرارت (°C ۴۰-۶۰-۸۰)، رطوبت نسبی (٪۳۰-۵۰-۷۰) و سرعت جریان هوا (ms^{-1} ۱-۲-۳) به‌عنوان متغیرهای تأثیرگذار بر ضریب نفوذ مؤثر در نظر گرفته می‌شود و اثرات آنها بر رفتار خشک‌شدن سرامیک و ضریب نفوذ بررسی شده است. در جدول (۲) سطوح مربوط به هریک به‌همراه علامت اختصاری آن آورده شده است. به‌منظور بررسی تمامی احتمالات و تعیین دقیق ضریب تأثیر هر پارامتر و تقابل آنها بر یکدیگر و فرآیند، آزمایش‌ها به‌صورت فاکتوریل کامل و مطابق جدول (۳) طراحی شد. در هر آزمایش ابتدا پارامترهای دستگاه براساس جدول (۳) تنظیم می‌شود و بعد از آن‌که خشک‌کن به مقادیر مورد نظر رسید، قطعه داخل آن قرار می‌گیرد و آزمایش شروع می‌شود. به‌محض قرار دادن قطعه داخل خشک‌کن، تغییرات جرم و تغییرات ابعادی به‌ترتیب توسط ترازو و دوربین‌های متصل به کامپیوتر ثبت می‌شود و با صفر شدن تغییرات جرم نمونه آزمایش به اتمام می‌رسد و مقدمات آزمایش بعدی فراهم خواهد شد. با توجه به اینکه طی خشک‌شدن، رطوبت با مکانیزم‌های مختلف از طریق نفوذ مایع، نفوذ بخار، برون ریز (نادسن)، نفوذ حرارتی و یا نیروهای منافذ مویین منتقل می‌شود، تاکنون توضیح دقیقی در ارتباط با خروج رطوبت بیان نشده است. طبق گفتهٔ محققان از بین مکانیزم‌های فوق، نفوذ رطوبت براساس حرکات اتفاقی مولکول‌های آب، مکانیزم غالبی در خشک‌شدن فرض شده است. طی این فرضیه رطوبت در مرحلهٔ اول خشک‌شدن بر اثر نفوذ مولکولی به سطح منتقل می‌شود و در ادامه از سطح تبخیر می‌شود. این فرض توسط پدیدآورندگان تحقیق با انجام آزمایش‌های ترموگرافی اثبات شد.

بدین منظور علاوه بر ۲۷ آزمایش فوق، آزمایش‌های دیگری نیز تحت عنوان ترموگرافی سطح، برای بررسی تغییرات درجهٔ حرارت سطح نمونه انجام شد تا با تحلیل نمودارهای حاصل از ترموگرافی و نمودارهای خشک‌شدن، مکانیزم غالب شناسایی شود.

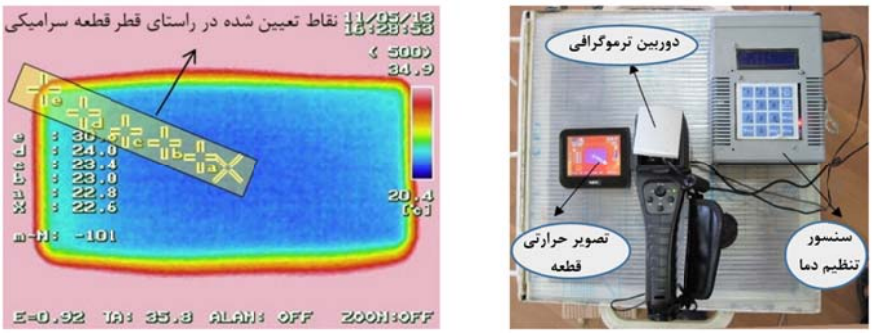
دمانگاری سطح قطعه. علاوه بر ۲۷ آزمایش فوق، آزمایش‌های تجربی دیگری نیز انجام شد. در این آزمایش‌ها فقط درجهٔ حرارت به‌عنوان پارامتر فرآیند در نظر گرفته شد. هدف از انجام این آزمایش‌ها بررسی ارتباط درجهٔ حرارت سطح قطعه و دمای محیط بود که تحت عنوان آزمایش‌های ترموگرافی انجام شد. در این آزمایش‌ها از یک دوربین حرارتی مدل ترمو تریسر جی۱۰۰ استفاده شد. برای بررسی تغییرات دمای سطح، پنج نقطه در قسمت‌های مختلف صفحه تصویر دوربین مانند شکل (۳) ایجاد گردید تا با ثبت دمای این نقاط طی بازه‌های زمانی مختلف، نمودارهای تغییر دمای سطح برحسب زمان ترسیم شوند. بدین منظور دوربین حرارتی در بالای قطعه به‌نحوی تنظیم شد که هر یک دقیقه یک‌بار عکس حرارتی بگیرد و ذخیره کند. نمونه‌هایی از تصاویر ترموگرافی در شکل (٤) نشان داده شده است. در ادامه با انتقال تصاویر از دوربین به کامپیوتر، مقادیر دمای پنج نقطه و زمان آن از تصاویر حرارتی استخراج و در یک فایل صفحه‌گسترده ثبت شد. با استفاده از این اطلاعات می‌توان نمودار ترموگرافی را ترسیم نمود. نمونه‌ای از این نمودارها در شکل (۵) نشان داده شده است که تحلیل آن در بخش بعدی ارائه شده است.

جدول ۲ پارامترها و سطوح مورد بررسی در آزمایش‌های تجربی

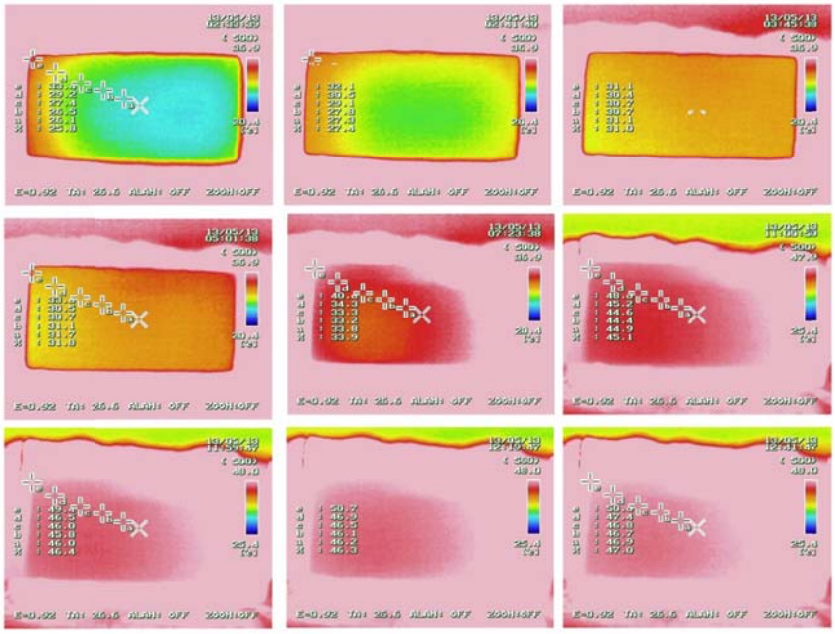
پارامتر	علامت	سطح ۱	سطح ۲	سطح ۳
رطوبت نسبی (٪)	RH	۳۰	۵۰	۷۰
دمای محیط ($^{\circ}C$)	T	٤۰	٦۰	۸۰
سرعت محیط (ms^{-1})	V	۱	۲	۳

جدول ۳ طراحی آزمایش‌ها

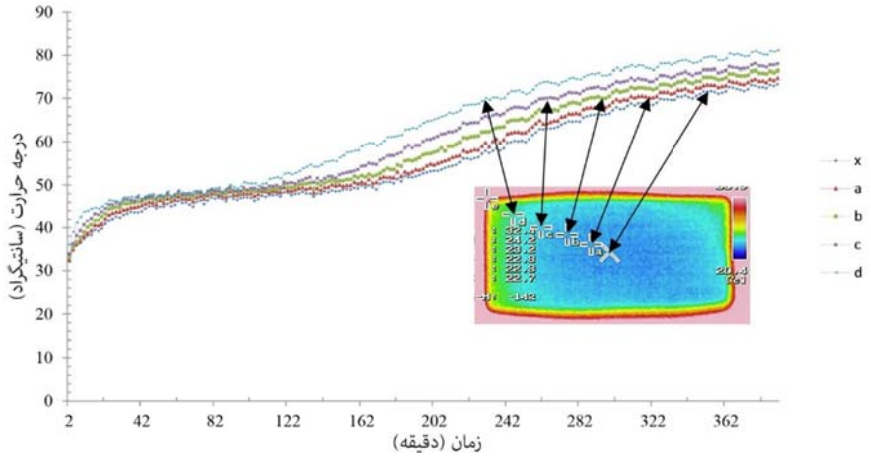
شمارهٔ آزمایش	مقدار پارامتر			شمارهٔ آزمایش	مقدار پارامتر			شمارهٔ آزمایش	مقدار پارامتر		
	T	RH	V		T	RH	V		T	RH	V
۱	٤۰	۳۰	۱	۱۰	٦۰	۳۰	۱	۱۹	۸۰	۳۰	۱
۲	٤۰	۳۰	۲	۱۱	٦۰	۳۰	۲	۲۰	۸۰	۳۰	۲
۳	٤۰	۳۰	۳	۱۲	٦۰	۳۰	۳	۲۱	۸۰	۳۰	۳
٤	٤۰	۵۰	۱	۱۳	٦۰	۵۰	۱	۲۲	۸۰	۵۰	۱
۵	٤۰	۵۰	۲	۱٤	٦۰	۵۰	۲	۲۳	۸۰	۵۰	۲
٦	٤۰	۵۰	۳	۱۵	٦۰	۵۰	۳	۲٤	۸۰	۵۰	۳
۷	٤۰	۷۰	۱	۱٦	٦۰	۷۰	۱	۲۵	۸۰	۷۰	۱
۸	٤۰	۷۰	۲	۱۷	٦۰	۷۰	۲	۲٦	۸۰	۷۰	۲
۹	٤۰	۷۰	۳	۱۸	٦۰	۷۰	۳	۲۷	۸۰	۷۰	۳



شکل ۳ نمایش دوربین ترموگرافی بر روی خشک‌کن (راست)، تصویر حرارتی دوربین (چپ)



شکل ٤ ترموگرافی سطح در ۵۰ درجهٔ سانتی‌گراد



شکل ۵ ترسیم نمودار تغییرات دمای سطح با استفاده از ترموگرافی در محیط ۷۵ درجه

محاسبهٔ ضریب نفوذ مؤثر

توصیف انتقال رطوبت از داخل نمونه به سطح آن و سپس تبخیر از سطح به‌دلیل وجود گرادیان رطوبت بین سطح جسم و داخل آن است و توسط رابطهٔ فیک بیان می‌گردد. چنان‌چه ضریب نفوذ متغیر فرض شود از رابطه فیک (۱) و در صورت ثابت فرض شدن ضریب نفوذ از رابطه فیک (۲) برای توصیف رفتار خشک‌شدن استفاده می‌شود. در این تحقیق ضریب نفوذ متغیر در نظر گرفته شده است و نحوهٔ تغییرات آن از منحنی‌های خشک‌شدن تجربی به روش‌های مختلف محاسبه می‌شود [5].

$$\frac{\partial M}{\partial t} = Div(Dgrad\ M) \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial M}{\partial t} = D(\frac{\partial^2 M}{\partial x^2}) \qquad (۲)$$

محققان به‌منظور افزایش دقت مدل، به‌جای استفاده از ضریب نفوذ (D)، از عامل ضریب نفوذ مؤثر (D_{eff}) استفاده می‌کنند [6 , 7, 23-26]. در این ضریب خواص مولکولی، نفوذ نادسن، حرکت مویینگی، نفوذ بخار و نیز مکانیزم‌های جریان هیدرولیکی گنجانیده شده است. یعنی همهٔ مکانیزم‌ها و نیروهای لازم برای انتقال رطوبت با یکدیگر ترکیب شده‌اند که تحت عنوان ضریب نفوذ مؤثر معرفی می‌گردد و رابطهٔ (۱) به‌صورت رابطهٔ (۳) حاصل می‌شود:

$$\frac{\partial M}{\partial t} = \nabla(D_{eff}\nabla M) \qquad (۳)$$

کرانک معادلهٔ فیک رابطهٔ (۳) را برای مسائل یک‌بعدی به‌صورت رابطه (٤) حل نموده است [2]:

$$MR = \frac{M-M_e}{M_0-M_e} = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{8}{(2n-1)\pi^2} \exp(\frac{-D_{eff}(2n-1)^2\pi^2 t}{(2L)^2}) \qquad (٤)$$

در این رابطه MR نسبت رطوبت (Moisture Ratio) است و از مقادیر تجربی حاصل می‌شود [3]. مقدار MR در شروع فرآیند یک و با کاهش رطوبت مقدار آن به صفر می‌رسد. رابطهٔ (٤) در اکثر مطالعات محققان در خشک‌شدن محصولات سرامیکی و غیرسرامیکی استفاده شده است و تاکنون مبنای محاسبات ضریب نفوذ مؤثر این رابطه است، اما روش‌های استخراج ضریب نفوذ از این رابطه متفاوت است. برخی محققان [19-21] با انتخاب زمان طولانی، سمت راست سری رابطهٔ (٤) را به‌صورت رابطهٔ (٥) همگرا کردند:

$$MR = \frac{M-M_e}{M_0-M_e} = \frac{8}{\pi^2}\exp\left(\frac{-D_{eff}\pi^2 t}{(2L)^2}\right) \qquad (٥)$$

آنها با معرفی پارامتر ثابت c به‌صورت رابطهٔ (٦)، مقدارMR را برحسب زمان تخمین زدند و ضریب نفوذ را محاسبه نمودند (رابطهٔ ۷).

$$c = \frac{D_{eff}\pi^2}{(2L)^2} \qquad (٦)$$

$$MR = \frac{M-M_e}{M_0-M_e} = \mathcal{R}\exp(-ct) \qquad (۷)$$

این روش محاسبه به نام روش شیب معروف است و از آنجا که برای هر آزمایش یک مقدار برای ضریب نفوذ مؤثر حاصل می‌شود روش دقیقی نیست. در این مطالعه از روش دیگر محاسبهٔ ضریب نفوذ استفاده شده است که برخلاف روش قبلی در هر زمان t یک مقدار برای ضریب نفوذ حاصل می‌شود. در این روش ابتدا با انتخاب ضریب نفوذ اولیهٔ D_0 مقادیر MR با استفاده از رابطهٔ (٤) محاسبه و در ادامه با MR تجربی مقایسه می‌شود. مقدار خطای MR تحلیلی و تجربی به‌صورت رابطهٔ (۸) است.

$$\chi^2 = \sum_{i=0}^{i=n}(MR_{analitical} - MR_{exprimental})^2 \qquad (۸)$$

مقادیر ضریب نفوذ مؤثر بهینه با هدف کاهش خطا توسط الگوریتم کرم شب‌تاب برای هر زمان محاسبه خواهد شد. به‌منظور افزایش دقت در محاسبات، اثرات انقباض نیز در رابطهٔ (٤) توسط معرفی L_t به‌جای L اعمال گردید و مقدار طول هر لحظهٔ قطعه با استفاده از پردازش تصویر محاسبه و مقدار آن در رابطهٔ (٤) قرار داده شد.

الگوریتم کرم شب‌تاب. از آن‌جا که ضریب نفوذ مؤثر به‌صورت غیرخطی تغییر می‌کند، بنابراین برای یافتن جواب‌های بهینه به الگوریتم‌های بهینه‌سازی مؤثر و کارا نیاز است. در این تحقیق محاسبهٔ مقادیر ضریب نفوذ بهینه توسط الگوریتم تازه گسترش‌یافتهٔ کرم شب‌تاب انجام می‌شود که در آن تابع هدف به‌صورت رابطهٔ (۸) تعریف شده است.

این الگوریتم بر مبنای هوش جمعی و الهام گرفته از طبیعت کرم شب‌تاب در نحوهٔ ساطع کردن نور خود به‌دست آمده است و هدف اولیهٔ کرم شب‌تاب از ساطع کردن نور به مانند یک سیستم علامت‌دهی برای جذب کرم‌های شب‌تاب دیگر است که نخستین بار توسط یانگ در سال ۲۰۰۸ براساس فرضیه‌های زیر ارائه گردید [27]:

الف- کرم‌های شب‌تاب فاقد جنسیت می‌باشند، بنابراین یک کرم شب‌تاب می‌تواند توسط تمامی کرم‌های شب‌تاب دیگر جذب شود.

ب- جذابیت متناسب با نور کرم است و برای هر دو کرم شب‌تاب، کرم با نور کمتر جذب کرم با نور بیشتر می‌شود (به سمت آن حرکت می‌کند)، با افزایش مسافت کاهش نور کرم شب‌تاب نیز در نظر گرفته می‌شود.

ج- اگر هیچ کرم شب‌تاب نورانی‌تری نباشد، کرم شب‌تاب به‌صورت تصادفی حرکت خواهد کرد.

د- روشنایی باید با تابع هدف در ارتباط باشد.

جذابیت یک کرم شب‌تاب براساس درخشندگی یا شدت نوری تعیین می‌شود که از تابع هدف به‌دست آمده است. در ساده‌ترین حالت برای مسائل بهینه‌سازی که در آن مقدار بیشینهٔ تابع هدف به‌دست می‌آید، بیشینهٔ روشنایی "I" یک کرم شب‌تاب در مکان منحصر به فرد X می‌تواند مقدار روشنایی با تابع هدف متناسب شود ($I(x) \propto f(x)$). با این حال جذابیت، "β" کاملاً نسبی است و باید در چشمان ناظر دیده شود و یا توسط کرم‌های شب‌تاب دیگر قضاوت شود. بنابراین، جذابیت با مسافت r_{ij} بین کرم شب‌تاب i و کرم شب‌تاب j تغییر می‌کند. شدت نور با افزایش فاصله از منبع‌اش کاهش می‌یابد، و نور در محیط نیز جذب می‌شود بنابراین باید اجازه داده شود جذابیت با درجهٔ جذب تغییر کند [28].

در ساده‌ترین حالت شدت نور $I(r)$ با مسافت r به‌طور پیوسته و نمایی تغییر می‌کند. بیان ریاضی تغییرات شدت نور در رابطهٔ (۹) آمده است [28].

$$I = I_0 e^{-\gamma r} \qquad (۹)$$

I_0 شدت نور اولیه و γ ضریب جذب نور است. میزان جذب کرم شب‌تاب با شدت نوری که از کرم‌های شب‌تاب اطراف ساطع می‌شود متناسب است. اکنون می‌توان مقدار جذابیت یک کرم شب‌تاب β را طبق رابطهٔ (۱۰) تعریف نمود [28].

$$\beta = \beta_0 e^{-\gamma r^2} \qquad (۱۰)$$

شبه کد الگوریتم کرم شب‌تاب که در آن β_0 مقدار جذابیت در مسافت صفر است در شکل (٦) نمایش داده شده است.

Firefly Algorithm

Objective function $f(\mathbf{x}), \quad \mathbf{x} = (x_1, ..., x_d)^T$
Initialize a population of fireflies $\mathbf{x}_i$ $(i = 1, 2, ..., n)$
Define light absorption coefficient γ
while (t <MaxGeneration)
for $i = 1 : n$ all n fireflies
  for $j = 1 : i$ all n fireflies
    Light intensity I_i at $\mathbf{x}_i$ is determined by $f(\mathbf{x}_i)$
    if ($I_j > I_i$)
    Move firefly i towards j in all d dimensions
    end if
    Attractiveness varies with distance r via $\exp[-\gamma r]$
    Evaluate new solutions and update light intensity
  end for j
end for i
Rank the fireflies and find the current best
end while
Postprocess results and visualization

شکل ٦ شبه کد الگوریتم کرم شب‌تاب [29]

فرآیند بهینه‌سازی این الگوریتم از تغییرات شدت نور و جذابیت استفاده می‌نماید. فاصلهٔ بین هر دو کرم شب‌تاب i و j در X_i و X_j را می‌توان از مختصات کارتزین طبق رابطهٔ (۱۱) به‌دست آورد.

$$r_{ij} = \|X_i - X_j\| = \sqrt{\sum_{k=1}^{n}(X_{i,k} - X_{j,k})^2} \qquad (۱۱)$$

$X_{i,k}$ جزء k از کرم شب‌تاب i

در این الگوریتم کرم‌های شب‌تاب به‌سمت کرم‌های با جذابیت بیشتر حرکت می‌کنند. در هر مرحله میزان جابه‌جایی کرم جذب‌شدهٔ i به سوی کرم شب‌تاب جذابتر (روشن تر) j توسط رابطهٔ (۱۲) تعیین می‌شود [28].

$$x_i = x_i + \beta_0 e^{-\gamma r_{ij}^2}(x_i - x_j) + \alpha\varepsilon_i \qquad (۱۲)$$

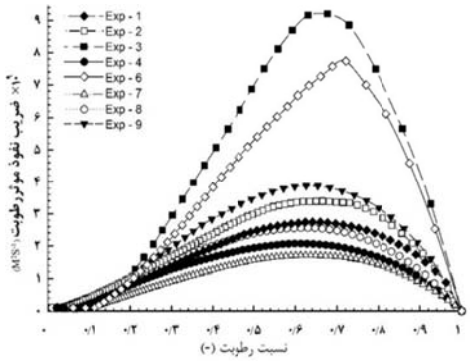
قسمت دوم رابطه با جذب در ارتباط است، در حالی‌که قسمت سوم تصادفی است که با بردار تصادفی ε_i تغییر می‌کند که از توزیع نرمال تبعیت می‌کند. در اکثر کاربردها می‌توان مقادیر γ=1، β_0=1 و $\alpha \in [0,1]$ را در نظر گرفت. پارامتر γ تغییر جذابیت را مشخص می‌کند، و مقدار آن مشخص کنندهٔ تعیین سرعت هم‌گرایی و چگونگی رفتار الگوریتم کرم شب‌تاب است. در تئوری $\gamma \in [0, \infty)$ اما در عمل $\gamma = 0$ یا 1 توسط سیستمی که باید بهینه شود تعیین می‌شود. در نهایت زمانی‌که $\gamma = 0$، جذابیت ثابت است و $\beta = \beta_0$. در واقع مانند این است که گفته شود شدت نور در یک فضای ایده‌آل کاهش نمی‌یابد. بنابراین یک کرم شب‌تاب روشن می‌تواند در هر جایی از ناحیهٔ دامنه دیده شود. بنابراین یک نقطهٔ بهینه (معمولاً بهینهٔ عمومی) می‌تواند به‌راحتی قابل دسترس شود که مطابق با یک حالت خاص الگوریتم پرواز پرندگان است [27].

بحث و نتایج

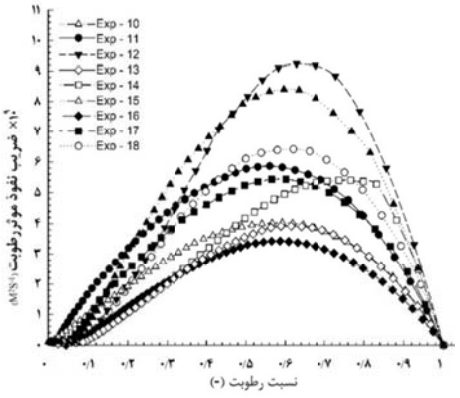
ضریب نفوذ مؤثر سرامیک رسی طی خشک‌شدن از تسبت‌های رطوبت MR آزمایش‌های تجربی در شرایط مختلف و با استفاده از الگوریتم کرم شب‌تاب محاسبه گردید. نمودار تغییرات ضریب نفوذ در طی کاهش MR برای این آزمایش‌ها در شکل‌های (۹-۷) آمده است. از این نمودارها و سایر داده‌های تجربی می‌توان در راستای تحلیل فرآیند استفاده نمود. در این نمودارها مشخص است که در ابتدای فرآیند، مقدار ضریب نفوذ

مؤثر تقریباً صفر است. این مرحله، مرحلهٔ پیش‌گرم (Preheating) قطعه است. سرعت خشک‌شدن و ضریب نفوذ در مرحلهٔ گرم‌شدن ناچیز و قابل چشم‌پوشی است به‌همین خاطر حجم اندکی از رطوبت قطعه تبخیر می‌شود و مقدار انقباض گزارش‌شده نیز ناچیز است.

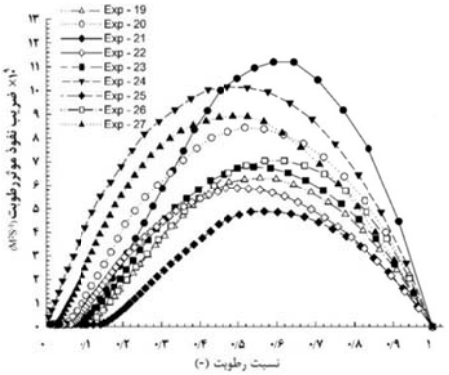
در این مرحله، سطح ماده از دمای اولیهٔ خود تا رسیدن به دمای حباب تر گرم می‌شود. در شکل (۱۰) که تغییرات دمای سطح قطعه آورده شده است نیز می‌توان طول مرحلهٔ گرم شدن اولیهٔ قطعه را دید (نقطهٔ A). ضریب نفوذ بعد گذر از مرحلهٔ گرم شدن اولیه، با کاهش MR به‌صورت خطی افزایش می‌یابد تا این‌که در یک MR مشخص به بیشترین مقدار خود می‌رسد. این دوره، به‌عنوان مرحلهٔ سرعت ثابت خشک‌شدن تلقی می‌شود. در این مرحله سطح ماده به‌صورت پیوسته با لایه‌ای از آب پوشیده می‌شود و با تبخیر رطوبت از سطح، رطوبت داخلی قطعه جایگزین رطوبت تبخیر شده از سطح می‌شود و بدین ترتیب سطح قطعه همواره اشباع نگه داشته می‌شود. به‌همین دلیل درجهٔ حرارت سطح قطعه در این مرحله ثابت و برابر مقدار درجهٔ حباب تر محیط است (فاصله A تا B در شکل ۱۰). محققان این مرحله را مانند تبخیر آب از یک ظرف پرآب فرض کرده‌اند [12].



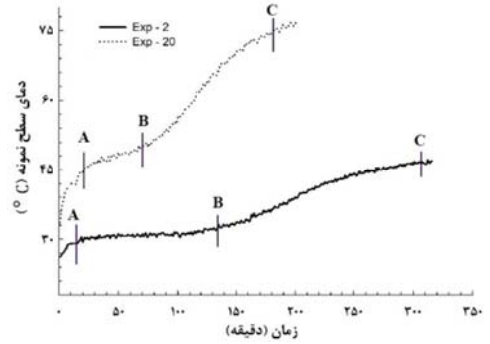
شکل ۷ تغییرات ضریب نفوذ مؤثر رطوبت در برابر نسبت رطوبت برای آزمایش ۱ تا ۹



شکل ۸ تغییرات ضریب نفوذ مؤثر رطوبت در برابر نسبت رطوبت برای آزمایش ۱۰ تا ۱۸

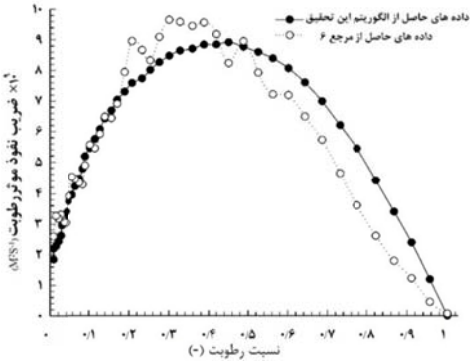


شکل ۹ تغییرات ضریب نفوذ مؤثر رطوبت در برابر نسبت رطوبت برای آزمایش ۱۹ تا ۲۷



شکل ۱۰ نمودار ترموگرافی سطح خشک شدن سرامیک رسی

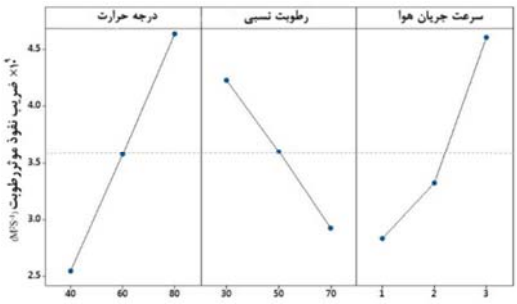
به‌دلیل پدیدهٔ مویینگی مرحلهٔ اول همواره با انقباض همراه است [30] و ثابت شده است که تغییر حجم ماده برابر با حجم رطوبت تبخیرشده از سطح ماده است. در انتهای این مرحله فشار مویینگی به حداکثر مقدار خود می‌رسد و احتمال ایجاد ترک در این نقطه زیاد است [31]. علاوه بر آن افزایش سرعت خروج بخار آب از میان ساختار متخلخل بر اثر افزایش درجهٔ حرارت نیز باعث ترک قطعه می‌شود. جایگزینی آب تبخیر شده با آب داخل قطعه در مرحلهٔ اول توسط چند مکانیزم مختلف توصیف می‌شود [6]. اشباع ماندن منافذ مویین و اختلاف پتانسیل مویینگی، انتقال رطوبت به‌صورت مایع و کاهش MR را به‌همراه دارد. با پیشرفت فرآیند مقدار MR هم‌چنان کمتر شده و دمای سطح قطعه نیز به‌تدریج بالا می‌رود. در این مرحله دیگر سطح قطعه کاملاً اشباع نیست و مقداری سطوح خشک روی سطح قطعه نمایان می‌شود (نقطهٔ B). این نقطه به‌عنوان نقطهٔ بحرانی بالایی تلقی می‌شود که نمایانگر شروع انتقال رطوبت از حالت بندی (funicular) به حالت آونگی (pendular) است. رسیدن به این نقطه به عواملی نظیر نرخ خشک‌شدن، ضخامت نمونه، درجهٔ حرارت محیط و رطوبت آن وابسته است. در این مرحله درجهٔ حرارت محیط و خواص سرامیک تأثیر زیادی بر خروج و انتقال رطوبت باقی‌مانده از قطعه دارند. در حالت بندی بین رطوبت نمونه پیوستگی مایع وجود دارد و حرکت مایع به طرف سطح خارجی ماده، از طریق مویینگی صورت می‌گیرد. هنگامی‌که آب به‌سمت سطح خارجی ماده حرکت می‌کند پیوستگی مایع در سوراخ‌های ماده از بین می‌رود و هوا به داخل این سوراخ ها مکیده می‌شود و حالت دوم یعنی حالت آونگی را به‌وجود می‌آورد. در این صورت انتقال رطوبت از سوراخ‌های مویین فقط به‌صورت موضعی امکان‌پذیر است و مقدار ضریب نفوذ با کاهش MR، کاهش می‌یابد. با پیشرفت فرآیند مقدار سطوح تر از سطح قطعه کاملاً از بین می‌رود و حباب‌های گازی باعث عدم پیوستگی رطوبت در منافذ خواهد شد. نقطهٔ C که نقطهٔ رطوبت بحرانی پایینی نامیده می‌شود، مشخص‌کنندهٔ انتهای انتقال از حالت بندی به آونگی است و همزمان با آن خشک‌شدن متوقف می‌شود و ضریب نفوذ رطوبت به‌سمت صفر میل می‌کند. برای تأیید نتایج این تحقیق، از داده‌های موجود در مرجع [6] استفاده شده است. بدین منظور ابتدا با استفاده از نرم‌افزار تحلیل نمودار از روی تصویر، داده‌های MR و ضریب نفوذ از تصاویر موجود در مطالعهٔ مرجع [6] استخراج شد و در ادامه با استفاده از آنها مقادیر ضریب نفوذ به‌روش الگوریتم کرم شب‌تاب محاسبه شد که مقایسهٔ این دو مقدار در شکل (۱۱) آمده است. بدین علت که از تغییرات انقباض قطعهٔ مرجع [6] طی خشک‌شدن آن، اطلاعی در دست‌رس نبود، در مرحلهٔ اول خشک‌شدن بین دو روش تطابق ۱۰۰ ٪ اتفاق نیفتاد. اما در مقابل در مرحلهٔ دوم خشک‌شدن که انقباض بی‌تأثیر است، انطباق مقادیر ضریب نفوذ دو روش در حد قابل قبول گزارش شد.



شکل ۱۱ مقایسه تحقیق جاری و مرجع [6]

به‌منظور تعیین اثرگذاری هر پارامتر بر ضریب نفوذ مؤثر، تحلیل‌های آماری نیز به‌کمک نرم‌افزار مینی‌تب انجام شد. در شکل (۱۲) نمودار اثرگذاری سه پارامتر بر ضریب نفوذ مؤثر آمده است و از آن می‌توان

درک نمود که درجهٔ حرارت و سرعت جریان هوا رابطهٔ مستقیم و رطوبت نسبی رابطهٔ معکوس با ضریب نفوذ دارند. از شیب هر نمودار در این شکل می‌توان دریافت که بیشترین تأثیر بر ضریب نفوذ مؤثر را به‌ترتیب دمای محیط، سرعت جریان هوا و رطوبت نسبی محیط به خود اختصاص داده‌اند.



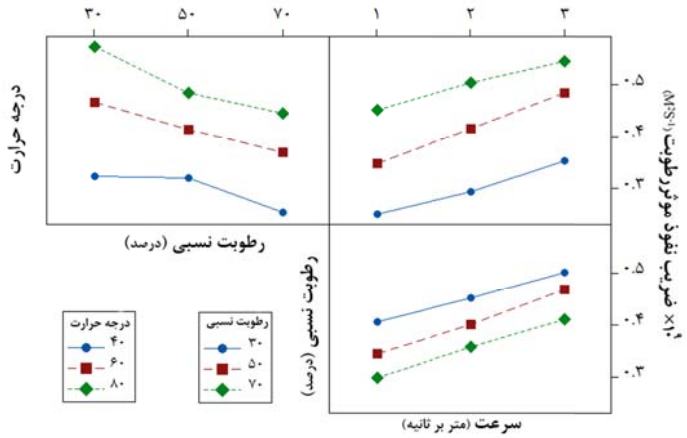
شکل ۱۲ نمودار اثرگذاری پارامترهای خشک‌کن بر سرعت خشک‌شدن قطعه

لازم به ذکر است که در تحلیل اثرگذاری، میانگین ضریب نفوذ مؤثر هر آزمایش لحاظ گردید که مقادیر آنها برای هر آزمایش در جدول (٤) آمده است. در جدول (٤) بیشترین مقدار ضریب نفوذ و سرعت تبخیر متعلق به آزمایش ۲۱ و کمترین مقدار متعلق به آزمایش ۷ است.

با توجه به اهمیت ضریب نفوذ در مدل‌سازی فرآیند خشک‌شدن ایجاد رابطهٔ تجربی بین ضریب نفوذ مؤثر و پارامترهای خشک‌شدن ضروری است؛ تا بتوان این پارامتر را در شرایط مختلف محیطی بدون انجام آزمایش‌ها پیش‌بینی نمود. این رابطه با استفاده از تحلیل رگرسیون غیرخطی و آنالیز واریانس قابل انجام است. بدین جهت ابتدا تحلیل اثرگذاری پارامترها بر یکدیگر انجام شد تا مشخص شود آیا پارامترها به‌صورت مستقل یا وابسته از یکدیگر عمل می‌کنند. در شکل (۱۳) این تحلیل انجام شد و با توجه به موازی بودن خطوط در شرایط مختلف می‌توان استنباط نمود که پارامترهای مورد بررسی هیچ تقابلی بر یکدیگر ندارند و مستقل از هم عمل می‌کنند.

جدول ٤ متوسط ضریب نفوذ مؤثر و سرعت خشک‌شدن برای ۲۷ آزمایش

شمارهٔ آزمایش	نرخ خشک‌شدن gr/min	ضریب نفوذ $(m^2/s)\times10^{-9}$	شمارهٔ آزمایش	نرخ خشک شدن gr/min	ضریب نفوذ $(m^2/s)\times10^{-9}$	شمارهٔ آزمایش	نرخ خشک‌شدن gr/min	ضریب نفوذ $(m^2/s)\times10^{-9}$
۱	۰/۰٤۱۳	۲/۰۸۳۲	۱۰	۰/۰۸۰۰	۳/۳۱۱۸	۱۹	۰/۱۰۱۷	٤/٤٤٥٥
۲	۰/۰٦۹۷	۲/٤۱۰۸	۱۱	۰/۰۹٤٤	۳/۸۳٥۰	۲۰	۰/۱۲٤۸	٥/٤۱۰٤
۳	۰/۰۸٦۷	٤/٤۸٥٦	۱۲	۰/۱۰٦	٥/٥۹۹۷	۲۱	۰/۱۳۳۳	٦/٥۳۸٤
٤	۰/۰۳۷۱	۱/٦۲۲۱	۱۳	۰/۰٦۹۷	۲/۸۰۱۸	۲۲	۰/۰۹۷۷	٤/۳۲۱٦
٥	۰/۰٤٦۰	۱/۹۹۱۸	۱٤	۰/۰۸۹٤	۳/۸۳۲٥	۲۳	۰/۱۰۷۳	٤/۳٦۲۲
٦	۰/۰٦۷۲	٤/۰۷۷٤	۱٥	۰/۰۹۱۹	٤/۳٥۲٥	۲٤	۰/۱۲٥۸	٥/۲۷۳۳
۷	۰/۰۳٦٦	۱/۳۸۹٤	۱٦	۰/۰٦۰۷	۲/۲۸۸۹	۲٥	۰/۰۹۲٤	۳/۲۰۰٤
۸	۰/۰٤٥۱	۱/۹۸۳۲	۱۷	۰/۰٦۷۱	۲/۳۷۸۷	۲٦	۰/۰۹۹۱	۲/٦٦٥۲
۹	۰/۰٤٥٦	۲/۸۲٦۷	۱۸	۰/۰۸٦۳	۳/۷٤۸٤	۲۷	۰/۱۱۲٥	٤/٥۸۰۸



شکل ۱۳ نمودار تقابل پارامترها بر یکدیگر برای ضریب نفوذ

به همین دلیل رابطهٔ رگرسیونی میانگین ضریب نفوذ مؤثر صرفاً برحسب سه پارامتر مستقل دمای محیط، سرعت جریان هوا و رطوبت نسبی به‌صورت رابطهٔ (۱۳) ایجاد می‌شود.

$$D_{eff} \times 10^9 = 0.05479\,T - 0.03101\,RH + 0.9194\,V \qquad (۱۳)$$

در این رابطه T، RH و V به‌ترتیب درجهٔ حرارت محیط، رطوبت نسبی و سرعت جریان هوا هستند. با استفاده از رابطهٔ (۱۳) می‌توان تخمینی از ضریب نفوذ مؤثر رطوبت برحسب پارامترهای خشک‌شدن در راستای مدل‌سازی فرآیند داشت.

نتیجه‌گیری

در این تحقیق اثرات متغیرهای خشک‌شدن شامل درجهٔ حرارت محیط، رطوبت نسبی محیط و سرعت وزش هوا (هر یک در سه سطح) بر ضریب نفوذ مؤثر یک قطعه سرامیک رسی بررسی شده است. برای متغیرهای فوق، آزمایش‌ها به‌صورت فاکتوریل کامل طراحی و در آزمایشگاه خشک‌شدن دانشگاه بیرجند انجام شد. هدف از این آزمایش‌ها محاسبهٔ نسبت رطوبت بود که برای هر آزمایش از وزن کردن نمونه در بازه‌های پنج‌دقیقه‌ای به‌دست آمد. طبق مطالعات تجربی دیگری که توسط ترموگرافی سطح انجام شد، صحت مدل نفوذ فیک برای خشک‌شدن قطعات مکعبی سرامیکی بررسی شد. با مقایسهٔ نسبت رطوبت به‌دست آمده بین روش تجربی و رابطهٔ تحلیلی و هم‌چنین کمینه نمودن مجموع مربعات خطا، ضریب نفوذ مؤثر رطوبت با استفاده از الگوریتم کرم شب‌تاب محاسبه شد. در این تحقیق توصیف انتقال رطوبت با مکانیزم نفوذ و توسط قانون دوم فیک بیان گردید.

تحلیل‌های آماری میانگین ضریب نفوذ مؤثر نشان داد که پارامترهای دما، سرعت و رطوبت محیط به‌صورت مستقل عمل می‌کنند و به یکدیگر وابسته نیستند و ضریب نفوذ مؤثر رطوبت با دما و سرعت محیط رابطه مستقیم و با رطوبت محیط رابطهٔ معکوس دارد. در این تحقیق مشخص شد که بیشترین اثرگذاری بر ضریب نفوذ را به‌ترتیب دما، سرعت و رطوبت نسبی به خود اختصاص داده است. در نهایت، معادله‌ای جهت تخمین ضریب نفوذ برحسب پارامترهای خشک‌شدن پیشنهاد شد چرا که با داشتن مقدار ضریب نفوذ مؤثر می‌توان خشک‌شدن سرامیک را به‌صورت ریاضی مدل نمود و در راستای بهینه نمودن پارامترها و رسیدن به محصولی سالم گام برداشت.

مراجع

1. Kowalski, S.J., "Thermomechanics of drying processes", Vol. 8, *Springer Science & Business*, (2012).
2. Crank, J., "*The Mathematics of Diffusion*", ed: Oxford, UK, pp. 296-340, (1975).
3. Efremov, G.I., "Drying kinetics derived from diffusion equation with flux-type boundary conditions", *Drying Technology*, Vol. 20, pp. 66–55, (2002).
4. Vasic, Z.M., Radojevic,R.M., Arsenovic M.V. and Grbavcic, Z.B., "Determination of the effective diffusion coefficient", *Revista Romana de Material*, Vol. 41, pp.175-169, (2011).
5. Vasić, M., Grbavčić, Ž. and Radojević , Z., "*Methods of determination for effective diffusion coefficient during convective drying of clay products*", pp. 295-309, (2012).
6. Vasić, M. Grbavčić, Ž. and Radojević, Z., "Analysis of Moisture Transfer During the Drying of Clay Tiles with Particular Reference to an Estimation of the Time-Dependent Effective Diffusivity", *Drying Technology*, Vol. 32, pp. 829-840, (2014).
7. Vasić, M. Grbavčić, Ž. and Radojević, Z., "Determination of the moisture diffusivity coefficient and mathematical modeling of drying", *Chemical Engineering and Processing: Process Intensification*, Vol. 76, pp. 33-44, (2014).
8. Zagrouba, F., Mihoubi, D. and Bellagi,A., "Drying of clay. II Rheological modelisation and simulation of physical phenomena," *Drying technology*, Vol. 20, pp. 1895-1917, (2002).
9. Chemkhi, S. and Zagrouba, F., "Water diffusion coefficient in clay material from drying data", *Desalination*, Vol. 185, pp. 491-498, (2005).
10. Sander, A. Skansi, D. and Bolf, N., "Heat and mass transfer models in convection drying of clay slabs," *Ceramics international*, Vol. 29, pp. 641-653, (2003).
11. Boulaoued, I. and Mhimid, A., "Determination of the diffusion coefficient of new insulators composed of vegetable fibers," *Thermal Science*, Vol. 16, pp. 987-995, (2012).
12. Bakhshi, M. Mobasher, B. and Soranakom, C., "Moisture loss characteristics of cement-based materials under early-age drying and shrinkage conditions," *Construction and Building Materials*, Vol. 30, pp. 413-425, (2012).

۱۳. خلیلی، خلیل، باقریان، محسن، احمدی بروغنی، سید یوسف، "شبیه سازی خشک شدن سرامیک ها به کمک اجزاء محدود و مقایسه با آزمایشات تجربی"، *فصلنامه سرامیک ایران*، ۳۹-۵۳، (۱۳۹۳).

۱٤. خلیلی، خلیل، احمدی بروغنی، سید یوسف، باقریان، محسن، "مدل سازی فرآیند خشک شدن مخلوط اشباع خاک رس و انقباض قطعه در طی فرآیند"، *علم و مهندسی سرامیک*، جلد ۳، شماره ۱، ٦٥-۸۰، (۱۳۹۳).

۱۵. خلیلی، خلیل، حیدری، " محسن، مدلسازی عددی انقباض یک قطعه سرامیکی در فرآیند خشک شدن"، *مهندسی مکانیک مدرس*، دوره ۱۲، شماره ۳، ۵۸-۷۱، (۱۳۹۱).

۱٦. خلیلی، خلیل، حیدری، محسن، "بررسی تاثیر ضخامت جسم بر امکان وقوع ترک در فرآیند خشک شدن"، *مهندسی مکانیک مدرس*، دوره ۱۲، شماره ۳، ۱۰۳-۱۱٦، (۱۳۹۱).

۱۷. خلیلی، خلیل، احمدی بروغنی، سید یوسف، باقریان، محسن، "مطالعه آزمایشگاهی و عددی فرایند خشک شدن سرامیک ها و ایجاد ترک در آنها"، *مکانیک سازه ها و شاره ها*، دوره ٤، ۱۱۹- ۱۲۹، (۱۳۹۳).

18. Khalili, K. , Bagherian, M. and Khisheh, S., "Numerical Simulation of Drying Ceramic Using Finite Element and Machine Vision," *Procedia Technology*, Vol. 12, pp. 388-393, (2014).

19. Batista, L. M. da Rosa, C. A., Pinto,L. A., "Diffusive model with variable effective diffusivity considering shrinkage in thin layer drying of chitosan," *Journal of Food Engineering*, Vol. 81, pp. 127-132, (2007).
20. Hamdami, N., Monteau, J.-Y., Le Bail, A., "Transport properties of a high porosity model food at above and sub-freezing temperatures. Part 2: Evaluation of the effective moisture diffusivity from drying data," *Journal of food engineering*, Vol. 62, pp. 385-392, (2004).
21. Pinto, L., Tobinaga, S., "Diffusive model with shrinkage in the thin-layer drying of fish muscles," *Drying Technology*, Vol. 24, pp. 509-516, (2006).
22. Dissa, A., Desmorieux H., Bathiebo J., Koulidiati J., "Convective drying characteristics of Amelie mango with correction for shrinkage," *Journal of food Engineering*, Vol. 88, pp. 429-437, (2008).
23. Efremov, G., Kudra, T., "Calculation of the effective diffusion coefficients by applying a quasi-stationary equation for drying kinetics," *Drying technology*, Vol. 22, pp. 2273-2279, (2004).
24. Ruiz-López, I., García-Alvarado, M., "Analytical solution for food-drying kinetics considering shrinkage and variable diffusivity," *Journal of food engineering*, Vol. 79, pp. 208-216, (2007).
25. Vasić, M., Radojević, Z., Grbavčić, Ž., "Calculation of the effective diffusion coefficient during the drying of clay samples," *Journal of the Serbian Chemical Society*, Vol. 77, pp. 523-533, (2012).
26. Kimpton, D., Wall F., "Determination of diffusion coefficients from rates of evaporation," *The Journal of Physical Chemistry*, Vol. 56, pp. 715-717, (1952).
27. Yang, X.-S., "*Nature-inspired metaheuristic algorithms",* Luniver press, pp. 72-98, (2010).
28. Yang, X.-S., "Firefly algorithm, stochastic test functions and design optimisation," *International Journal of Bio-Inspired Computation*, Vol. 2, pp. 78-84, (2010).
29. Mandal, D., Pal S. K., Saha P., "Modeling of electrical discharge machining process using back propagation neural network and multi-objective optimization using non-dominating sorting genetic algorithm-II," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 186, pp. 154-162, (2007).
30. Kowalski, S. J., "Thermomechanical approach to shrinking and cracking phenomena in drying," *Drying technology*, Vol. 19, pp. 731-765, (2001).
31. Somiya, S., "*Handbook of Advanced Ceramics: Materials, Applications, Processing, and Properties",* Academic Press, pp. 723-1210, (2013).

تلفیق مبانی فازی و یادگیری تقویتی در کنترل سیستم‌های دینامیکی*

مسعود گوهری منش[۱] علی اکبر اکبری[۲] محمد باقر نقیبی سیستانی[۳]

چکیده *یادگیری تقویتی، روشی است که در آن عامل یا عاملان باتوجه به یک‌سری پاداش‌های مثبت و یا منفی، یک عمل بهینه را انجام می‌دهند. این روش، زمانی کارایی بسیار بالایی خواهد داشت که مدل سیستم به‌صورت طبیعی موجود نباشد و یا به‌دست آوردن آن موجب زحمت فراوان گردد. در این صورت می‌توان، آن را جایگزین مناسبی برای منطق‌های کنترلی دیگر دانست. یکی از معایب اساسی این روش، استفاده از عمل‌های گسسته در حین انجام آن می‌باشد. این در حالی است که خیلی از سیستم‌های دینامیکی با چنین رویکردی، عملکرد بهینه‌ای نخواهند داشت. برای جبران این نقیصه، رویکردهای متفاوتی از جمله تقریب مقادیر ظهور پیدا می‌کنند. در این مقاله از منطق فازی برای پیوسته کردن عمل‌های بهینه استفاده شده است. در این حالت، سیستم یادگیری تقویتی، قوانین بین کنترل‌کنندهٔ فازی را در جهت نیل به بهینه‌ترین عمل تنظیم می‌نماید و به این ترتیب می‌تواند عمل‌های پیوسته‌ای را تولید نماید. به این منظور مدل یک آونگ معکوس در سیم مکانیکس در نظر گرفته شده است که توسط کنترل‌کننده طراحی شده است و حرکت آن در دو حالت کنترل زاویهٔ آونگ و کنترل کامل آونگ و ارابه مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهند، هوش مصنوعی به‌کار گرفته شده به‌جای انتخاب قوانین موجود، می‌تواند کارایی بالاتری در کنترل سیستم‌های دینامیکی داشته باشد.*

واژه‌های کلیدی یادگیری تقویتی، منطق فازی، آونگ معکوس.

Combining the Principles of Fuzzy Logic and Reinforcement Learning for Control of Dynamic Systems

M. Goharimanesh A.A. Akbari M.B. Naghibi-Sistani

Abstract *Reinforcement learning is a method in which agent/agents obtain a positive or negative reward to do an efficient operation. In this way, the performance will be very suitable for the systems which are naturally complicated for deriving the differential equations. This can be a good alternative to other control areas. One of the main disadvantages of this method is considering the discrete actions during it. However, many of dynamical systems couldn't be optimized by this approach. To remedy this deficiency, different approaches have emerged, including approximate methods. In this paper, fuzzy logic is used to continually optimize the operations. In this case, the reinforcement learning method sets the fuzzy control rules which are the principles of optimal control. Two approaches, stabilizing the pendulum and both of pendulum and cart are considered to control the pole- cart problem in this paper. The results show that the applied artificial intelligence can be used as a proper solution for the taken policy.*

Key Words Reinforcement learning, Fuzzy logics, Inverse pendulum.

★تاریخ دریافت مقاله ۹۲/٦/۱۰ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۸/۵ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد. akbari@um.ac.ir

(۳) دانشیار گروه مهندسی برق، دانشگاه فردوسی مشهد

مقدمه

کنترل سیستم‌های دینامیکی، با در نظر گرفتن مدل سیستم، همواره مورد توجه قرار گرفته است. هنگامی که مدل، دست‌خوش تغییراتی چون عدم قطعیت گردد، نیز با ورود تکنیک‌هایی هم‌چون کنترل مقاوم این مسأله راه حل مناسبی پیدا می‌کند. اما چنان‌چه، مدل به‌طور شفاف مشهود نباشد و یا نتوان معادلات دینامیکی سیستم را استخراج نمود، می‌توان از کنترل بر پایهٔ یادگیری تقویتی استفاده کرد [1]. در این شیوه، کنترل‌کننده توسط یک نقاد بیرونی تنبیه و یا تشویق می‌گردد و براساس همان مواضع، می‌تواند خبرگی لازم را در جهت کنترل دینامیک موجود به‌دست آورد [2]. در این روش، دینامیک سیستم، محیط نام‌گذاری می‌گردد و خروجی‌های کنترل‌کننده به‌عنوان عامل یا عاملان می‌توانند کارایی لازم را به‌وجود بیاورند. انتخاب حالت‌ها، یکی از مهم‌ترین قسمت‌های این روش می‌باشد که بایستی توسط طراح، هوشمندانه صورت پذیرد. در واقع، حالات، همان بازخوردهایی هستند که در طی حل دینامیک سیستم به کنترل وارد می‌گردند. در یادگیری تقویتی، روش‌های مختلفی برای خبره کردن هوش سیستم وجود دارد. یکی از این روش‌ها، یادگیری کیو (Q-Learning) می‌باشد [3]. در این روش، حالت‌ها و عمل‌ها به‌صورت یک ماتریس قرار می‌گیرند. این جدول پس از گذشت تکرارهای انجام گرفته، به یک سیاست بهینه مبدل می‌شود که عامل می‌تواند با توجه به قرارگیری حالت فعلی، عمل بهینهٔ خود را تعیین نماید.

کاربردهای روش‌های یادگیری تقویتی طیف وسیعی را به خود اختصاص می‌دهند. در [4-6] از یادگیری تقویتی برای کنترل پرواز استفاده شده است. در [7,8] از این روش برای کنترل ربات بهره گرفته شده است. در [9] از یادگیری تقویتی برای حل مسائل بهینه‌سازی استفاده شده است. در [10] با استفاده از این روش، پارامترهای تنظیم‌کنندهٔ کنترل PID یک موتور خودرو مورد استفاده قرار گرفته است. در [11,12] کنترل واژگونی خودرو با استفاده از سیستم تعلیق نیمه‌فعال کنترلی طراحی شد که با رویکرد یادگیری تقویتی، ضرایب یک قانون کنترلی به‌دست می‌آمد. در [13] کنترل تعلیق یک خودروی سواری با یادگیری تقویتی مطرح شده است. در تعقیب مسیر و برنامه‌ریزی آن، مطالعاتی نیز صورت گرفته است که در اکثر موارد از مدل‌های روباتیکی و کوچک استفاده شده است [14]. در کنترل دینامیک خودرو در رفتار عرضی و کنترل واژگونی خودرو، کنترلی با استفاده از فازی و یادگیری تقویتی بر روی خودروهای سنگین صورت پذیرفت [15]. در کنترل حالت شارژ خودروهای هیبریدی، نیز الگوریتم‌های یادگیری تقویتی نیز توانسته‌اند به‌خوبی توانایی خود را نشان دهند [16]. در کنترل خودروهای بی‌سرنشین، مطالعات گوناگونی صورت گرفته است. در [17] کنترل یک هواپیمای مدل و در [18] کنترل هلیکوپتر برای مانورهای مختلف انجام گرفته است. کنترل دوچرخه به‌عنوان یک خودروی ناپایدار نیز مورد مطالعه قرار گرفته است [19]. پارک خودرو، حرکت رو به عقب خودروها، مخصوصاً خودروهای تجاری و چند مفصلی نیز چالشی بزرگ می‌باشد که راه حل مناسبی با استفاده از یادگیری تقویتی می‌توان برای آن یافت. اگرچه مطالعات صورت گرفته در این مورد خاص صرفاً بر روی سینماتیک حرکت است و به رفتار دینامیکی خودرو بهایی داده نشده است [20].

به‌دلیل رفتار غیرخطی مواد هوشمند که اخیراً نیز کاربرد بسزایی در علوم مختلف دارا می‌باشند، نمی‌توان مدل دقیقی را برای آنها متصور شد، لذا روش‌هایی که لزوماً مبتنی بر مدل نیستند و می‌توانند با استفاده از داده‌های محیطی کنترل این مواد را به عهده بگیرند بسیار مهم هستند [21,22]. در [23] کنترل یک مادهٔ هوشمند مغناطیسی با یادگیری تقویتی صورت گرفته است.

در [24] کنترل مفاصل بیومکانیکی مورد مطالعه قرار گرفته است. هم‌چنین در مورد ربات‌های موازی [25]، انسان‌نما [26] و ربات‌های صنعتی، مطالعات وسیعی صورت گرفته است [27]. در این زمینه نیز، اخیراً یک مطالعه مروری در [28] انجام شده است که به کاربرد الگوریتم‌های مبتنی بر یادگیری تقویتی در رباتیک می‌پردازد. در کنترل عملگرهای مکانیکی صنعتی، موارد [29,30] مطالعاتی را پیرامون کنترل حرکت مکانیزم بال- اسکرو (Ball-Screw) انجام داده‌اند. در زمینه تولید و فرآیندهای صنعتی، [31] مطالعه‌ای را بر روی کنترل چرخهٔ تولید توسط یادگیری تقویتی داشته است.

در مطالعه‌های بیولوژیکی نیز یادگیری تقویتی در کنترل بیماری ایدز [32]، تصفیهٔ آب [33,34] و کنترل سرطان [35] نیز کاربرد داشته است. در برخی مطالعات از یادگیری تقویتی به‌عنوان یک ابزار کمکی برای بهینه کردن کنترل‌کنندهٔ موجود گزارش شده است. به‌عنوان مثال انتخاب بهینهٔ پارامترها در یک کنترل‌کنندهٔ مد لغزشی توسط یادگیری تقویتی سبب کم شدن تصادم (Chattering) کنترل‌کننده شده است [36]. در [37] ارتباط میان یادگیری تقویتی و کنترل تطبیقی و پیاده‌سازی روش پیشنهادی را بر روی یک ربات انسان‌نما نشان می‌دهد. کنترل آونگ معکوس در اکثر مطالعات نیز به‌عنوان یک مثال کلاسیک از شروع ایده‌پردازی بر روی یادگیری تقویتی و مقایسهٔ الگوریتم‌های گوناگون مطالعه شده است.

یکی از محدودیت‌هایی که الگوریتم‌های یادگیری تقویتی دارند، استفادهٔ غیرپیوسته از عمل‌هایی است که در حین ساخت سیاست بهینه از سوی عامل تعیین می‌شود. گسستگی در عمل‌ها، نه‌تنها سیاست بهینه‌ای را در حد عالی به‌وجود نمی‌آورد بلکه ممکن است در خیلی از سیستم‌های دینامیکی حتی کاستی‌هایی اندک را نیز برطرف ننماید. کاستی صورت گرفته به آن دلیل است که اصل یادگیری تقویتی بر پایهٔ به‌روزرسانی هر حالتی از سیستم در هر مرحله می‌باشد. چنان‌چه در یک سیستم، تعدد حالات زیادتری اتفاق افتد، این امر سبب پایین آمدن کارایی الگوریتم یادگیری تقویتی می‌گردد. به همین دلیل از روش‌های تقریب به این منظور استفاده شده است. یکی از رویکردهایی که می‌توان در حل این معضل استفاده نمود، راهکاری است که توسط منطق فازی پی‌ریزی می‌شود [38,39]. از ۱۹۹٤ که برنجی [40] استفاده از فازی را به‌عنوان پیوسته کردن سیستم‌های دینامیکی معرفی نمود تا امروز، بیشتر رویکردهای مورد استفاده در کنترل که از یادگیری تقویتی استفاده می‌کنند، از فازی بهره گرفته‌اند.

ادامهٔ مقاله به این صورت تنظیم شده است که ابتدا استراتژی یادگیری تقویتی و روش‌های مبتنی بر آن مرور و بررسی خواهند شد. پس از آن، طرح مسأله‌ای کلاسیک انجام می‌گیرد و مدل آونگ معکوس با در نظر گرفتن یک شبیه‌ساز خارجی، مورد مطالعه قرار خواهد گرفت. پس از آن، کنترل براساس منطق فازی و رویکرد یادگیری تقویتی معرفی و انجام می‌گیرد. در نهایت، نتایج این روش نمایش داده خواهد شد.

استراتژی یادگیری تقویتی

روش‌های زیادی برای ایجاد یک سیاست بهینه ساخته و پرداخته شده‌اند. روش‌های برنامه‌ریزی پویا (Dynamic Programming)، روش مونت کارلو (Monte Carlo)، سارسا (SARSA) و یادگیری کیو از این دست می‌باشند [1]. استراتژی مورد استفاده در این مقاله، یادگیری کیو می‌باشد. رابطهٔ کیو، با استفاده از معادلهٔ (۱)، ارتباط منطقی میان حالت‌های شکل گرفته در مسأله و عمل‌های آن را ایجاد می‌نماید.

توصیف پارامترهای مرتبط به آن در ادامه بیان خواهد شد.

$$Q(s,a) \leftarrow Q(s,a) + \alpha\left[r + \gamma \max_{a'} Q(s,a) - Q(s,a)\right] \quad (۱)$$

در مسألهٔ حاضر که حالت‌ها، قوانین فی مابین منطق فازی می‌باشند، ممکن است برخی از آنها هیچ‌گاه مورد مطالعه قرار نگیرند و در جدول کیو، خالی گذارده شوند. هم‌چنین، عمل‌های مورد استفاده که در جدول کیو، مقادیر گسسته‌ای می‌باشند، پس از شکل‌گیری در منطق فازی به‌صورت پیوسته به سیستم القاء می‌گردند. حالت فعلی سیستم را با s و عمل حاضر را با a نشان می‌دهند. پس از آن‌که حالت سیستم به‌صورت بازخورد تحویل داده می‌شود، با بررسی به‌عمل آمده، پاداش او تنظیم می‌گردد. این مقدار با r مشخص می‌شود. هم‌چنین، عمل صورت گرفته، عامل را به حالت بعدی s' نیل می‌دهد. عبارت $\max_{a'} Q(s,a)$ به این معنا است که مقدار بیشینه حالت آتی عامل یا همان s' به‌ازای عمل‌های مختلف چه مقدار می‌باشد. هم‌چنین، نرخ یادگیری با α مشخص می‌شود. زمانی که نرخ یادگیری صفر در نظر گرفته شود، گویی عامل هیچ چیزی را فرا نمی‌گیرد و هر عملی را که انتخاب می‌کند بر پایهٔ نتایج همان لحظه می‌باشد. اگر این نرخ به یک نزدیک شود، به این معنا است که عامل تنها به یافته‌های پیشین خویش بها می‌دهد و هیچ نتیجهٔ فعلی را در روند تصمیم‌گیری قرار نداده است. به‌راحتی می‌توان مشاهده نمود که اگر α برابر با یک شود، $Q(s,a)$ از معادله حذف می‌گردد. در آونگ معکوس کنترل‌شده میزان نرخ یادگیری ۰/۱ در نظر گرفته شده است. نرخ کاهش با γ مشخص می‌شود. این عدد اگر صفر باشد، عامل تنها به پاداش فعلی خود بسنده می‌کند. گویی تنها، در این لحظه جلوی پای خود را می‌بیند و فرصت طلبی را پیشهٔ خود می‌نماید. در صورتی که اگر یک باشد، خود را برای یک پاداش در آینده کاری آماده می‌کند. این‌که این دو عدد چند باشند، تقریباً جواب مشخصی ندارد و برای هر مسأله می‌تواند، متفاوت به‌دست آید. در این مسأله، این مقدار ۰.۵ در نظر گرفته شده است. در این نوشتار برای مصالحهٔ بین اکتشاف (explore) و استخراج (exploit) از الگوریتم حریصانه استفاده شده است. انتخاب عملکرد حریصانه یک وسیلهٔ عمومی و مؤثر برای تعادل اکتشاف و بهره‌برداری در یادگیری تقویتی است. این بدین معنی است که احتمال انتخاب بدترین عمل به‌اندازهٔ انتخاب بهترین عمل بعدی است. در این الگوریتم، در هر مرحله، عامل برای انتخاب عمل‌های خود، تنها به این بسنده می‌کند که بیشترین عمل را انتخاب نماید نه بهترین آنها را. به این ترتیب او حریصانه به‌دنبال مقادیر بیشتری از عمل‌های پیش‌روی خود می‌باشد. برای این‌که این رفتار عامل کاملاً حریصانه نباشد، در طی انتخاب عمل برای او می‌توان قیدی را قرار داد، به‌طوری که اگر به‌طور تصادفی، یک مقدار بیشتر از مقدار قید عامل باشد، عمل پیش‌رو حریصانه انتخاب گردد و در غیر این صورت عامل یک عمل را به‌صورت تصادفی انتخاب نماید تا در بین عمل‌های موجود یک کاوش منطقی نیز داشته باشد. چنین الگوریتمی را اپسیلون-گریدی ($\varepsilon-greedy$) می‌نامند که در آن بازهٔ تعیین مقدار اپسیلون بین صفر و یک می‌باشد. در این مسأله، مقدار پارامتر این الگوریتم ۰.۰۰۱ در نظر گرفته شده است. تعیین پاداش می‌تواند به صور متفاوتی اتفاق بیفتد. مثال آن‌که می‌توان حالاتی که منجر به زاویه و سرعت زاویه‌ای کمتر از ۱ است را با پاداش ۱ و سایر حالات را با پاداش منفی ۱، در نظر گرفت. هم‌چنین می‌توان از فاصله اقلیدسی هرکدام از حالت‌ها با حالت تعادل آنها استفاده نمود و یک تابع پاداش هم‌چون تابع زیر در نظر گرفت.

$$R(\alpha,\omega)=\log(1/((\alpha-0)^2+(\omega-0)^2)) \qquad (۲)$$

چنین تابعی سبب می‌شود که به حالات نزدیک تعادل، پاداش فوق‌العاده مثبتی تعلق بگیرد. در حالی که هر چقدر از آن حالات فاصله گرفته شود، پاداش، رنگ منفی‌تری به خود می‌گیرد. این خاصیت سبب می‌شود یک پیوستگی در تشویق و تنبیه صورت پذیرد.

در مطالعهٔ حاضر، دو حالت مختلف برای کنترل آونگ توسط یادگیری تقویتی و فازی استفاده شده است. در مورد اول، تنها زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ کنترل‌شده است. در این حالت، تابع پاداش به این صورت تعریف می‌شود که برای زوایای کمتر از ۰/۵ درجه و سرعت زاویه‌ای کمتر از ۱ درجه بر ثانیه، پاداش ۱ و برای حالتی که زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ به‌ترتیب بیشتر از ۵ درجه و ۵۰ درجه بر ثانیه باشد، مقدار منفی ۱ را لحاظ می‌کند. در سایر موارد، پاداشی برابر صفر به عامل داده می‌شود.

در نگاه دوم کنترلی که مبتنی بر کنترل تمام آونگ می‌باشد، چنان‌چه به‌علاوهٔ زاویه آونگ و سرعت زاویه‌ای آن در حالت قبل، موقعیت ارابه و سرعت آن به‌ترتیب کمتر از ۰/۱ متر و ۰/۱ متر بر ثانیه باشند، پاداشی برابر با ۱ و چنان‌چه این دو مورد به‌ترتیب بیشتر از ۰/۳ متر و ۰/۵ متر بر ثانیه باشند، پاداشی برابر با منفی یک به آن داده خواهد شد.

در مثال حاضر، آونگ در محیط سیمولینک ساخته می‌شود و سپس توسط سیگنال‌های بازخوردی، در هر لحظه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و عمل بهینه در هر زمان تعیین می‌شود.

مدل‌سازی و شبیه‌سازی آونگ معکوس

روش‌های زیادی برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی آونگ معکوس وجود دارند. در [39] معادلات آونگ معکوس به‌صورت زیر آورده شده است.

$$\ddot{\theta}=\frac{g\sin(\theta)+\cos(\theta)\left(-f-ml\dot{\theta}^2\sin(\theta)+\mu_c\,\mathrm{sgn}(\dot{x})\right)/(m_c+m)-\mu_p\dot{\theta}/ml}{l\left(4/3-\left(m\cos^2(\theta)\right)/(m_c+m)\right)}$$

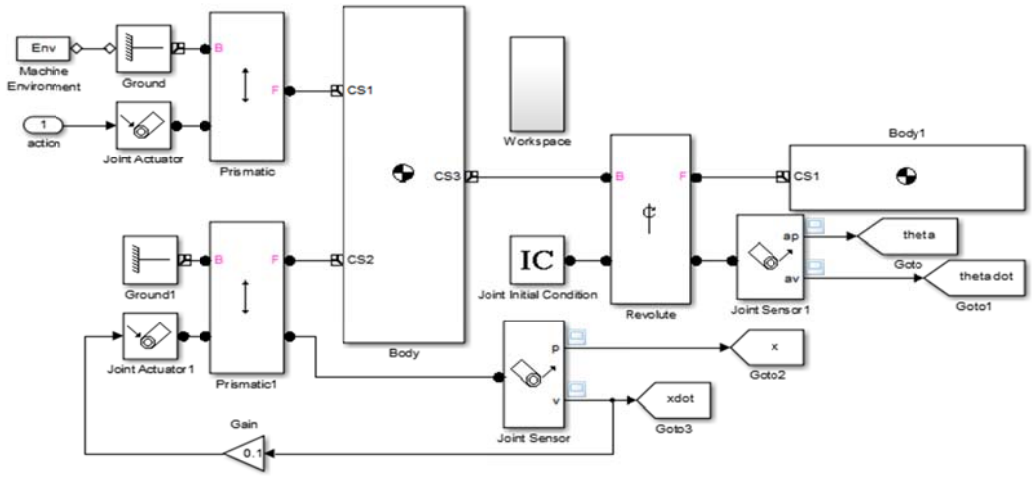
$$\ddot{x}=\frac{f+ml\left(\dot{\theta}^2\sin(\theta)-\ddot{\theta}\cos(\theta)\right)-\mu_c\,\mathrm{sgn}(\dot{x})}{m_c+m} \qquad (۳)$$

در جدول (۱) توصیف هر پارامتر آورده شده است.

جدول ۱ پارامترهای موجود در معادلات آونگ معکوس

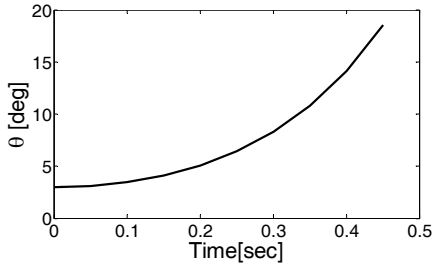
θ	زاویهٔ آونگ، نسبت به محور عمود برحسب درجه (مثبت در سمت چپ. منفی در سمت راست)
$\dot{\theta}$	سرعت زاویه‌ای آونگ برحسب درجه بر ثانیه
$\ddot{\theta}$	شتاب زاویه‌ای آونگ برحسب درجه بر ثانیه
g	شتاب گرانشی زمین برحسب متر بر مجذور ثانیه
f	نیروی وارد بر ارابه برحسب نیوتن
m	جرم ارابه برحسب کیلوگرم
m_c	جرم آونگ برحسب کیلوگرم
l	نصف طول آونگ برحسب متر
μ_c	ضریب اصطکاک ارابه بر روی محور حرکتی
μ_p	ضریب اصطکاک آونگ بر روی ارابه
x	موقعیت حرکتی مرکز ثقل ارابه برحسب متر
$\dot{x}$	سرعت خطی مرکز ثقل ارابه برحسب متر بر ثانیه
$\ddot{x}$	شتاب خطی مرکز ثقل ارابه برحسب متر بر مجذور ثانیه

یکی از مشکلاتی که اکثر معادلات آورده شده دارند، در نظر نگرفتن حالت واقعی آونگ معکوس به‌صورت یک جرم صلب می‌باشد. چرا که در این حالت هم ارابه و هم آونگ معکوس، ممان اینرسی مورد نظر خود را به‌دلیل شکل، ظاهر و توزیع وزن دارا هستند که اکثر این موارد در این معادلات بررسی نمی‌شوند. این در حالی است که استفاده از یادگیری تقویتی به همین دلیل می‌باشد که سیستم از نگاه نقاد کنترلی فاقد شناخت می‌باشد و تنها به صرف دریافت بازخوردهای لازم از محیط، عمل کنترلی انجام می‌پذیرد.

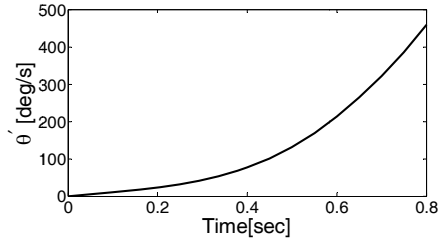


شکل ۱ مدل کامل آونگ معکوس با در نظر گرفتن نیروی اصطکاک در سیم مکانیکس

در این مقاله، مدل حاضر در فضای سیم مکانیکس (Simmechanics) در متلب شبیه‌سازی می‌گردد. حلگرهایی که در این روش برای حل سینماتیک و دینامیک ربات استفاده می‌شوند براساس روش‌های تکرارپذیری انرژی حل می‌شوند. در این برنامه، آونگ به‌صورت تقریباً واقعی موجودیت پیدا می‌کند و با ارتباطی که میان سیستم کنترلی و نقاد مربوط صورت می‌پذیرد، عمل کنترل انجام خواهد گرفت. در تصویر (۱) مدل آونگ معکوس با در نظر گرفتن تمامی اجزای آن در فضای سیمولینک و با استفاده از سیم مکانیکس ترسیم شده است. در این نوشتار جرم ارابه و آونگ به‌ترتیب ۰/۵ و ۰/۲ کیلوگرم گذاشته شده است. هم‌چنین ممان اینرسی حول محور دوران، برای ارابه و آونگ، به‌ترتیب ۱ و ۰/۰۰۶ کیلوگرم مترمربع در نظر گرفته شده است. اصطکاک ویسکوز نیز میان زمین و ارابه برابر با ۰/۱ قرار داده شده است. با در نظر گرفتن مقادیر اولیهٔ ۳ درجه برای زاویه و سرعت زاویه‌ای صفر درجه بر ثانیه برای آونگ، می‌توان شبیه‌سازی این مدل را در شکل‌های (۳ و ۲) که به‌ترتیب بیانگر زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ کنترل نشده می‌باشند، مشاهده نمود.



شکل ۲ زاویه آونگ معکوس کنترل‌نشده بر حسب زمان در طی ۰.۵ ثانیه



شکل ۳ سرعت زاویه‌ای آونگ معکوس کنترل‌نشده بر حسب زمان در طی ۰.۵ ثانیه

کنترل آونگ معکوس

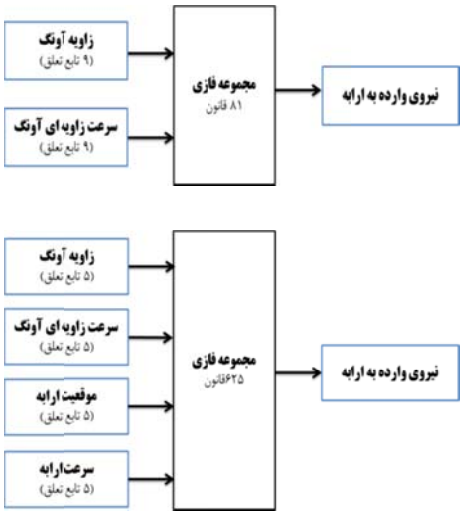
نظریهٔ مجموعه‌های فازی در سال ۱۹۶۵ مطرح شد [41]. بزرگ‌ترین مشکلی که سر راه سیستم‌های فازی می‌باشد ایجاد قوانین لازم برای ارتباط بین ورودی‌ها و خروجی‌ها است که بایستی توسط یک فرد خبره انجام پذیرد. در این قسمت، یادگیری تقویتی، قوانین بهینه را

تولید و در مدار اجرای کنترل‌کنندهٔ فازی قرار خواهد داد. هر سیگنالی که از سیستم دریافت می‌گردد در واقع یک ورودی برای سیستم فازی محسوب می‌شود، پس از تعیین مقدار تابع عضویت برای هر کدام از ورودی‌ها، قانون متناظر با آنها استخراج و متناظر با آن قانون، حالت مشخصه در جدول کیو تعیین می‌شود و براساس تکنیک‌هایی نظیر اپسیلون گریدی (epsilon greedy) یا سافت مکس (softmax)، عمل مربوط تعیین و در خروجی فازی قرار می‌گیرد. سیگنال‌های بازگشتی به عامل در قسمت اول، تنها زاویهٔ آونگ و سرعت زاویه‌ای آن برحسب درجه و درجه بر ثانیه می‌باشند و در قسمت دوم دو مورد موقعیت حرکت ارابه و سرعت آن نیز به‌منظور کنترل دقیق‌تر، اضافه می‌گردند. در شبیه‌سازی اول این مقاله ۹ تابع تعلق برای ورودی اول و ۹ تابع برای ورودی دوم در نظر گرفته می‌شود. در مجموع ۸۱ حالت و یا قانون برای سیستم فازی می‌توان متصور شد. در قسمت دوم برای کاهش میزان محاسبات برای هر ورودی، ۵ تابع تعلق در نظر گرفته شده است که در مجموع ٦۲۵ قانون بایستی احراز شوند. خروجی هر قانون به‌صورت یک عمل از یک مجموعه عمل‌های گسسته تعیین می‌شود که برای مسألهٔ حاضر می‌توان مجموعه اعداد شکل (٤) را در نظر گرفت.

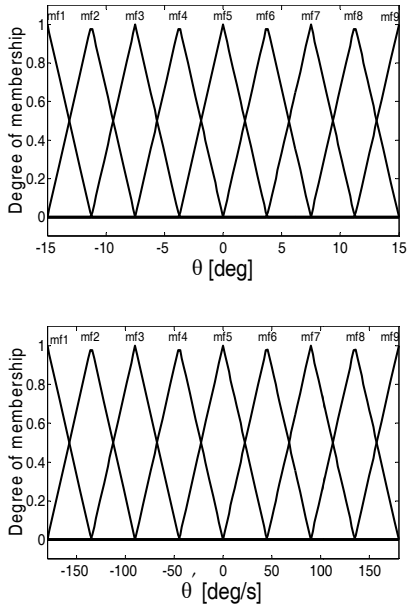
$$A=\{-10,-8,-6,-4,-2,0,2,4,6,8,10\} \qquad (٤)$$

بر این اساس جدول کیو، با تعداد سطر متناظر با تعداد قوانین و ۱۱ ستون برای ارزش‌گذاری هر سلول در جهت تعیین سیاست بهینه استفاده می‌شود. شکل (٤) این ارتباط را در یک کنترل‌کنندهٔ فازی نشان می‌دهد. شکل اول، مربوط به مجموعه‌ای است که در آن تنها حرکت آونگ کنترل می‌شود و مجموعهٔ دوم حالتی است که کنترل کامل آونگ و ارابه را با یکدیگر انجام می‌دهد.

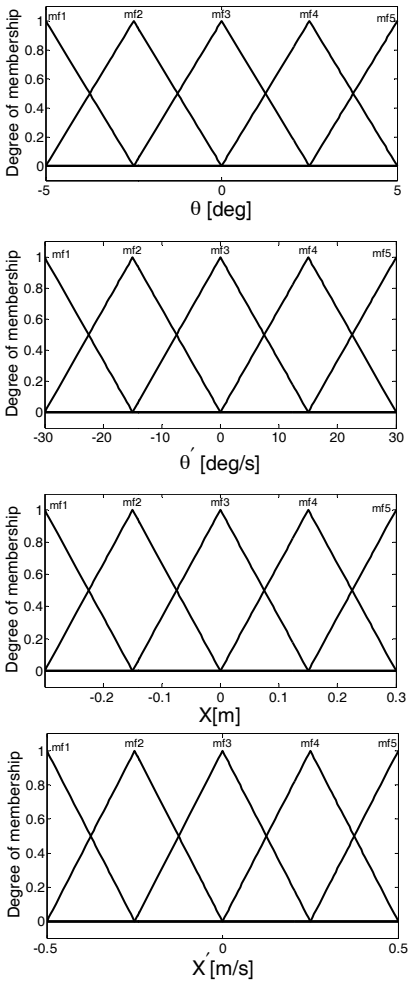
در شکل‌های (٦ و ۵) توابع عضویت هر کدام از ورودی‌های سیستم فازی برای هر دو مجموعهٔ فازی به نمایش گذاشته شده است. در هر کدام از این دو شکل، ۹ تابع تعلق مثلثی شکل استفاده شده است که درجه عضویت زاویه و سرعت زاویه ای برای هر یک بین صفر تا ۱ مشخص شده‌اند.



شکل ٤ مجموعهٔ فازی



شکل ۵ توابع تعلق ۹ گانه مربوط به حالت زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ

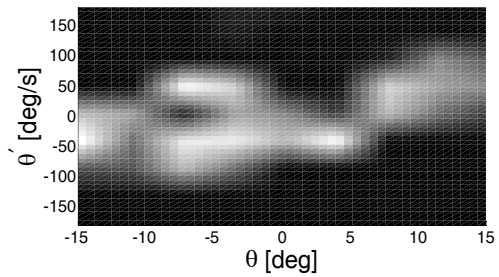


شکل ٦ توابع تعلق ٥ گانه مربوط به ٤ حالت زاویه و سرعت آونگ و موقعیت و سرعت ارابه

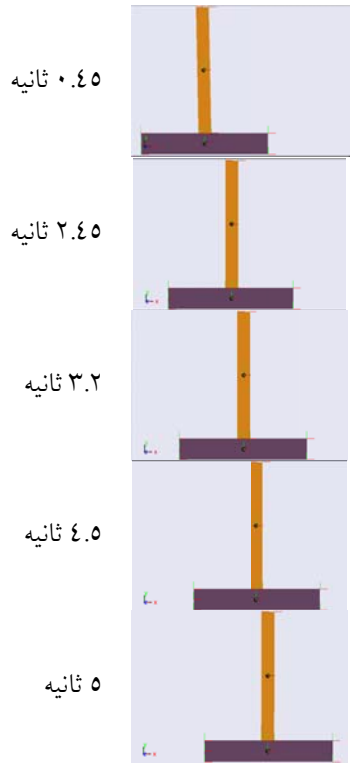
کنترل حرکت عمودی آونگ

در شکل (۷) سیاست بهینهٔ مورد نظر نشان داده شده است. در واقع این شکل نشان می‌دهد که برای هر زاویه و هر سرعت زاویه‌ای چه مقدار نیرو به‌عنوان عمل بایستی ایجاد شود تا پایداری آونگ محرز گردد. قسمت‌های روشن‌تر به‌معنای مقادیر بیشتر و قسمت‌های تاریک‌تر به‌معنای نیروی کمتر می‌باشند.

شکل (۸) دستاورد این کنترل‌کننده را در یک اجرا در زمان‌های مختلف نشان می‌دهد و مشخص می‌کند که سیستم به پایداری لازم دسترسی پیدا کرده است.



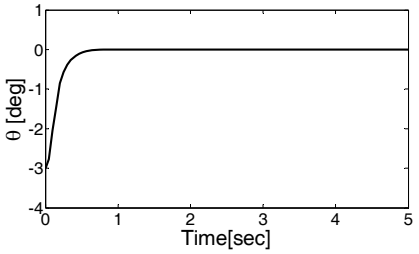
شکل ۷ سیاست بهینهٔ به‌دست آمده از یادگیری آونگ براساس دو حالت زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ



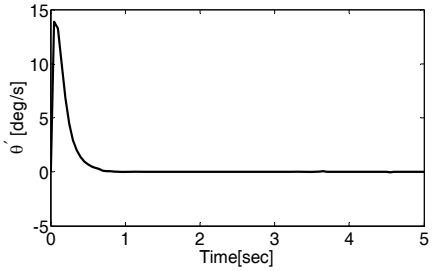
شکل ۸ موقعیت آونگ معکوس کنترل‌شده در زمان‌های متوالی و متفاوت

همان‌طور که در شکل (۸) نشان داده شده است، شبیه‌سازی اول مقاله با در نظر گرفتن زاویه و حرکت زاویه‌ای آونگ تنها می‌تواند حالت عمودی آن را کنترل نماید و همان‌طور که در نتایج مربوط به موقعیت ارابه نشان داده شده است، حرکت ارابه هیچ کنترلی بر روی آن صورت نگرفته است. در شکل‌های (۱۲-۹) به‌ترتیب زاویه، سرعت زاویه‌ای آونگ، موقعیت ارابه و

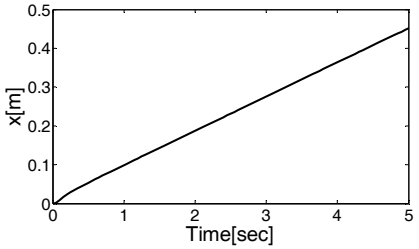
سرعت آن بر حسب زمان در طی ۵ ثانیه نشان داده شده‌اند.



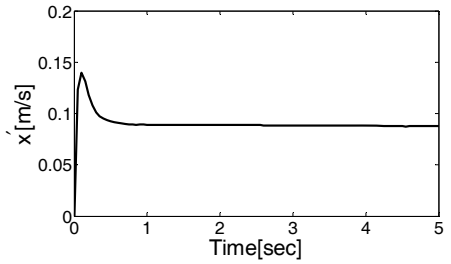
شکل ۹ زاویهٔ کنترل‌شدهٔ آونگ بر حسب زمان



شکل ۱۰ سرعت زاویه‌ای کنترل‌شدهٔ آونگ بر حسب زمان

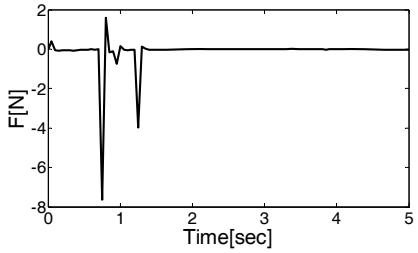


شکل ۱۱ موقعیت کنترل‌نشدهٔ ارابه بر حسب زمان

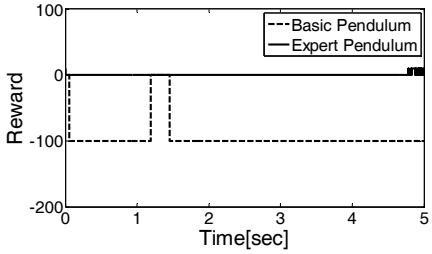


شکل ۱۲ سرعت کنترل‌نشدهٔ ارابه بر حسب زمان

در تصویر (۱۳) میزان نیرویی که جهت کنترل آونگ معکوس توسط سیستم فازی-یادگیری تقویتی تأمین شده است نمایش داده می‌شود. این تصویر، پیوسته بودن نتایج یادگیری تقویتی را با استفاده از سیستم فازی نمایش می‌دهد.



شکل ۱۳ نیروی کنترلی آونگ معکوس کنترل‌شده بر حسب زمان



شکل ١٤ مقدار پاداش‌های داده‌شده بر حسب زمان برای آونگ مبتدی و خبره

شکل (١٤)، مقدار پاداش‌های کسب‌شده براساس مدل پیشنهادی تابع پاداش در بخش‌های پیشین را در یک اجرا برای یک آونگ خبره و یک آونگ مبتدی به نمایش می‌گذارد. همان‌طور که نشان داده شده است، مقدار پاداش‌های کسب‌شده برای آونگ مبتدی رو به کاهش می‌باشد. این در حالی است که آونگ خبره در طی زمان به‌دلیل کنترل زاویه و سرعت زاویه‌ای خود می‌تواند پاداش‌های بیشتری را کسب نماید.

کنترل کامل آونگ و ارابه

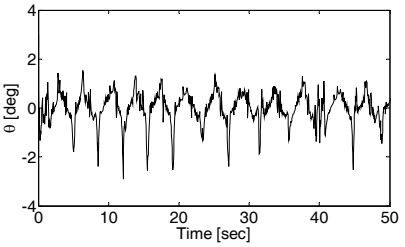
در قسمت قبل کنترل آونگ تنها به‌منظور حفظ حالت عمودی آونگ بود و حرکت رو به جلو و یا رو به عقب ارابه در نظر گرفته نشده است. در این بخش، دو حالت جدید یعنی موقعیت و سرعت ارابه نیز به حالت‌های پیشین اضافه و کنترل آونگ به این ترتیب

انجام می‌گیرد. نتایج به‌دست آمده برای سیستم آونگ در شکل‌های (۲۵-۱۵) نشان داده شده است. برای مقایسهٔ کنترل طراحی شده با یک کنترل‌کننده دیگر، منطق فازی بار دیگر استفاده می‌شود و این بار به‌منظور پیدا کردن تعداد بالای قوانین (٦٢٥) از ١٦ قانون که توسط یک فرد خبره مشخص شده است، استفاده می‌گردد. در این حالت برای هر کدام از چهار حالت، دو تابع تعلق بیشتر در نظر گرفته نمی‌شود. قوانین مورد استفاده به‌صورت جدول (۲) می‌باشند. در این جدول، سطرها مختص موقعیت و سرعت ارابه و ستون‌ها بیانگر زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ می‌باشند که حرف N به‌معنای کم‌ترین مقدار در تابع عضویت آن ورودی و P به‌معنای بیشترین مقدار آن می‌باشد. در داخل جدول نیز حروف N، P و Z به‌معنای کم‌ترین، بیشترین و مقدار صفر نیروی واردشده می‌باشد که از مجموعه اعداد رابطهٔ (٤) نتیجه می‌شوند.

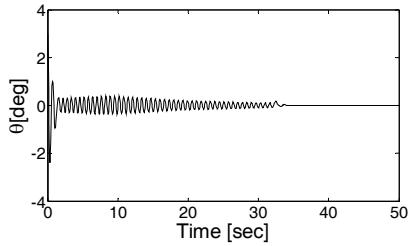
جدول ۲ قواعد فازی نگاشته شده توسط یک خبرهٔ انسانی

قوانین	پاندول	سرعت-زاویه			
سرعت-موقعیت	ارابه	NN	NP	PN	PP
	NN	P	P	N	N
	NP	P	Z	Z	N
	PN	P	Z	Z	N
	PP	P	P	N	N

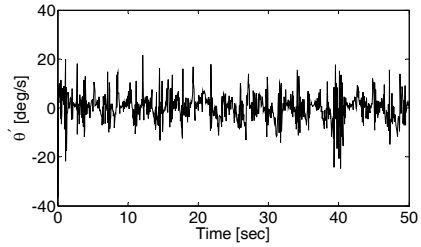
در نمودارهای (٢٤-١٥) زاویهٔ آونگ، سرعت زاویه‌ای آونگ، موقعیت ارابه، سرعت ارابه و نیروی اعمال‌شده توسط کنترل‌کنندهٔ ارابه برای هر دو الگوریتم فازی پیشنهادی در حالت اخیر به نمایش گذاشته شده است. در مجموعهٔ فازی اول، قوانین توسط یادگیری تقویتی به‌دست آمده‌اند و در دومین مجموعه، قوانین طبق جدول (۲) گذاشته شده‌اند. همان‌طور که نمودارهای زاویه و سرعت زاویه‌ای آونگ نمایش می‌دهند، کنترل زاویهٔ آونگ در هر دو مجموعه سبب پایداری حرکت آونگ شده است اما، طبق آن‌چه که نمودار موقعیت ارابه نشان می‌دهد، یادگیری تقویتی در این مورد با خبرگی بیشتر عمل کرده است و موقعیت و سرعت حرکت ارابه را نیز به کنترل در آورده است. این واقعیت در تصویر (۲۵) که از لحظه نخست حرکت آونگ و به فواصل ۱۰ ثانیه گرفته شده است، این واقعیت را به‌خوبی نشان می‌دهد.



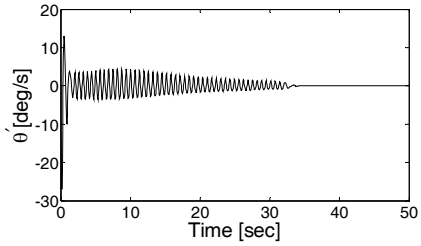
شکل ۱۵ زاویهٔ کنترل شدهٔ آونگ بر حسب زمان توسط فازی و یادگیری تقویتی



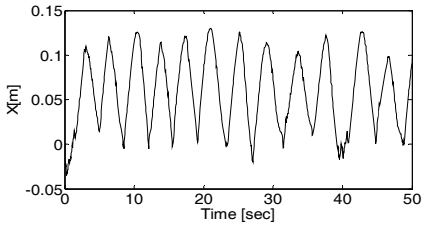
شکل ١٦ زاویهٔ کنترل شدهٔ آونگ بر حسب زمان توسط کنترل‌کنندهٔ فازی



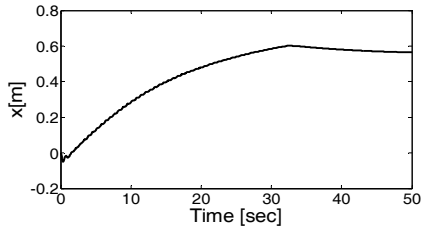
شکل ۱۷ سرعت زاویه‌ای کنترل‌شدهٔ آونگ بر حسب زمان توسط فازی و یادگیری تقویتی



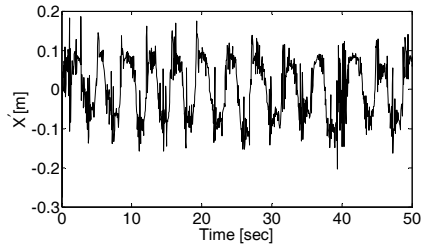
شکل ۱۸ سرعت زاویه‌ای کنترل‌شدهٔ آونگ بر حسب زمان توسط کنترل‌کنندهٔ فازی



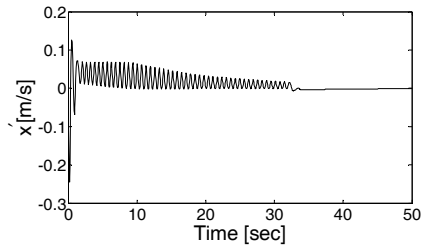
شکل ۱۹ موقعیت کنترل‌شدهٔ ارابه بر حسب زمان توسط فازی و یادگیری تقویتی



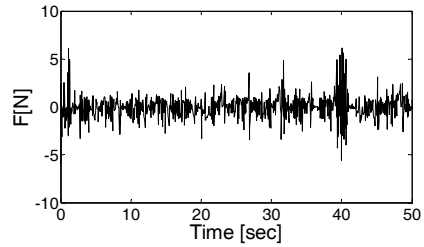
شکل ۲۰ موقعیت کنترل‌شدهٔ ارابه بر حسب زمان توسط کنترل‌کننده فازی



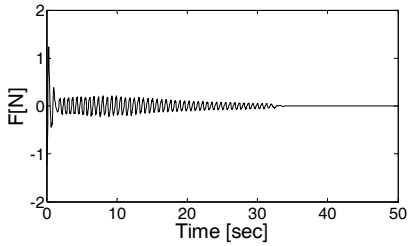
شکل ۲۱ سرعت کنترل‌شدهٔ ارابه بر حسب زمان توسط فازی و یادگیری تقویتی



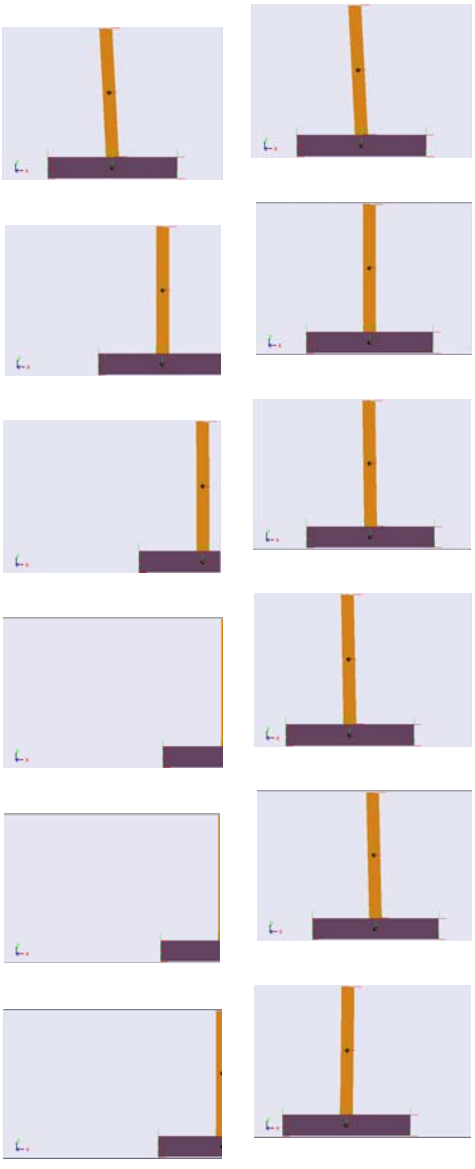
شکل ۲۲ سرعت کنترل‌شدهٔ ارابه بر حسب زمان توسط کنترل‌کننده فازی



شکل ۲۳ نیروی کنترلی اعمال شده به ارابه بر حسب زمان توسط فازی و یادگیری تقویتی



شکل ٢٤ نیروی کنترلی اعمال شده به ارابه توسط کنترل‌کنندهٔ فازی



الگوریتم فازی مبتنی بر یادگیری تقویتی — الگوریتم فازی مبتنی بر قوانین انسانی

شکل ۲۵ موقعیت آونگ معکوس کنترل‌شده در زمان‌های متوالی ۱۰ ثانیه در حالت کنترل کامل آونگ و ارابه

گرچه، با بیشتر کردن تعداد قوانین جدول (۲) می‌توان به کنترل بهتری دست پیدا کرد، اما بایستی توجه داشت که افزایش تعداد قوانین، پیدا کردن آن را نیز به چالش می‌کشد و زمان زیادی را برای یک شخص به خود اختصاص می‌دهد و این در حالی است که چنان‌چه مدل آونگ دستخوش تغییرات شود، کنترل‌کنندهٔ موجود نیز بایستی با یک سری قوانین تازه به کار خویش ادامه دهد در حالی که با استفاده از یادگیری تقویتی می‌توان قوانین را با تعدد بالای خود و هرگونه تغییر در مدل دینامیکی به‌وجود آورد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله رویکرد یادگیری تقویتی برای بهینه کردن قوانین فازی در کنترل یک سیستم دینامیکی مورد توجه قرار گرفت. یادگیری تقویتی برای سیستم‌هایی که معادلات فیزیکی آنها به‌صورت کاملاً واضح مشخص نمی‌باشند، بیشتر مورد توجه قرار می‌گیرد. به همین دلیل در این مقاله از یک مدل ساخته شده در سیم مکانیکس که آونگ معکوس را شبیه‌سازی می‌نماید استفاده شد و توسط موارد به‌کار گرفته شده در اجرای یادگیری تقویتی، کنترل‌کننده فازی در طی آن خبره گردید. نتایج به عمل آمده با توجه به حالات مختلف استفاده از کنترل‌کنندهٔ طراحی‌شده و هم‌چنین در مقایسه با کنترل‌کننده‌های دیگر نشان می‌دهند که کنترل‌کنندهٔ فعلی از هوش کافی برای کنترل محیط ساخته شده برخوردار می‌باشد. چنین رویکردی می‌تواند برای هر سیستم دینامیکی مجهولی با بالاترین درجهٔ خبرگی مورد استفاده قرار گیرد.

مراجع

1. Sutton, R.S. and Barto, A.G., "*Reinforcement learning: An introduction",* Vol. 1, Cambridge Univ Press, (1998).
2. Kaelbling, L.P., Littman, M.L. and Moore, A.W. "Reinforcement learning: A survey", *Journal of Artificial Intelligence Research,* Vol. 4, pp. 237-285, (1996).
3. Watkins, C.J. and Dayan, P., "Q-learning", *Machine learning,* Vol. 8, pp. 279-292, (1992).
4. Berenji, H. Lea, R. Jani, Y., Khedkar, P., Malkani, A. and Hoblit, J., "Space shuttle attitude control by reinforcement learning and fuzzy logic", in *Fuzzy Systems, Second IEEE International Conference on* 1993, pp. 1396-1401, (1993).
5. Graepel, T. Herbrich, R. and Gold, J., "Learning to fight", in *Proceedings of the International Conference on Computer Games: Artificial Intelligence, Design and Education*, pp. 193-200, (2004).
6. Ng, A.Y., Coates, A. Diel, M., Ganapathi, V., Schulte, J., Tse, B., Berger, E. and Liang, E., "Autonomous inverted helicopter flight via reinforcement learning", *Experimental Robotics IX*, ed: Springer, pp. 363-372, (2006).
7. Lin, C-.K. "A reinforcement learning adaptive fuzzy controller for robots," *Fuzzy Sets and Systems,* Vol. 137, pp. 339-352, (2003).
8. Yung, N.H. and Ye, C. "An intelligent mobile vehicle navigator based on fuzzy logic and reinforcement learning", *Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, IEEE Transactions on,* Vol. 29, pp. 314-321, (1999).
9. Barto, A. and Crites, R.,"Improving elevator performance using reinforcement learning", *Advances in neural information processing systems,* Vol. 8, pp. 1017-1023, (1996).
10. Howell, M. and Best, M.C., "On-line PID tuning for engine idle-speed control using continuous action reinforcement learning automata", *Control Engineering Practice,* Vol. 8, pp. 147-154, (2000).
11. Frost, G., Howell, M., Gordon, T. and Wu, Q., "Dynamic vehicle roll control using reinforcement

learning", (1996).
12. Howell, M.N. Frost, G.P. Gordon, T.J. and Wu, Q.H., "Continuous action reinforcement learning applied to vehicle suspension control", *Mechatronics,* Vol. 7, pp. 263-276, (1997).
13. Bucak, İ. and Öz, H., "Vibration control of a nonlinear quarter-car active suspension system by reinforcement learning", *International Journal of Systems Science,* Vol. 43, pp. 1177-1190, (2012).
14. Lauer, M., "A case study on learning a steering controller from scratch with reinforcement learning," in *Intelligent Vehicles Symposium (IV), 2011 IEEE*, pp. 260-265, (2011).
15. Akbari, A.A. and Goharimanesh, M., "Yaw Moment Control Using Fuzzy Reinforcemnt Learning", *Advanced Vehicle Control (AVEC14)*, (2014).
16. Vogel, A ., Ramachandran, D., Gupta, R. and Raux, A., "Improving Hybrid Vehicle Fuel Efficiency Using Inverse Reinforcement Learning", *AAAI*, (2012).
17. Woodbury, T., Dunn, C. and Valasek, J., "Autonomous Soaring Using Reinforcement Learning for Trajectory Generation", (2014).
18. Ng, A.Y., Kim, H.J. Jordan, M.I. Sastry, S. and Ballianda, S., "Autonomous Helicopter Flight via Reinforcement Learning", *NIPS*, (2003).
19. Cam, B. Dembia, C. and Israeli, J., "Reinforcement learning for bicycle control", (2013).
20. Yamashita, S., Horiuchi, T. and Kato, S., "A study on skill acquisition in trailer-truck steering problem by reinforcement learning", *SICE 2002. Proceedings of the 41st SICE Annual Conference*, pp. 810-812, (2002).
21. Kirkpatrick, K. and Valasek, J., "Reinforcement learning for characterizing hysteresis behavior of shape memory alloys", *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication,* Vol. 6, pp. 227-238, (2009).
22. Kirkpatrick, K. and Valasek, J., "Active length control of shape memory alloy wires using reinforcement learning", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures,* Vol. 22, pp. 1595-1604, (2011).
23. Zhou, M., Hu, B., Gao, W. and Wang, J., "Reinforcement Learning Fuzzy Neural Network Control for Magnetic Shape Memory Alloy Actuator," *International Journal of Control & Automation,* Vol. 7, No. 6, pp. 109-122, (2014).
24. Uragami, D., Takahashi, T. and Matsuo, Y., "Cognitively inspired reinforcement learning architecture and its application to giant-swing motion control", *Biosystems,* Vol. 116, pp. 1-9, (2014).
25. Shahriari, M. and Khayyat, A.A., "Gait analysis of a six-legged walking robot using fuzzy reward reinforcement learning", *Fuzzy Systems (IFSC), 13th Iranian Conference on*, pp. 1-4, (2013)
26. Navarro-Guerrero, N., Weber, C., Schroeter, P. and Wermter, S., "Real-world reinforcement learning for autonomous humanoid robot docking", *Robotics and Autonomous Systems,* Vol. 60, pp. 1400-1407, (2012).
27. Miljković, Z. Mitić, M. Lazarević, M. and Babić, B., "Neural network reinforcement learning for visual control of robot manipulators", *Expert Systems with Applications,* Vol. 40, pp. 1721-1736, (2013).
28. Kober, J., Bagnell, J.A. and Peters, J., "Reinforcement learning in robotics: A survey," *The International Journal of Robotics Research,* Vol. 32, pp. 1238-1274, (2013).
29. Fernandez-Gauna, B., Lopez-Guede, J.M. and Graña, M., "Transfer learning with partially constrained models: application to reinforcement learning of linked multicomponent robot system control", *Robotics and Autonomous Systems,* Vol. 61, pp. 694-703, (2013).
30. Fernandez-Gauna, B., Ansoategui, I. Etxeberria-Agiriano, I. and Graña, M., "Reinforcement learning of ball screw feed drive controllers", *Engineering Applications of Artificial Intelligence,* (2014).
31. Zarandi, M.H.F. Moosavi, S.V. and Zarinbal, M., "A fuzzy reinforcement learning algorithm for

inventory control in supply chains", *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,* Vol. 65, pp. 557-569, (2013).
32. Parbhoo, S., "A reinforcement learning design for HIV clinical trials", (2014).
33. Syafiie, S. Tadeo, F. and Martinez, E., "Model-free learning control of neutralization processes using reinforcement learning", *Engineering Applications of Artificial Intelligence,* Vol. 20, pp. 767-782, (2007).
34. Syafiie, S. Tadeo, F., Martinez, E. and Alvarez, T., "Model-free control based on reinforcement learning for a wastewater treatment problem", *Applied Soft Computing,* Vol. 11, pp. 73-82, (2011).
35. Zhao, Y., Zeng, D., Socinski, M.A. and Kosorok, M.R. "Reinforcement learning strategies for clinical trials in nonsmall cell lung cancer", *Biometrics,* Vol. 67, pp. 1422-1433, (2011).
36. Farjadian, A.B. Yazdanpanah, M.J. and Shafai, B., "Application of Reinforcement Learning in Sliding Mode Control for Chattering Reduction", *Proceedings of the World Congress on Engineering*, (2013).
37. Khan, S.G., Herrmann, G., Lewis, F.L., Pipe, T. and Melhuish, C., "Reinforcement learning and optimal adaptive control: An overview and implementation examples", *Annual reviews in control,* Vol. 36 ,pp. 42-59, (2012).
38. Berenji, H., and Jamshidi, M., "Fuzzy reinforcement learning for System of Systems (SOS)," *IEEE International Conference on Fuzzy Systems, FUZZ 2011, June 27, 2011 - June 30, 2011*, Taipei, Taiwan, pp. 1689-1694, (2011).
39. Berenji, H.R., "A reinforcement learning—based architecture for fuzzy logic control", *International Journal of Approximate Reasoning,* Vol. 6, pp. 267-292, (1992).
40. Lee, C.-C. and Berenji, H., "An intelligent controller based on approximate reasoning and reinforcement learning", *Intelligent Control, 1989. Proceedings., IEEE International Symposium,* pp. 200-205, (1989).
41. Zadeh, L.A., "Toward a theory of fuzzy information granulation and its centrality in human reasoning and fuzzy logic", *Fuzzy Sets and Systems,* Vol. 90, pp. 111-127, (1997).

مدل‌سازی عددی بویلر نیروگاه توس به‌منظور امکان‌سنجی افزایش راندمان*

مرتضی عنبرسوز[۱] محمد پسندیده‌فرد[۲] ناصر شاله[۳]

چکیده در این مقاله، به‌منظور امکان‌سنجی افزایش راندمان و کاهش تولید آلاینده‌ها، بویلر نیروگاه توس مشهد با استفاده از شبیه‌سازی رایانه‌ای مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور، ابتدا وضعیت فعلی بویلر نیروگاه با سوخت مازوت شبیه‌سازی شده و نتایج عددی با نتایج اندازه‌گیری‌های تجربی موجود در نیروگاه مقایسه گردیده‌اند که تطابق خوبی بین آنها مشاهده شده است. سپس اثر پارامترهای مختلف از جمله قطر ذرات سوخت پاشش شده، دبی هوای ورودی و جهات چرخش هوای ورودی از مشعل‌های بویلر بر راندمان حرارتی و میزان تولید آلاینده‌های اکسیدهای ازت (ناکس) و دوده بررسی شده است. آرایش مناسبی برای چرخش هوای ورودی از ۹ مشعل نیروگاه با استفاده از شبیه‌سازی عددی معرفی شده است که باعث افزایش راندمان و عمر بویلر خواهد شد.

واژه‌های کلیدی نیروگاه حرارتی، قطر قطرات سوخت، آلاینده، راندمان، جهت چرخش.

Numerical Simulation of Toos Power Plant Boiler to Improve its Thermal Efficiency

M. Anbarsooz M. Pasandideh-Fard N. Shaleh

Abstract In this study, the boiler of Mashhad Toos power plant is studied numerically in order to investigate the possibility to improve its efficiency and reduce its pollutants emission. In this regard, first the current status of the boiler is simulated and the numerical results are compared with the available experimental data, where a good agreement is observed. Next, the effects of the injected fuel droplets' diameters, air flow rate and the inlet air swirl direction arrangement on the boiler thermal efficiency and pollution emissions are studied. An appropriate arrangement of the inlet air swirl directions for the nine liquid-fueled burners of the boiler is proposed that will lead to a higher boiler thermal efficiency and lifetime.

Key Words Power plant, Droplet diameter, Pollutants, Efficiency, Swirl direction

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/۱۲/۱٦ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۱/۸ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول، استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه مهندسی فناوری‌های نوین قوچان. Anbarsouz@qiet.ac.ir

(۲) استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۳) کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، شرکت مدیریت تولید برق مشهد.

مقدمه

امروزه، شبیه‌سازی عددی به ابزاری مهم در طراحی و تجزیه و تحلیل بویلر و تجهیزات جانبی آن تبدیل شده است. هدف از به‌کارگیری چنین مدل‌های عددی، طراحی بهینه یک بویلر جدید و یا بهینه‌سازی طراحی اجزای یک بویلر در حال بهره‌برداری برای دستیابی به راندمان بالاتر و در عین حال با تولید آلاینده‌های حاصل از احتراق در حد مجاز است.

وجود مقادیر قابل توجه گوگرد و ازت در سوخت مازوت (غلظت گوگرد حدود ۲/۵ تا ۳/۵ درصد و غلظت ازت حدود ۰/۲ تا ۰/۳ درصد) برحسب شرایط احتراق می‌تواند سبب تشکیل و انتشار مقادیر زیاد اکسیدهای گوگرد و ازت گردد. با توجه به بالا بودن نسبت کربن به هیدروژن در سوخت نفت کوره نسبت به سوخت‌های سبک مانند گاز طبیعی، بخش مهم دیگری از آلاینده‌های احتراق ناشی از احتراق ناقص سوخت می‌باشد. مهم‌ترین این آلاینده‌ها مونوکسیدکربن و دوده می‌باشند که انتشار این گونه‌ها علاوه بر اثرات مضر زیست محیطی سبب کاهش راندمان احتراق نیز می‌گردند.

از مهم‌ترین پارامترهای احتراقی مؤثر بر میزان تشکیل و انتشار آلاینده‌های احتراق می‌توان به دما و میزان اختلاط سوخت و هوا اشاره نمود. اختلاط بهتر سوخت و هوا سبب کاهش تشکیل آلاینده‌های کربنی (مونوکسید کربن و دوده)، افزایش دما و راندمان احتراق می‌گردد. از طرفی افزایش دما در نواحی داغ شعله، سبب افزایش چشم‌گیر میزان تشکیل اکسیدهای ازت و گوگرد می‌گردد. از جمله عوامل مهم دیگر در کنترل میزان آلاینده‌های اکسیدهای ازت و گوگرد میزان تابش می‌باشد. با افزایش میزان تابش، دمای ماکزیمم شعله کم می‌شود و در نتیجه میزان تشکیل این آلاینده‌ها کاهش چشم‌گیری می‌یابد. از عوامل مؤثر بر افزایش میزان تابش شعله می‌توان به تشکیل دوده در شعله و احتراق آن قبل از خروج از محفظهٔ احتراق اشاره نمود.

مشاهده می‌شود میزان تشکیل اکسیدهای ازت و گوگرد، مونوکسید کربن، دوده و راندمان احتراق شدیداً به یکدیگر وابسته‌اند و با تغییر در شرایط احتراق میزان هر یک از آنها تغییر می‌کند. پیچیدگی فرآیند احتراق سوخت‌های هیدروکربنی سنگین و اهمیت تابش و اغتشاشات جریان بر نرخ احتراق و توزیع دما، سبب شده تا برای انتخاب بهینهٔ پارامترهای طراحی از جمله مشخصات سیستم تزریق سوخت، دبی و دمای هوای ورودی و ... نیاز به ابزاری باشد که توانایی اعمال اثر تمامی پارامترهای مذکور را بر احتراق داشته باشد. شبیه‌سازی رایانه‌ای یکی از روش‌های مناسب برای مطالعهٔ فرآیند احتراق است که به‌ویژه اخیراً برای محاسبهٔ آلاینده‌ها بسیار توسعه پیدا کرده و مورد استفاده قرار گرفته است. در ادامه به اختصار، به چند پژوهش انجام شده در حوزهٔ طراحی، تجزیه و تحلیل و بهینه‌سازی نازل‌های سوخت و بویلر اشاره می‌شود.

اولین پژوهش مورد مطالعه، توسط محققان موسسهٔ PSL (Process Simulation LTD) [1] انجام گرفته است. آنان در این مطالعه به شبیه‌سازی بویلر بازیابی عصارهٔ سیاه چوب (Black Liquor) (نوعی زیست تودهٔ حاصل از فرآیندهای تولید کاغذ) پرداختند. بویلرهای مذکور همواره با مشکلاتی هم‌چون آلایندگی بالا، تنش‌های حرارتی بزرگ و ناپایداری بستر سوخت مواجه بوده‌اند. محققان موسسه مذکور، با شبیه‌سازی بویلر بازیابی و مطالعهٔ پارامترهای عملکردی آن موفق شدند با بهینه‌سازی توزیع جریان در بویلر، آلایندگی آن را به‌میزان قابل‌توجهی کاهش دهند و بر راندمان آن بیافزایند.

کازین و همکاران [12] به مدل‌سازی عددی جریان داخلی در نازل‌های با جریان گردشی فشار بالا پرداختند و سه مدل بدون بعد و یک مدل تک‌بعدی را به‌منظور پیش‌بینی عملکرد نازل به‌کار گرفتند. اولین مدل تک‌بعدی، مدل دوماس و لاستر (Doumas &

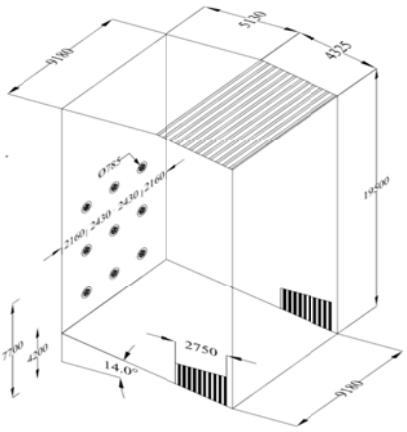
Laster) نام داشت که براساس آن، جریان، غیر لزج و ساختار ورودی جریان، به‌صورت مماسی فرض می‌شد. مدل دوم، نمونهٔ بهبودیافته‌ای از مدل اول بود که هرچند برخلاف مدل اول، جریان ورودی را به‌طور کامل مماسی در نظر نمی‌گرفت، لیکن اثر اصطکاک دیواره و ابعاد ورودی نازل هم‌چون زاویهٔ پاشش سوخت را در محاسبات وارد نمی‌کرد. مدل سوم، پسای کلی (Global drag) نام داشت که اثر اصطکاک را نیز در نظر می‌گرفت و بدین ترتیب تطابق قابل‌قبولی بین نتایج عددی و تجربی پدید می‌آورد. مدل یک‌بعدی نیز به‌منظور احتساب آثار اصطکاک محلی (ناشی از هر دو مؤلفهٔ سرعت محوری و مماسی) به‌کار گرفته شد. صحت مدل مذکور به‌طور کامل تأیید شده است و می‌توان از آن به‌عنوان ابزاری برای طراحی نازل‌هایی با جریان گردشی و در فشار بالا استفاده کرد.

چوئی و همکاران [3] با توجه به نیاز کشور کانادا به تبدیل نیروگاه‌های سوخت مایع به نیروگاه‌های گازی، پژوهشی در این زمینه انجام دادند. برای این منظور آن‌ها اقدام به مدل‌سازی عددی بویلری با سوخت مازوت و تبدیل آن به بویلری با سوخت گازی و سپس بهینه‌سازی جریان در داخل بویلر گازی نمودند. هدف نهایی پژوهش مذکور، یافتن شرایط کارکردی بهینه و به حداقل رساندن میزان آلاینده‌ها در بویلر گازی بود. شرکت بایوس (BIOS Co.) نیز یکی از شرکت‌های فعال در زمینهٔ بهینه‌سازی عملکرد بویلرها و کوره‌ها با استفاده از سوخت‌های زیست توده (Biomass) است. این شرکت با استفاده از مدل‌سازی عددی اقدام به بهینه‌سازی تعداد زیادی از کوره‌ها و بویلرهای حرارتی کرده است. چنی و همکاران [5] با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت (Fluent) یک نیروگاه مقیاس کوچک با سوخت زیستی را شبیه‌سازی کردند و کوشیدند این نیروگاه را از نظر راندمان حرارتی و میزان نشر آلاینده‌های اکسیدهای نیتروژن بهینه کنند. ژنگ و همکاران [6] با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت روش‌های ایجاد احتراقی با تولید حداقل آلاینده‌های اکسیدهای نیتروژن را در یک نیروگاه با سوخت زغال-سنگ مورد بررسی قرار دادند. هم‌چنین لیو و همکاران [7] یک بویلر ٦٦٠ مگاواتی متعلق به شرکت فاستر-ویلر (Foster- Wheeler) را از نقطه‌نظر راندمان و تولید آلاینده‌ها با استفاده از شبیه‌سازی عددی مورد بررسی قرار دادند.

در مقالهٔ حاضر با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی اثر پارامترهای مختلف بر راندمان حرارتی و میزان تولید آلاینده‌ها در بویلر نیروگاه توس مشهد پرداخته شده است. بدین منظور مدل سه‌بعدی از هندسهٔ محفظهٔ احتراق بویلر مذکور تولید و شبکه‌بندی شده و معادلات حاکم بر جریان آشفتهٔ احتراقی همراه با تابش با استفاده از روش حجم‌های کنترلی (Control volume approach) حل شده‌اند. اعتبارسنجی حل عددی توسط مقایسهٔ نتایج عددی با مقادیر اندازه‌گیری شده در نیروگاه توس انجام شده است که تطابق قابل‌قبولی در آن مشاهده می‌شود. پس از اطمینان از صحت مدل‌سازی، اثر پارامترهای مختلف از جمله قطر قطرات سوخت پاشش شده، دبی و جهت چرخش هوای ورودی و دمای پیش گرمایش هوا بر راندمان بویلر و هم‌چنین تشکیل آلاینده‌های اکسید نیتروژن و دوده مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

مشخصات بویلر مورد بررسی

شکل هندسی و ابعاد محفظهٔ بویلر واحد ۱ نیروگاه توس در شکل (۱) نشان داده شده است. این بویلر شامل ۹ مشعل مجهز به نازل‌های پاشش سوخت مایع و گاز می‌باشد که براساس فصول مختلف سال مورد استفاده قرار می‌گیرند. در شکل (۲) ساختمان یکی از این مشعل‌ها نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود هوای ورودی به محفظهٔ احتراق از اطراف نازل‌ها به داخل محفظه وارد می‌شود. جهت اختلاط بهتر هوا و سوخت در مسیر جریان هوا از پره‌های مولد چرخش استفاده شده است.



شکل ۱ هندسه و ابعاد بویلر مورد مطالعه، (ابعاد به میلی‌متر می‌باشند.)



شکل ۲ تصویر نازل پاشش سوخت، کانال ورود هوا و تجهیزات نصب شده در آن

جدول ۱ پارامترهای کارکردی بویلر

شرح داده	واحد	مقدار
دبی جرمی هوای ورودی به بویلر	Kg/s	140
دمای هوای ورودی به بویلر	°C	288
نسبت سرعت محوری به سرعت مماسی در ورودی هوای بویلر	---	0.125
دبی جرمی جریان برگشتی به بویلر از لانگشتروم	Kg/h	82917
فشار داخل بویلر	mmHg	370
دبی جرمی سوخت مایع	ton/hr	37.01
دمای سوخت مایع در ورود به نازل	°C	125
چگالی سوخت مایع در دمای 35°C	kg/m3	950

داده‌هایی که در شبیه‌سازی محفظهٔ بویلر فوق در حالت استفادهٔ کامل (توان حداکثر بویلر) از سوخت نفت کوره در شرایط توان خروجی 150 MW مورد استفاده قرار گرفته‌اند، در جدول (۱) ارائه شده‌اند.

معادلات حاکم

جریان در داخل کوره‌ها و محفظه‌های احتراق از نوع جریان‌های احتراقی چرخشی و مغشوش می‌باشد. معادلات حاکم بر این جریان‌ها، معادلات پیوستگی، اندازه‌حرکت، آشفتگی، انرژی، نرخ تولید و از بین رفتن گونه‌های شیمیایی و تابش بوده‌اند که با حل هم‌زمان این معادلات برای هندسهٔ بویلر با شرایط مرزی مشخص، مشخصات جریان احتراقی در محفظهٔ احتراق محاسبه می‌گردند. در احتراق سوخت مایع علاوه بر معادلات فوق، معادلات لاگرانژی مسیر ذرات سوخت و معادلات انرژی برای محاسبهٔ نرخ تبخیر سوخت نیز حل می‌شوند. معادله دیفرانسیل کلی بقا در فاز گازی برای متغیر φ به‌صورت زیر می‌باشد [8]:

$$(\rho u_i + \overline{\rho' u_i'})\frac{\partial \phi_i}{\partial x_i} = -\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho\overline{u'_j\phi'_j} + u_j\overline{\rho'\phi'} + \overline{\rho' u'_j\phi'}\right) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_j}\right) + S_\phi \qquad (۱)$$

که در آن u_i مولفه‌های متوسط‌گیری شدهٔ زمانیِ سرعت، S_ϕ عبارت چشمه، Γ_ϕ ضریب پخش و $u'_j\phi'_j$ جملات نوسانی آشفتگی هستند که توسط مدل‌های اغتشاشی مدل‌سازی می‌شوند [8]. برای مدل‌سازی اغتشاشات جریان از مدل RNG k-ε و برای مدل‌سازی تابش از مدل Discrete Ordinate استفاده شده است [8]. مدل‌سازی احتراق با استفاده از مدل Species Transport و برای در نظر گرفتن اثرات آشفتگی بر نرخ واکنش‌های شیمیایی از مدل Eddy Dissipation

استفاده شده است. با توجه به این‌که در این پژوهش برای حل معادلات حاکم از نرم‌افزار تجاری فلوئنت استفاده شده است، از ذکر جزئیات تمامی معادلات حاکم بر مسئله اجتناب شده است و تنها در ادامه معادلات حاکم بر فاز مایع بیان شده است.

پیش‌بینی سرعت ذرات سوخت و یافتن مسیر آنها، بسیار بااهمیت است. رفتار این ذرات به‌وسیلهٔ موقعیت، جرم، دما، سرعت اولیه و سپس با بالانس نیروهای خارجی از قبیل نیروهای وارد از طرف سیال، قابل ارزیابی است. اینرسی هر قطره نیز با توجه به اندازهٔ آن، معلوم می باشد. مسیر حرکت قطرهٔ مایع در داخل بویلر را نیز می توان با حل کردن روابط حرکت قطره، تعیین نمود. معادلات اندازه‌حرکت ذرات مایع با استفاده از موازنهٔ نیروهای خارجی وارد بر قطره به‌دست می‌آیند.

با موازنهٔ نیروها در جهت فرضی x در دستگاه مختصات کارتزین و پس از انجام برخی عملیات جبری، معادلهٔ حرکت قطره در این جهت، به‌صورت زیر خواهد شد [8].

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(\hat{u} - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \qquad (۲)$$

که در آن، $\hat{u}$ سرعت محوری گاز، ρ_p چگالی قطره، ρ چگالی سیال اطراف قطره، F_x مجموع نیروهای ناشی از جرم مجازی و گرادیان فشار و u_p سرعت محوری قطرهٔ سوخت می باشد. F_D از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$F_D = \frac{18\mu_g C_D Re}{24\rho_p d_p^2} \qquad (۳)$$

در این رابطه، μ_g لزجت گاز و d_p قطر قطره است. C_D و Re نیز به‌ترتیب ضریب درگ و عدد رینولدز محلی هستند و از روابط زیر به‌دست می‌آیند [5]:

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2} \qquad (٤)$$

$$Re = \rho_g d_p \frac{\left|u_p - \hat{u}\right|}{\mu_g} \qquad (٥)$$

رابطهٔ (٤) رابطه ای است که در نرم‌افزار فلوئنت از آن برای تعیین ضریب درگ استفاده شده است و در آن a_1 تا a_3 ضرائب ثابتی هستند. نیروی ناشی از جرم مجازی، که نیروی مورد نیاز برای شتاب دادن سیال اطراف ذره می‌باشد، مطابق رابطهٔ زیر محاسبه می‌شود:

$$F_x = \frac{1}{2}\frac{\rho}{\rho_p}\frac{d}{dt}(u - u_p) \qquad (٦)$$

و نیروی ناشی از گرادیان فشار نیز از رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید [8]:

$$F_x = (\frac{\rho}{\rho_p})u_{pi}\frac{\partial u}{\partial x_i} \qquad (۷)$$

در نرم‌افزار فلوئنت طول عمر یک قطره سوخت مایع از زمان پاشش تا زمانی‌که کاملاً تبخیر شود به سه قسمت تقسیم شده است:

- از زمان تزریق قطره تا زمانی‌که دمای آن (Tp) به دمای تبخیری که توسط کاربر مشخص می‌شود (Tvap) می‌رسد،
- از زمانی‌که دمای قطره به دمای تبخیر (Tvap) می‌رسد تا زمانی‌که دمای آن به دمای جوش (Tbp) می‌رسد،
- و از زمانی‌که قطره به دمای جوش رسیده است، تا زمانی‌که کاملاً تبخیر شود.

در هر یک از این حالات، معادلات خاصی برای انتقال حرارت و جرم قطره حل می‌شوند، که در ادامه به آنها اشاره می‌گردد.

- از زمان تزریق قطره تا زمانی‌که دمای آن (Tp) به دمای (Tvap) می‌رسد (Tp < Tvap):

در این صورت یک معادلهٔ انتقال حرارت ساده

برای تعیین دمای گذرای قطره بر مبنای نرخ انتقال حرارت جابه‌جایی و تابشی حل می‌شود که عبارتست از:

$$m_l C_{p,l}\frac{dT_l}{dt} = hA_p(T_\infty - T_l) + \varepsilon A_p\sigma(T_r^4 - T_l^4) \qquad (۸)$$

که در آن T_l دمای قطره، A_p سطح قطره، T_∞ دمای محلی فاز پیوسته، h ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی، ε گسیلمندی قطرهٔ ثابت استفان بولتزمن، T_r دمای تابش و $C_{p,l}$ و m_l نیز به‌ترتیب گرمای ویژه و جرم قطره هستند. دمای تابش از رابطهٔ زیر محاسبه می‌شود:

$$T_r = \left(\frac{G}{4\sigma}\right)^{1/4} \qquad (۹)$$

که در آن G تابش برخوردکننده به قطرهٔ سوخت است که با انتگرال‌گیری از شدت تابش I مطابق با رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید:

$$I = \int_{\Omega=4\pi} I d\Omega \qquad (۱۰)$$

- از زمانی که دمای قطره به دمای تبخیر می رسد تا زمانی که دمای آن به دمای جوش (Tbp) می‌رسد:

از این لحظه قطره شروع به تبخیر شدن می‌کند و نرخ تبخیر بر مبنای اختلاف غلظت بخار در سطح قطره و در بالک گاز مطابق با رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید:

$$N_i = k_c(C_{i,s} - C_{i,\infty}) \qquad (۱۱)$$

که در آن N_i شار مولی بخار سوخت، k_c ضریب انتقال جرم، $C_{i,s}$ غلظت بخار سوخت روی سطح قطره و $C_{i,\infty}$ غلظت بخار در بالک سیال می‌باشند. غلظت بخار روی سطح قطره با توجه به این فرض محاسبه می‌شود که فشار جزئی بخار سوخت روی سطح قطره برابر با فشار اشباع بخار سوخت در دمای قطره است. در نهایت دمای قطره با استفاده از رابطهٔ زیر به‌روز می‌شود:

$$m_l C_{p,l}\frac{dT_l}{dt} = hA_p(T_\infty - T_l) + \varepsilon A_p\sigma(T_r^4 - T_l^4) + \frac{dm_l}{dt}h_{fg} \qquad (۱۲)$$

که در آن h_{fg} گرمای نهان تبخیر سوخت است. ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی قطره با توجه به رابطهٔ ارائه‌شده برای انتقال حرارت از کره، به‌صورت زیر تعیین می‌شود [8]:

$$Nu = \frac{hD}{k_g} = 2 + 0.6\,Re^{1/2}\,Pr^{1/3} \qquad (۱۳)$$

که در آن، Pr عدد پرانتل محیط گازی می باشد. مشابه با ضریب انتقال حرارت، ضریب انتقال جرم برای قطره از رابطهٔ زیر به‌دست می‌آید:

$$Sh = \frac{k_c d_p}{D_{i,m}} = 2.0 + 0.6\,Re_d^{1/2}\,Sc^{1/3} \qquad (۱٤)$$

که در آن $D_{i,m}$ ضریب پخش بخار سوخت در بالک سیال، Sh عدد اشمیت و d_p قطر قطرهٔ سوخت است.

- زمانی که قطره به دمای جوش برسد:

زمانی که دمای قطرهٔ سوخت به دمای جوش خود برسد، معادله نرخ تبخیر به شکل زیر اعمال می‌شود [8]:

$$\frac{d(d_p)}{dt} = \frac{4k_\infty}{\rho_l c_{p,\infty} d_p}(1 + 0.23\sqrt{Re_d})\ln\left[1 + \frac{c_{p,\infty}(T_\infty - T_p)}{h_{fg}}\right] \qquad (۱۵)$$

در این رابطه، $c_{p,\infty}$ ظرفیت گرمائی فاز پیوسته، ρ_l چگالی قطرهٔ سوخت و k_∞ ضریب هدایت فاز پیوسته می باشند. با توجه به این که در جوشش دمای قطره ثابت باقی می‌ماند، با توجه به رابطهٔ (۱۲) داریم:

$$-\frac{dm_l}{dt}h_{fg} = hA_p(T_\infty - T_l) + \varepsilon A_p\sigma(T_r^4 - T_l^4) \qquad (۱٦)$$

بنابراین با توجه به رابطهٔ (۱۵) خواهیم داشت:

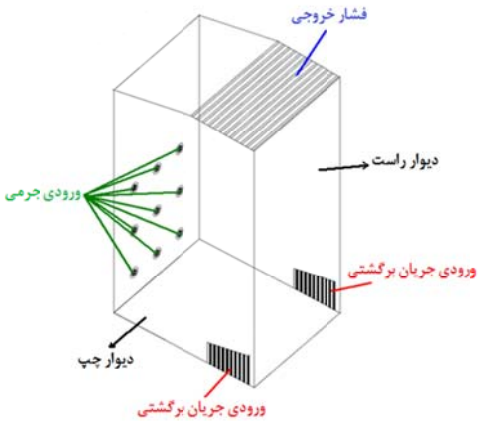
$$-\frac{d(d_p)}{dt}=\frac{2}{\rho_l h_{fg}}\left[\frac{k_\infty Nu(T_\infty-T_p)}{d_p}+\varepsilon\sigma(T_r^4-T_p^4)\right] \quad (۱۷)$$

که در آن Nu عدد ناسلت است که با استفاده از رابطهٔ (۱۳) قابل‌محاسبه است. با جای‌گذاری مقادیر مربوط در این رابطه و ساده‌سازی رابطه نرخ تغییر قطر قطرهٔ سوخت به شکل زیر تبدیل خواهد شد:

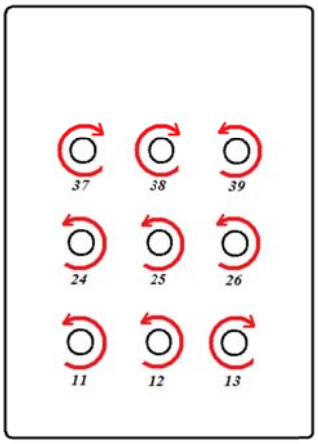
$$-\frac{d(d_p)}{dt}=\frac{2}{\rho_l h_{fg}}\left[\frac{2k_\infty(1+0.23\sqrt{Re_d})}{d_p}(T_\infty-T_p)+\varepsilon\sigma(T_r^4-T_p^4)\right] \quad (۱۸)$$

شرایط مرزی و روش حل عددی

شرایط مرزی اعمال شده برای حل در شکل (۳) آورده شده است. مقادیر سرعت‌ها و دماها براساس اطلاعات جدول (۱) برای هر مشعل محاسبه و اعمال شده‌اند. جهت چرخش هوای هر یک از مشعل‌ها در شکل (٤) نشان داده شده است. هم‌چنین شرایط مرزی دیوارهٔ بویلر با توجه به جریان دو فازی بخار- مایع داخل لوله‌های بویلر، دما ثابت فرض شده است. برای حل عددی معادلات حاکم از روش حجم‌های محدود با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. شبیه‌سازی‌ها در حالت پایا و با استفاده از حل‌گر فشار-مبنا انجام شده‌اند.



شکل ۳ شرایط مرزی مورد استفاده در حل عددی.



شکل ٤ آرایش جهت چرخش هوای ورودی به بویلر با توجه به شمارهٔ مشعل (رقم اول ردیف قرارگیری مشعل و رقم دوم شمارهٔ مشعل به‌ترتیب از گوشهٔ پایین سمت چپ را نشان می‌دهد)

مدل‌سازی تشکیل آلاینده‌ها

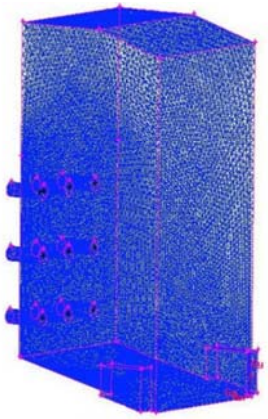
آلاینده‌هایی که اغلب در نیروگاه‌های حرارتی مورد توجه هستند و در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفته‌اند، دوده و اکسیدهای نیتروژن می‌باشند. فرآیند تشکیل و رشد دوده در جریان‌های آشفتهٔ احتراقی از پیچیدگی بسیاری برخوردار است. استیلن در اثر واکنش‌های مختلف شیمیایی در هنگام احتراق هیدروکربن‌ها تشکیل می‌گردد و باعث تولید حلقه‌های بنزن اشباع شده می‌شود. حلقه‌های بنزن با یکدیگر ترکیب می‌شوند و تولید حلقه‌های بزرگ‌تری می‌کنند که هیدروکربن‌های حلقوی و چندحلقه‌ای نامیده می‌شوند. رشد هیدروکربن‌های حلقوی و چندحلقه‌ای سبب تشکیل ذرات جامد در فاز گاز می‌شود که به آن-ها، هستهٔ دوده گفته می‌شود. با توجه به پیچیدگی فرآیندهای فیزیکی و شیمیایی حاکم بر این پدیده، محاسبهٔ میزان تشکیل دوده در فرآیند احتراق با استفاده از مدل‌های نیمه‌تجربی انجام می‌شود. در این تحقیق از مدل دو مرحله‌ای تسنر [9] برای مدل‌سازی نرخ هسته‌زایی و تشکیل دوده استفاده شده است.

فرآیند تشکیل اکسیدهای نیتروژن (ناکس) نیز مانند دوده بسیار پیچیده می‌باشد. به‌طور عمده سه

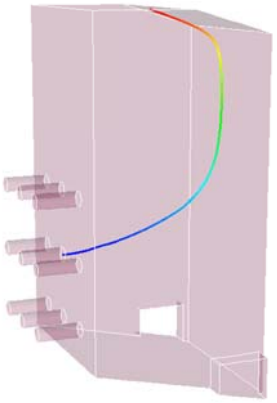
مکانیزم برای تولید ناکس در احتراق مطرح می‌باشند [10] که عبارتند از مکانیزم گرمایی زلدوویچ [8]، مکانیزم سوختی [8] و مکانیزم فوری [8]. مکانیزم گرمایی مهم‌ترین مکانیزمی است که تاکنون شناخته شده است و وابستگی شدیدی به دما دارد. به همین دلیل با توجه به افزایش دمای شعله با افزایش تعداد کربن‌های موجود در زنجیرهٔ سوخت، فرآیند تشکیل ناکس از اهمیت بیشتری برخوردار است. ناکس سوختی، هنگامی که کسر جرمی نیتروژن در سوخت بیش از ۰/۱ درصد باشد، به‌وسیلهٔ اکسیداسیون ترکیبات نیتروژن‌دار سوخت در ناحیهٔ شعله تشکیل می‌شود و مقدار آن قابل‌توجه خواهد بود. با توجه به درصد بالای نیتروژن موجود در سوخت مازوت (حدود ۰/۲۶ درصد) مقادیر این آلاینده نیز قابل‌توجه است. در مکانیزم ناکس فوری که در سال ۱۹۷۱ توسط فنیمور مطرح گردیده است، در اثر برخورد بین مولکول‌های نیتروژن و رادیکال‌های هیدروکربن اکسیدهای نیتروژن تولید می‌گردد. تشکیل این اکسید اساساً به غلظت رادیکال در ناحیهٔ اول شعله وابسته است و سهم آن در حالت احتراق با اکسیژن اضافی ناچیز است. در مخلوط‌های غنی از سوخت با وجود دماهای پایین، سهم ناکس فوری ممکن است به ۲۵ درصد کل ناکس برسد. در شبیه‌سازی‌های انجام شده در این پژوهش هر سه نوع مکانیزم برای تولید اکسیدهای نیتروژن در نظر گرفته شده‌اند و مقادیر گزارش برابر با مجموع مقادیر هر سه مکانیزم می‌باشد.

نتایج

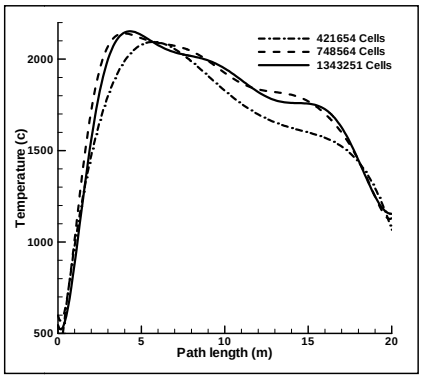
شبیه‌سازی وضعیت فعلی نیروگاه. ابتدا به‌منظور بررسی صحت و میزان دقت مدل‌سازی عددی، شرایط موجود در وضعیت فعلی نیروگاه شبیه‌سازی شده‌اند و نتایج عددی با نتایج تجربی موجود مقایسه گردیده‌اند. قطر متوسط ساتر (Sauter Mean Diameter (SMD)) [11] قطرات سوخت پاشش‌شده در وضعیت فعلی نیروگاه برابر با ۵۵ میکرون می‌باشد. کلیهٔ قطرهای متوسط ذکر شده در این مقاله، مقادیر SMD می‌باشند.



شکل ۵ شبکه‌بندی محیط حل



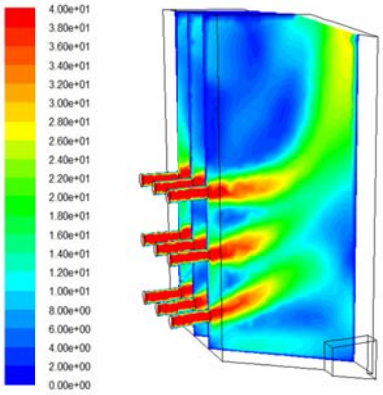
(الف)



(ب)

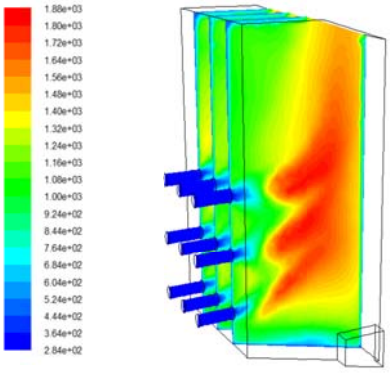
شکل ٦ بررسی اثر استقلال نتایج از شبکه، (الف) خط جریان تولید شده از مشعل میانی، (ب) توزیع دما روی خط جریان ایجادشده

در شکل (۵) شبکهٔ محاسباتی تولید شده نشان داده شده است. در بهترین شبکهٔ محاسباتی که پس از انجام مطالعه استقلال از شبکه حاصل گردید، محیط حل (محیط داخل بویلر) به ۷٤۸٥٦٤ سلول چهاروجهی تقسیم شده است که شبکه در نقاط نزدیک به مشعل‌ها ریز شده است. به‌منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه، توزیع دما روی خط جریانی که از مشعل میانی ایجاد شده است به ازای سه شبکهٔ مختلف در شکل (٦) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، افزایش تعداد سلول‌های محاسباتی از ۷٤۸٥٦٤ به ۱۳٤۳۲٥۱ (نزدیک به دو برابر) تغییرات قابل‌توجهی را در توزیع دما ایجاد نکرده است.

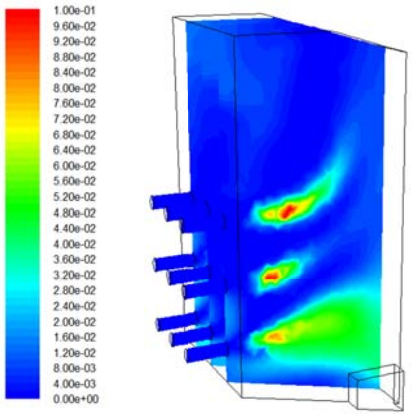


شکل ۷ توزیع سرعت درون بویلر (متر بر ثانیه)

در شکل (۷) توزیع سرعت جریان در مقاطع مختلف بویلر نشان داده شده است. بیشترین سرعت جریان در دهانه‌های ورودی مشعل‌ها اتفاق افتاده است که پس از ورود به بویلر تحت تأثیر نیروهای شناوری به سمت خروجی بویلر حرکت می‌کند. توزیع دما، بخار سوخت و اکسیژن در مقاطع مختلف بویلر برای شرایط کارکرد فعلی نیروگاه در شکل‌های (۱۰-۸) نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که به‌دلیل استفاده از سوخت سنگین (که دارای زمان تبخیر طولانی‌تری نسبت به سوخت‌های گازی هستند) دمای ماکزیمم شعله در نواحی دورتری از نقطهٔ پاشش اتفاق افتاده است و حداکثر غلظت بخار سوخت در مقاطع میانی بویلر دیده می‌شود. هم‌چنین اکسیژن پس از ورود به بویلر سریعاً مصرف شده و بیشترین مقدار را در دهانه ورودی هوا دارد.



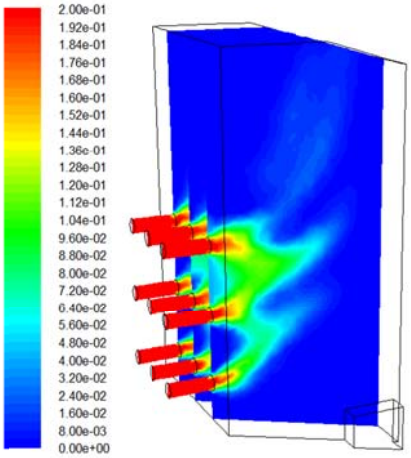
شکل ۸ توزیع دما درون بویلر (درجه کلوین)



شکل ۹ توزیع کسر جرمی بخار سوخت در مقاطع مختلف بویلر

به‌منظور بررسی دقت نتایج عددی، غلظت دی‌اکسید کربن خشک، متوسط دمای محصولات احتراق و غلظت آلاینده ناکس در خروجی بویلر در جدول (۲) با نتایج اندازه‌گیری‌های تجربی در نیروگاه توس مقایسه شده است که تطابق قابل‌قبولی بین آنها مشاهده می‌شود. بیشترین خطا مربوط به دمای خروجی بویلر می‌باشد که می‌تواند به‌دلیل در نظر گرفتن واکنش یک‌مرحله‌ای احتراق و هم‌چنین اثرات انتقال حرارت تابشی ناشی از وجود دوده در محصولات احتراق باشد. هم‌چنین اصلاح توزیع دمای دیوارهٔ بویلر

می‌تواند سبب افزایش دقت در دمای خروجی گردد.

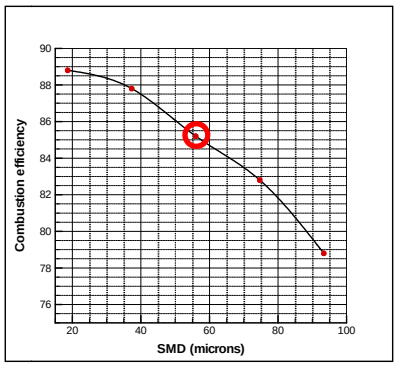


شکل ۱۰ توزیع کسر جرمی اکسیژن در مقاطع مختلف بویلر

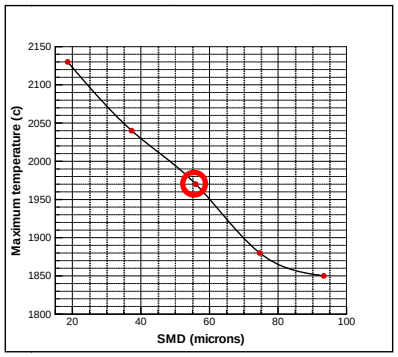
جدول ۲ مقایسهٔ نتایج حل عددی با نتایج تجربی موجود در نیروگاه

کمیت	مقدار تجربی	مقدار عددی	درصد خطا
درصد حجمی دی‌اکسید کربن	۱٤/٥	۱٤/۸۱	۲/۱
راندمان حرارتی بویلر	۸٥/۳	۸٤/٦۹	۰/۷
دمای محصولات احتراق (کلوین)	۱۲۸۳	۱٤۱۰	۹/۹
ناکس (ppm)	۳۸٦	٤۰٦	٥/۲

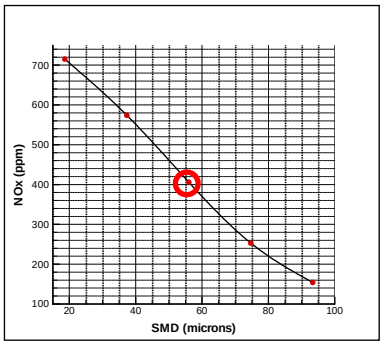
بررسی راهکارهای افزایش راندمان. در این پژوهش اثر قطر قطرات سوخت، دبی هوای ورودی و جهات چرخش هوای ورودی بر روی راندمان و میزان آلاینده‌های بویلر مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل (۱۱) اثر قطر متوسط ذرات سوخت پاشش شده بر راندمان حرارتی بویلر نشان داده شده است. وضعیت فعلی نیروگاه با استفاده از دایره روی شکل متمایز شده است. راندمان حرارتی به‌صورت نسبت کل حرارت آزاد شده (مجموع شار دیواره‌های بویلر و شار خروجی دودکش) به کل ارزش حرارتی سوخت پاشش شده، در نظر گرفته شده است. مشاهده می‌شود با افزایش قطر ذرات سوخت، راندمان حرارتی کاهش چشم‌گیری می‌یابد. هم‌چنین به‌دلیل زمان طولانی‌تر تبخیر قطرات با افزایش قطر، بخار سوخت در ناحیهٔ وسیع‌تری داخل بویلر پخش می‌شود و همان‌طور که شکل (۱۲) نشان می‌دهد، دمای ماکزیمم محفظهٔ احتراق کاهش می‌یابد. بدیهی است که این کاهش دمای ماکزیمم به مقدار قابل‌توجهی میزان تشکیل *NOx* حرارتی را کاهش می‌دهد (شکل ۱۳). از طرفی همان‌طور که شکل (۱٤) نشان می‌دهد به‌دلیل کاهش میزان اختلاط هوا با افزایش قطر، میزان دوده در خروجی بویلر افزایش یافته است. هم‌چنین میزان انتقال حرارت به دیوارهٔ بویلر نیز با افزایش قطر ذرات سوخت کاهش می‌یابد که این سبب کاهش راندمان انتقال حرارت داخل بویلر می‌گردد.



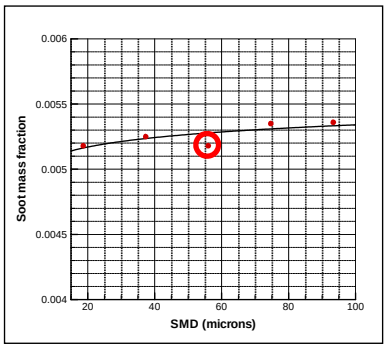
شکل ۱۱ اثر قطر قطرات پاشش شده بر راندمان حرارتی بویلر



شکل ۱۲ اثر قطر قطرات پاشش شده بر دمای حداکثر محفظه احتراق



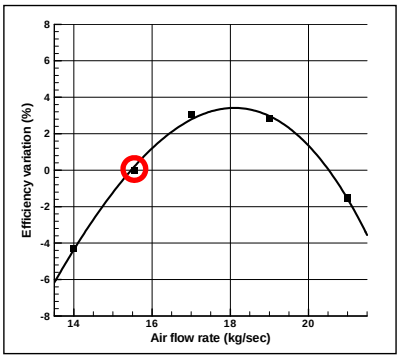
شکل ۱۳ اثر قطر قطرات پاشش شده بر میزان ناکس حرارتی در خروجی بویلر



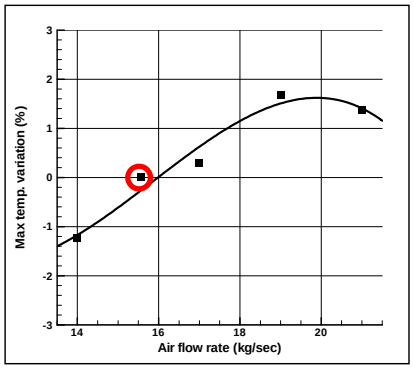
شکل ۱٤ اثر قطر قطرات پاشش شده بر متوسط کسر جرمی دوده در خروجی بویلر

از جمله پارامترهای مهم و تأثیرگذار بر دمای احتراق، میزان هوای اضافه است. در فرآیند احتراق سوخت‌ها برای اطمینان از اختلاط سوخت و هوا به هوای اضافی (بیشتر از مقدار استوکیومتریک) نیاز است. هر چه مولکول سوخت سنگین‌تر و از حالت گازی به حالت جامد نزدیک شود، برای افزایش اختلاط سوخت و هوا مقدار هوای اضافی مورد نیاز، بیشتر خواهد بود. در شکل‌های (۱۷-۱۵) اثر دبی هوای ورودی بر دمای ماکزیمم شعله و میزان آلاینده‌های ناکس و دوده نشان داده شده است. به‌منظور نمایش بهتر میزان تغییرات پارامترهای مختلف، محور عمودی نمودارها با استفاده از رابطهٔ زیر بدون بعد شده‌اند:

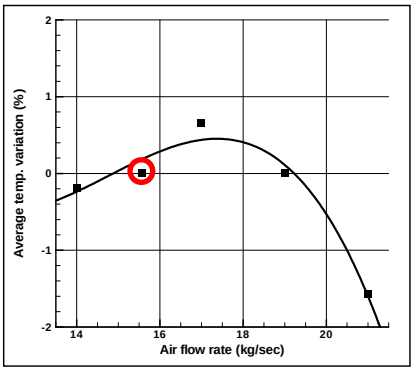
$$\text{محور عمودی} = \frac{(\text{مقدار پارامتر در حالت پایه}) - (\text{مقدار جدید پارامتر})}{(\text{مقدار پارامتر در حالت پایه})} * 100 \qquad (۱۹)$$



شکل ۱۵ اثر دبی هوای ورودی برتغییر راندمان حرارتی بویلر نسبت به حالت پایه



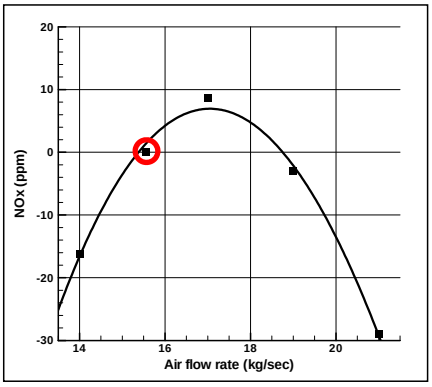
شکل ۱٦ اثر دبی هوای ورودی بر درصد تغییر دمای حداکثر بویلر نسبت به حالت پایه



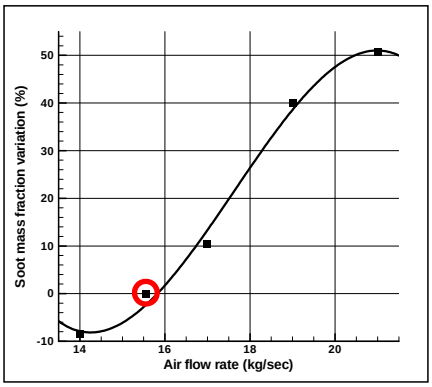
شکل ۱۷ اثر دبی هوای ورودی بر درصد تغییر دمای متوسط بویلر نسبت به حالت پایه

شکل (۱۵) اثر دبی هوای ورودی را بر درصد تغییر راندمان حرارتی نسبت به حالت پایه نشان می‌دهد. وضعیت فعلی نیروگاه با استفاده از دایره روی شکل متمایز شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود،

راندمان حرارتی برای دبی هوای ورودی ۱۷ کیلوگرم بر ثانیه حدود ۱/۳ درصد نسبت به حالت پایه فعلی افزایش یافته است. در وضعیت فعلی، دبی هوای ورودی محفظهٔ احتراق بویلر از مقدار استوکیومتری آن کمتر است، در حالی که برای سوخت‌های سنگین، مقداری بیشتر از مقدار استوکیومتری پیشنهاد می‌شود. به همین دلیل است که افزایش دبی هوای ورودی، تغییر قابل‌توجهی در راندمان بویلر ایجاد کرده است. به‌دلیل اختلاط بهتر سوخت و هوا، دمای حداکثر محفظهٔ احتراق با افزایش دبی هوای ورودی افزایش پیدا می‌کند، اما با افزایش هوای احتراق به بیش از مقدار مورد نیاز برای اختلاط سوخت و هوا، بخشی از هوا که در واکنش احتراق شرکت نمی‌کند، با جذب انرژی گرمایی از شعله و خروج از محفظه احتراق باعث کاهش دمای ماکزیمم شعله خواهد شد. در شکل (۱۶) درصد تغییرات دمای حداکثر محفظه احتراق در دبی هوای جدید نسبت به دمای حداکثر محفظه در وضعیت فعلی بویلر رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش دبی هوای ورودی به‌دلیل حضور مقدار کافی اکسیژن در محفظهٔ احتراق و اختلاط بهتر سوخت و هوا، دمای حداکثر محفظهٔ احتراق افزایش پیدا می‌کند، اما واضح است که این مطلب در مورد دمای میانگین محفظه صادق نخواهد بود، زیرا گرم شدن هوای اضافی وارد شده به محفظهٔ احتراق قسمتی از انرژی حاصل از احتراق را مصرف خواهد کرد. البته روند صعودی افزایش دمای حداکثر محفظهٔ احتراق با افزایش دبی هوای ورودی تا دبی ۱۹ کیلوگرم بر ثانیه ادامه دارد و از آنجا به بعد به‌دلیل حجم زیاد هوای اضافی واردشده به محفظه دمای حداکثر به‌تدریج کاهش پیدا می‌کند. در شکل (۱۷) اثر دبی هوای ورودی بر تغییرات دمای میانگین نسبت به دمای میانگین در وضعیت فعلی بویلر نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود از دبی هوای ۱۷ کیلوگرم به بعد، دمای میانگین محفظهٔ احتراق با افزایش دبی هوای ورودی کاهش می‌یابد.



شکل ۱۸ اثر دبی هوای ورودی بر درصد تغییر میزان ناکس در خروجی بویلر نسبت به حالت پایه



شکل ۱۹ اثر دبی هوای ورودی بر درصد تغییر کسرجرمی دوده در خروجی بویلر نسبت به حالت پایه

افزایش هم‌زمان دمای حداکثر و دمای میانگین محفظهٔ احتراق، افزایش ناکس تولیدی را به‌همراه خواهد داشت. در شکل (۱۸) درصد تغییر میزان ناکس خروجی بویلر نسبت به حالت پایه برحسب میزان دبی هوای ورودی رسم شده است. افزایش دمای حداکثر و میانگین محفظهٔ احتراق با افزایش میزان ناکس تولیدی همراه خواهد بود، اما از طرفی افزایش دبی هوا باعث کاهش کسر جرمی ناکس در خروجی بویلر می‌شود. به‌همین علت همان‌طور که مشاهده می‌شود مقدار ناکس تولیدی تا دبی ۱۷ کیلوگرم بر ثانیه روند صعودی دارد و از آنجا به بعد روند نزولی دارد.

با افزایش دبی و در نتیجه افزایش دمای ماکزیمم شعله (و تجزیهٔ سوخت ورودی) میزان تشکیل دوده در شعله افزایش می‌یابد. از طرفی دمای بالای محفظه احتراق سبب احتراق دوده و کاهش آن در خروجی می‌گردد. هم‌چنین هوای اضافه بیشتر سبب اختلاط بهتر سوخت و هوا و کاهش میزان دوده می‌گردد. در شکل (۱۹) میزان تغییرات متوسط کسر جرمی دودهٔ خروجی از بویلر با افزایش دبی هوای ورودی نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نقطهٔ حداکثر دوده با حداکثر ناکس تطابق ندارد و تا حدود دبی ۲۱ کیلوگرم بر ثانیه دوده در خروجی بویلر با افزایش دبی هوا افزایش می‌یابد، اما افزایش بیشتر دبی هوا باعث کاهش میزان دوده در خروجی می‌شود.

دست‌یابی به اختلاط هرچه کامل‌تر سوخت و هوا یکی از مسائل مهم در احتراق در بسیاری از کاربردهای صنعتی می‌باشد. در اکثر سیستم‌های احتراقی از چرخش هوا برای این منظور استفاده می‌شود. در بویلر نیروگاه توس نیز هوای ورودی هر یک از مشعل‌ها با چرخش وارد محفظهٔ احتراق می‌شود. در حال حاضر جهات چرخش هوای ورودی از اطراف نه عدد مشعل به بویلر نیروگاه مطابق با شکل (٤) می‌باشد. آرایش جهات چرخش هوای ورودی می‌تواند بر اختلاط هرچه بهتر سوخت و هوا مؤثر باشد. آرایش‌های متفاوتی می‌تواند برای این جهات مورد استفاده قرار گیرند. در این پژوهش شش حالت مختلف دیگر که احتمال اختلاط بهتر سوخت و هوا از آن‌ها مورد انتظار بود، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. به‌جز وضعیت فعلی نیروگاه، شش آرایش دیگر نیز شبیه‌سازی شده‌اند که در شکل (۲۰) نشان داده شده‌اند.



حالت ۱) جهت چرخش مشعل‌های ۲٤، ۲۵ و ۲٦ عوض شده است

حالت ۲) جهت چرخش مشعل‌های ۱۱، ۱۲ و ۱۳ عوض شده است

حالت ۳) جهت چرخش مشعل ۲۵ عوض شده است

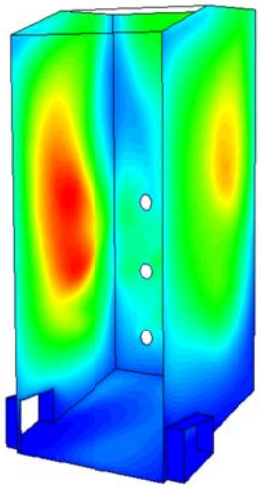
حالت ٤) جهت چرخش مشعل‌های ۲٤ و ۲٦ عوض شده است

حالت ۵) جهت چرخش مشعل‌های ۱۱،۲۵، ۳۸ و ۳۹ عوض شده است

حالت ٦) جهت چرخش مشعل ۲٦ عوض شده است

شکل ۲۰ آرایش‌های مختلف جهات هوای ورودی شبیه‌سازی شده

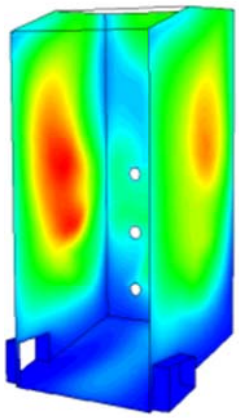
به‌منظور انتخاب آرایش مناسب چرخش هوای ورودی، به پارامترهای راندمان حرارتی، ضریب انتقال حرارت دیواره‌ها و یکنواخت بودن این ضریب بر روی دیواره‌ها (مخصوصاً دیواره‌های سمت راست و چپ مشعل‌ها) توجه شده است. در شکل (۲۱) توزیع ضریب انتقال حرارت دیوارهٔ بویلر در حالت پایه (آرایش جهات چرخش هوای ورودی در وضعیت فعلی نیروگاه) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ضریب انتقال حرارت روی جدار سمت چپ بیشتر از جدار سمت راست است. درصورتی‌که به آرایش جهات چرخش توجه شود، ملاحظه می‌شود که از ۹ مشعل موجود، ٦ مشعل دارای جهت یکسان پادساعتگرد هستند و جریان را به‌سمت چپ متمایل می‌کنند. در این شکل متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳۵۰ و ٤٥۳) حداکثر ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۰٦۰ و ۱۳۳۹) و متوسط ضریب انتقال حرارت کل دیوارها ۳۱۵ می‌باشد.



شکل ۲۱ ضریب انتقال حرارت (W/m2K) دیواره‌های بویلر در حالت پایه.

در شکل (۲۲) توزیع ضریب انتقال حرارت جدار بویلر به‌ازای آرایش‌های مختلف چرخش هوای ورودی به بویلر نشان داده شده است. در زیر هر شکل، مقدار متوسط ضریب انتقال حرارت روی دیواره‌های راست و چپ و مقدار متوسط آن روی کل دیواره‌ها، هم‌چنین مقدار حداکثر این ضریب روی دیواره‌های راست و چپ ارائه شده است. مقدار تغییر راندمان مربوط به هر آرایش نیز در زیر شکل مربوط نوشته شده است. مقادیر نشان داده شده در پرانتزها به‌ترتیب از راست به چپ مربوط به دیواره‌های راست و چپ می‌شوند. حالت ۲ به‌دلیل از بین بردن یکنواختی احتراق درون محفظهٔ بویلر (با توجه به اختلاف شدید مقدار متوسط ضریب انتقال حرارت روی دیواره‌های راست و چپ) فاقد ارزش می‌باشد. آرایش‌های ۳، ۵ و ٦ باعث کاهش راندمان حرارتی بویلر شده‌اند. حالات ۱ و ٤ علاوه بر عدم کاهش راندمان، باعث یکنواخت تر شدن احتراق شده‌اند.

در شکل (۲۳) اثر آرایش‌های مختلف چرخش هوای ورودی بر درصد تغییرات ناکس خروجی بویلر نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، از بین حالت‌های ۱ و ٤ که کاهش راندمان به‌همراه نداشتند، در حالت ٤ میزان تولید ناکس اندکی افزایش یافته است. بنابراین آرایش شمارهٔ ۱ را می‌توان به‌عنوان آرایش مناسب برای چیدمان چرخش هوای ورودی به بویلر پیشنهاد کرد، زیرا علاوه بر این‌که میزان تولید آلاینده‌ها را تغییر نمی‌دهد و راندمان را بهبود می‌بخشد، شعله را در وسط محفظهٔ احتراق بویلر حفظ می‌کند و از ایجاد شدن آسیب‌های حرارتی به جدار یک طرف بویلر جلوگیری می‌کند. در حال حاضر در بازدیدهای دوره‌ای از بویلر در نیروگاه، جدار سمت چپ بیشتر دچار مشکل می‌شود که به‌دلیل بیشتر بودن ضریب انتقال حرارت این جدار می‌باشد (شکل ۲۱). بنابراین با اصلاح جهات چرخش هوای ورودی می‌توان به عمر بویلر نیز افزود.



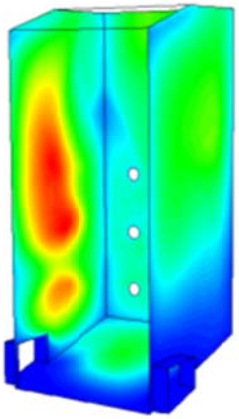
حالت ۳

متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳۷۲ و ٤۲۳)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۰٦۹ و ۱۲٥۸)

متوسط کل دیوارها=۳۱۰

درصد تغییر راندمان= ۱/٥-



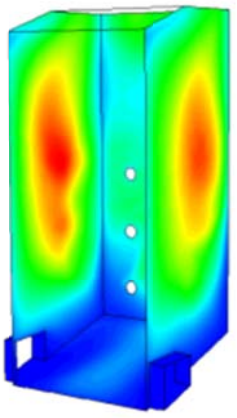
حالت ۲

متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۲۸٤ و ٤۷۹)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۷۷۱ و ۱۳٥٦)

متوسط کل دیوارها=۳۲٦

درصد تغییر راندمان= ۲/٤+



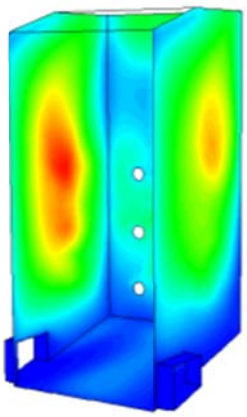
حالت ۱

متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳۹۰ و ٤۱۱)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۱۲٤ و ۱۲۲٦)

متوسط کل دیوارها=۳۱٦

درصد تغییر راندمان= ۰/۱+



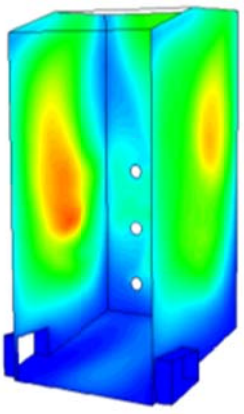
حالت ٦

متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳٦۰ و ٤۳۲)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۰۷۰ و ۱۳۱۲)

متوسط کل دیوارها=۳۱٤

درصد تغییر راندمان= ۰/۳-



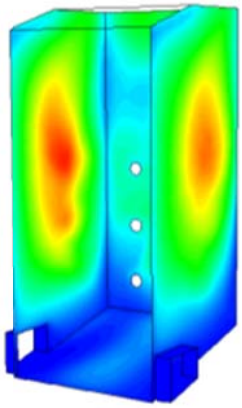
حالت ٥

متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳۷۲ و ٤۰۸)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۰۹۱ و ۱۲۳٦)

متوسط کل دیوارها=۳۱٤

درصد تغییر راندمان= ۰/۳-



حالت ٤

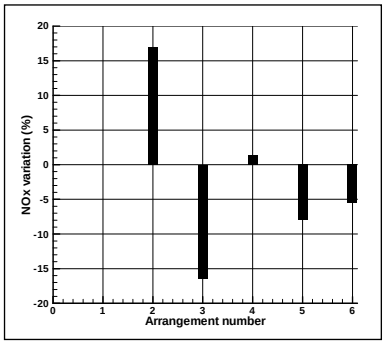
متوسط ضریب انتقال حرارت دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۳۸۱ و ٤۲۳)

حداکثر این ضریب روی دیوارهای راست و چپ (به‌ترتیب ۱۱٥۲ و ۱۲۷۷)

متوسط کل دیوارها=۳۱۸

درصد تغییر راندمان= ۰/٦+

شکل ۲۲ توزیع ضریب انتقال حرارت (W/m^2K) روی جدار بویلر در آرایش‌های مختلف چرخش هوای ورودی



شکل ۲۳ میزان تغییرات ناکس خروجی بویلر نسبت به وضعیت فعلی بویلر در آرایش‌های مختلف چرخش هوای ورودی

بحث و نتیجه‌گیری

در این مقاله بویلر نیروگاه توس مشهد به‌منظور امکان‌سنجی افزایش راندمان و کاهش آلاینده‌های ناکس و دوده، با استفاده از شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفت. پارامترهایی که اثر آن‌ها بررسی شده است عبارتند از قطر قطرات سوخت پاشش‌شده، دبی هوای ورودی و جهات چرخش هوای ورودی هر یک از ۹ مشعل بویلر. نتایج نشان می‌دهند با کوچک شدن قطر قطرات سوخت پاشش‌شده، راندمان حرارتی و میزان ناکس تولیدی افزایش پیدا می‌کنند. کاهش قطر قطرات، میزان دودهٔ تشکیل شده را به‌مقدار ناچیزی کاهش می‌دهد. افزایش دبی هوای ورودی تا ۱۷ کیلوگرم بر ثانیه برای هر مشعل، می‌تواند باعث افزایش راندمان بویلر تا ۲ درصد شود. اما افزایش دبی هوای ورودی به این مقدار، افزایش ۱۲ درصدی ناکس و ۲۲ درصدی دودهٔ تشکیل شده را به‌همراه خواهد داشت. با استفاده از شبیه‌سازی عددی، آرایشی مناسب برای جهات چرخش هوای ورودی هر یک از ۹ مشعل نیروگاه پیشنهاد گردید. آرایش پیشنهاد شده، علاوه بر افزایش راندمان، باعث عمر بیشتر بویلر خواهد شد. هم‌چنین این آرایش باعث افزایش آلاینده‌های بویلر نخواهد شد. به‌منظور بررسی صحت شبیه‌سازی‌های عددی از مقایسه نتایج عددی با اندازه‌گیری‌های تجربی انجام‌شده در نیروگاه در وضعیت فعلی استفاده شد که تطابق خوبی بین نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی مشاهده گردید.

تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله از دفتر تحقیقات و کنترل کیفیت تجهیزات شرکت برق منطقه‌ای خراسان و هم‌چنین مدیریت و پرسنل محترم نیروگاه توس به‌دلیل همکاری‌های صمیمانه در انجام این پروژهٔ پژوهشی تشکر و قدردانی می‌نمایند.

مراجع

1. PSL Co. web site at: "http://www.psl.bc.ca", visited at 24th Feb. 2014.
2. Cousin, J. and Ren, W.M., "Recent Developments in Simulations of Internal Flows", *Oil & Gas Science and Technology*, Vol. 54, pp. 227-231, (1999).
3. Chui, E., Runstedtler, A., Majeski, A., Leach, I. and Macfadyen, N., "Modeling of a Natural Gas-Fired Utility Boiler", *Proceedings of Combustion Canada Conference*, Vancouver, Canada, (2003).
4. BIOS Co. web site at: "http://www.bios-bioenergy.at/en/".
5. Chaney, J., Liu, H. and Li, J., "An overview of CFD modelling of small-scale fixed-bed biomass pellet boiler with preliminary results from a simplified approach", *Energy Conversion and Management*, Vol. 63, pp. 149–156, (2012).
6. Zhang, X., Zhou, J., Sun, S., Sun, R. and Qin, M., "Numerical investigation of low NOx combustion strategies in tangentially-fired coal boilers", *Fuel*, Vol. 142, pp. 215–221, (2015).

7. Liu, G., Chen, Z., Li, Z., Li, G. and Zong, Q., "Numerical simulations of flow, combustion characteristics, and NOx emission for down-fired boiler with different arch-supplied over-fire air ratios", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 75, pp. 1034-1045, (2015).
8. FLUENT 6.3., User's Guide, Fluent Inc., (2006).
9. Tesner, P.A., Tsygankova, E.I., Guilazetdinov, L.P., Zuyev, V.P. and Loshakova, G.V., "The formation of soot from aromatic hydrocarbons in diffusion flames of hydrocarbon-hydrogen mixtures", *Journal of Combustion and Flame*, Vol. 17, pp. 279-285, (1971).
10. Skjoth-Rasmussen, M.S., Glarborg Ostberg Beltrame, P.A., Porshnev, P., Merchan, M.W., Saveliev, A., Fridman, A., Kennedy, L.A., Petrova, O., Zhdnok, S., Amouri, F. and Charon, O., "Soot and NO formation in methane–oxygen enriched diffusion flames", *Journal of Combustion and Flame*, Vol. 124, pp. 295–310, (2001).
11. Semibo, V., Andrade, P. and Carvalho, M.D.G., "Spray characterization: numerical prediction of Sauter mean diameter and droplet size distribution", *Fuel*, Vol. 75, No. 15, pp. 1707-1714, (1996).

بررسی عددی و تجربی آیرودینامیک پرهٔ کوادرتور در جریان با رینولدزهای کم*

سجاد محمودی (۱) محمدحسن جوارشکیان (۲) محمدصادق توکلی (۳)

چکیده *در این تحقیق یک پره در جریان با رینولدزهای کم توسط روش‌های عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته و منحنی‌های مشخصهٔ آن استخراج شده است. در روش تجربی، حالت استاتیکی توسط دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران، در دورهای مختلف مورد بررسی و آزمایش قرار گرفته و منحنی‌های مشخصه نیروی پیشران، توان مصرفی موتور، جریان و ولتاژ ثبت گردیده است. هم‌چنین با توجه به اهمیت حوزهٔ جریان در اطراف پره، به‌طور عددی بررسی استاتیکی و دینامیکی شبیه‌سازی جریان عبوری از روی یک پرهٔ کوادرتور پرداخته شده و علاوه بر نتایج آیرودینامیکی روی پره، نتایج در حوزهٔ حل نیز مورد تحلیل قرار گرفته است. در روش عددی، با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت بر مبنای حجم محدود با فرض جریان غیر قابل تراکم و لزج و استفاده از مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ شبیه‌سازی انجام شده است. در این تحقیق منحنی‌های مشخصهٔ پرهٔ روتور توسط این دو روش استخراج شده‌اند و مقایسهٔ نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد که صحت اندازه‌گیری و شبیه‌سازی عددی را تأیید می‌نماید. با توجه به شبیه‌سازی حوزهٔ جریان اطراف پره توسط روش عددی، فاصلهٔ تأثیرگذار جریان اطراف پره به‌منظور قرار گرفتن در ساختار یک کوادرتور مورد بررسی قرار گرفته است.*

واژه‌های کلیدی آیرودینامیک، پره، کوادرتور، تحلیل جریان، پیشرانش، گردابه، تجربی.

Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds

S. Mahmoudi M.H. Djavareshkian M.S. Tavakoli

Abstract *In this study, a low Reynolds flow around a blade is studied by experimental and numerical methods and characteristic curves are extracted. In the experimental static test, the results of thrust force, engine power, current and voltage in different speed for a rotor were recorded. Considering the importance of the flow field around the blade, the static and dynamic numerical simulations of the flow through a blade of Quadrotor are investigated. In addition to the blade aerodynamic results, the statistical of the computational domain are also analyzed. For the numerical simulation, a commercial software (Fluent) is used with the assumption of compressible viscous flow and $k-\varepsilon$ turbulence model simulations. In this study, the characteristic curves of the rotor blade are extracted by the two mentioned methods. Comparison of numerical and experimental results show good agreement and confirm the accuracy of the measurement. According to the simulation of the flow field around the blade using the numerical method, the effective distance of the blades in order to find the optimum Quadrotor structure is studied.*

Key Words Aerodynamic, propeller, Quadrotor, flow analysis, propulsion, vorticity, Experimental

---

* تاریخ دریافت مقاله ۹۲/٦/۱٦ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۲/۲۷ می‌باشد.

(۱) کارشناسی ارشد مهندسی‌هوافضا آیرودینامیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار، گروه مهندسی مکانیک دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد. javareshkian@um.ac.ir

(۳) مهندس مکانیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

مقدمه

در دههٔ اخیر توجه بسیار زیادی از جانب محققان و پژوهشگران به ریزپرنده‌های بدون سرنشین (MAV) در سراسر جهان صورت گرفته و این امر باعث رشد قابل‌توجهی در این حوزه گردیده است. با این حال گرچه امروزه وسایل نقلیهٔ بدون سرنشین هم بازار تجاری و نظامی مختلفی در سراسر جهان دارند اما اطلاعات دقیقی در مورد بخش‌های مختلفی از قبیل آیرودینامیک، مکانیک و کنترل آن موجود نیست. لذا توجه به کلیهٔ پارامترهای مؤثر در کاراتر کردن این نوع وسیله‌ها و توسعهٔ آنها در همهٔ ابعاد امری ضروری و اجتناب‌ناپذیر است. نکتهٔ قابل‌توجه آن است که بررسی پارامترهای آیرودینامیکی مؤثر در این نوع وسایل نقلیه بدون سرنشین ضروری می‌باشد چرا که این نوع وسیله‌ها باید توانایی پرواز در محیط باز و معرض باد و هم‌چنین در شرایط محیط بسته را داشته باشند. دسته‌بندی‌های زیادی در حوزهٔ ریزپرنده‌ها وجود دارد که یکی از آنها، نوع با قابلیت پرواز و فرود عمودی (Vertical take- off and landing (VTOL می‌باشد. در این میان کوادرتور یکی از این موارد است که مجموعاً دارای ٤ روتور و پره در هر انتهای بازوی خود می‌باشد، با توجه به سادگی ایجاد حرکت در هر راستا، یکی از کاراترین انواع پرنده‌های بدون سرنشین می‌باشد. از آنجایی که کوادرتور دارای ٦ درجه آزادی و به‌عبارتی یک پرندهٔ بدون قید و چابک می‌باشد، لذا دارا بودن یک کنترلگر با قابلیت اطمینان بالا براساس اطلاعات آیرودینامیکی برای پایداری آن الزامی است.

هنری براست [1] در سال ۱۹۷۸ به بررسی و طراحی آیرودینامیکی پرهٔ هواپیماهای بدون سرنشین پرداخت و منحنی مشخصه‌هایی از آنها، با استفاده از روش‌های تجربی ارائه کرد. بیدر و همکارش [2] در سال ۱۹۹۲، با استفاده از معادلات اولر و ناویراستوکس، به بررسی نوسانات موج عبوری در لایهٔ مرزی یک صفحهٔ تخت در فرکانس‌های بالا برای شبیه‌سازی مدلی از پره‌های هلیکوپتر پرداختند. آنها در این تحقیق با بررسی عدد اشتروهال (σ) و پارامتر بی‌بعد موج (Γ) نشان دادند که Γ برروی ضریب اصطکاک پوسته‌ای و ضخامت ممنتم تأثیر مشخصی دارد در حالی که σ فقط برروی ضخامت ممنتم تأثیر می‌گذارد. بوتاسو و شفرد [3] در سال ۱۹۹۹، با استفاده از یک کد عددی و به کاربستن معادلات اولر به‌طور ضمنی، به شبیه‌سازی پرهٔ هلی‌کوپترهای بزرگ پرداختند. هدف آنها در این تحقیق بررسی روش‌های مختلف مدل‌سازی شبکه‌های تطبیقی حول پره‌های فوق بوده‌است. مونال مرچانت [4] در سال ۲۰۰٤، با ساخت یک دستگاه آزمایش به بررسی تجربی عملکرد تعدادی از پره‌ها با کاربرد در وسایل نقلیهٔ بدون سرنشین در رینولدزهای کم پرداختند تا با این تحقیق چارتی از اطلاعات این نوع پره‌ها در اختیار دیگران قرار دهند. آنها در این تحقیق فقط به روش تجربی اکتفا کردند. مرچانت و میلر [5] در سال ۲۰۰٦ یک سری آزمایش‌های دینامیکی روی پروانه‌هایی در محدودهٔ قطر ٦-۲۲ اینچ اجرا کردند. آنها در تحقیق خود دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور ثبت پارامترهای زاویه‌ای مؤثر در پایداری سیستم پیشران ساختند. در این آزمایش‌ها، سرعت دورانی پره‌ها ثابت و سرعت باد مختلفی در تونل اعمال شده است. با این دستگاه تغییرات زاویه‌ای جریان، کنترل، و پایداری سیستم بررسی گردید. میشل ال [6] در سال ۲۰۰۸ با استفاده از روش‌های تحلیلی المان پره-ممنتم و آزمایش‌های تجربی به اندازه‌گیری ضرایب توان و پیشران و گشتاور پرهٔ ریزپهپادها پرداخت. دیترز و سلیج درسال ۲۰۰۸ [7] با ساخت یک دستگاه آزمایشگاهی به‌صورت تجربی آزمایش‌های استاتیکی را برروی پره‌های کوچک و متفاوتی انجام دادند که ابعاد آنها بین ۲/۵ تا ۵ اینچ و سرعت دورانی آنها بین ۲۵۰۰ تا ۲۷۰۰۰ بوده است. گمبل [8] درسال ۲۰۰۹ با یک دستگاه آزمایش و نوشتن یک کد پیچیده با نرم‌افزار لب‌ویو (LabView) توانست اطلاعات آزمایشگاهی را

به‌صورت خودکار جمع‌آوری و بهترین طرح مناسب را به‌صورت تجربی برای عملکرد موتور و پره ایجاد کند. براندت و سلیج [9] در سال ۲۰۱۱ با ایجاد یک بستر آزمایش، به بررسی اثر رینولدز و راندمان تعدادی از پره‌ها مثل ایراسکرو (Air screw) و کیوشو (Kyosho) پرداختند. اسکات و همکارانش [10] در سال ۲۰۱۲ به بررسی استاتیکی و دینامیکی اثر تغییر قطر و پیچ هندسی پره‌های مربعی موتورهای الکتریکی، بر روی پارامترهای پیشرانشی پرداختند. آنها در این تحقیق از یک چیدمان آزمایشگاهی و انواع مختلفی از پره‌ها استفاده کردند.

در بیشتر تحقیقات انجام شده بعضاً از روش تجربی برای محاسبهٔ پارامترهای پیشرانشی استفاده شده است و در بعضی موارد با استفاده از حل معادلات اویلر پارامترهای فوق محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود کمتر تحقیقاتی به‌طور تجربی و عددی در حوزهٔ ریزپهپادها انجام شده است. با توجه به آنچه ذکر شده انجام آزمایش‌های تجربی و عددی و مطالعهٔ حوزه جریان در حالت استاتیکی و دینامیکی و مقایسهٔ آنها از نوآوری‌های این تحقیق می‌باشد.

با توجه به این‌که پره‌های موجود برای ریزپهپادها گسترده است و مأموریت‌های این پرنده‌های مصنوعی نیز متنوع می‌باشد، به‌منظور ساختن و دسترسی به تکنولوژی این نوع ریزپهپادها داشتن دستگاه متناسب برای آزمایش‌های عملی ضروری می‌باشد. همان‌طور که در تاریخچه اشاره شد، بررسی عددی حوزهٔ جریان در اطرف پرهٔ ریزپرنده‌ها به‌طور جامع صورت نگرفته و اطلاعات کافی از نحوهٔ تشکیل و میراشدن گردابه‌ها و هم‌چنین اثرات این گردابه‌ها در سیال اطراف خود موجود نیست.

لذا در این تحقیق ابتدا دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور بررسی اثر پارامترهای پیش‌رانشی یک پره ساخته شده، سپس آزمایش‌های تجربی روی پره‌ای خاص انجام گردیده است. در این روش با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، منحنی مشخصه‌های مربوط به پره و موتور در حالت استاتیکی ثبت شده است برای مطالعهٔ بیشتر نیروهای آیرودینامیکی و حوزهٔ جریان، شبیه‌سازی عددی به‌صورت استاتیکی و دینامیکی نیز انجام شده و جریان اطراف پره تحلیل گردیده است. در این مطالعه، نیروی پیشران تولیدی و نحوهٔ تولید گردابه‌ها به‌واسطهٔ دوران پره، در سرعت‌های جریان مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت قسمتی از نتایج دو روش مقایسه گردیدند که هم‌خوانی خوبی بین آنها وجود دارد.

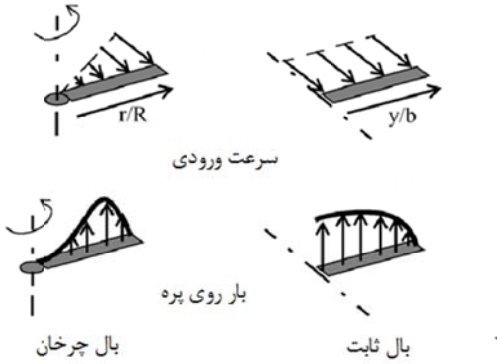
تفاوت بال ثابت با بال چرخان

برای حل و شبیه‌سازی هر جریانی، ابتدا باید شرایط فیزیکی حاکم بر آن را مشخص نمود. جریان در اطراف پرهٔ اکثر سیستم‌های بال چرخان به‌علت سرعت دورانی و ماخ نوک پره در محدودهٔ تراکم‌پذیر آشفته قرار دارد. اما با توجه به محاسبات انجام شده برای پرهٔ کوادرتور، ماخ پروازی آن در حدود ۰/۱۵ می‌باشد، لذا جریان از نوع تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است.

برای تشخیص این‌که جریان در اطراف پره در محدودهٔ آشفته است یا آرام، از عدد رینولدز نوک پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا(Static) (بدون جریان باد) از ۲×۱۰^{۴} بیشتر باشد، می‌توان جریان را آشفته فرض نمود [11]. از طرفی در محدودهٔ آشفته به‌خاطر وجود گردابه‌ها، جریان رفتاری کاملاً تصادفی دارد. برای شبیه‌سازی جریان آشفته یا باید گردابه‌ها را به‌طور کامل محاسبه نمود و یا این‌که تأثیر آنها را روی جریان متوسط در نظر گرفت یکی از این روش‌ها استفاده از مدل‌های آشفتگی می‌باشد.

قبل از این‌که به نحوهٔ بررسی عددی و تجربی پره کوادرتور پرداخته شود، تحلیل و بررسی تفاوت نحوهٔ تغییرات جریان بر حول پهپادهای بال‌ثابت

(Fixed wing) و بال‌چرخان، امری قابل‌توجه می‌باشد. به‌طور کلی تغییرات جریان بر روی یک پره با جریان حول و اطراف بال ثابت، متفاوت می‌باشد. زیرا برای یک بال ثابت، گردابهٔ تولید شده در نوک و سطح آن از بال دور می‌شود و تأثیر گردابه روی جریان سیال در اطراف بال کم است. در حالی‌که جریان در اطراف یک پره به‌شدت تحت تأثیر گردابهٔ قوی که از نوک آن به‌وجود می‌آید، قرار می‌گیرد [12].



شکل ۱ تفاوت بال ثابت و پرهٔ چرخان

علاوه بر این، اساس توزیع سرعت برخورد هوای نسبی در حالت بال‌ثابت و پرهٔ چرخان کاملاً متفاوت می‌باشد. همان‌طور که از شکل (۱) پیداست در حالتی که بال ثابت است، سرعت نسبی برخورد هوا در طول بال یکسان است در صورتی که در مورد پرهٔ چرخان در حالت ایده‌ال یک رابطهٔ خطی بین سرعت نسبی و شعاع وجود دارد. هم‌چنین بارگذاری حاصل از عبور جریان از روی سطح مقطع بال‌های ثابت و پره‌های چرخان متفاوت است. در هواپیما جایی که بال ثابت می‌باشد، نیروی‌های اعمالی دارای شکل تقریباً یکنواختی می‌باشند که در نوک بال به صفر می‌رسد. در صورتی که در نزدیکی مرکز پره‌های چرخان به‌علت عدم وجود باد نسبی، مقدار نیروی برآ بسیار کم است و از ریشه به سمت نوک به‌تدریج افزایش می‌یابد تا به یک حداکثر در نزدیکی نوک پره می‌رسد و سپس با یک شیب تند در نوک پره به صفر می‌رسد [13].

معادلات حاکم

برای حل جریان خارجی در اطراف یک جسم متحرک، مدل را در داخل یک تونل باد مجازی در نظر می‌گیرند. بنابراین می‌توان با شبکه‌بندی، محدودهٔ تونل باد محاسباتی همراه با جسم مورد نظر و دادن شرایط مرزی ورود و خروج، جریان را شبیه‌سازی نمود [14]. در این حالت معادلات ناویر استوکس فرم اصلی خود را دارند که در ذیل آمده است. معادلهٔ پیوستگی براساس رابطهٔ (۱) می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho u_i) = 0 \qquad (۱)$$

که در آن، ρ معرف چگالی و V بردار سرعت سیال می‌باشد. معادلهٔ اندازهٔ حرکت در مختصات ثابت به‌صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F \qquad (۲)$$

که در آن، p نشان‌دهندهٔ فشار، τ_{ij} تانسور تنش و F_i نیروی خارجی است. هم‌چنین تانسور تنش از رابطه زیر به‌دست می‌آید.

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \qquad (۳)$$

که در آن، μ معرف ویسکوزیته دینامیکی سیال می‌باشد. جریان حول بال‌های چرخان را به دو روش شبکه متحرک و مختصات نسبی چرخان می‌توان حل نمود. در روش شبکه متحرک، شبکه‌های ایجاد شده نسبت به یکدیگر حول یک مرز میانی در حرکت خواهند بود. این روش زمانی ضروری است که جریان به‌صورت ناپایدار باشد یا هندسهٔ مدل تغییر نماید، به عنوان مثال جریان در اطراف پره روتور کوادرتوری که در حال

پرواز رو به جلو می‌باشد. اما از آنجا که در این تحقیق جریان در حالت ایستا مدل‌سازی می‌شود و پرهٔ موردنظر ایزوله می‌باشد، نیازی به استفاده از روش شبکه متحرک نیست. در روش دیگر یعنی مختصات نسبی چرخان، معادلات حاکم بر جریان در یک مختصات چرخان نوشته می‌شوند. بنابراین به‌جای این‌که آن جسم صلب بچرخد، محیط اطراف آن در حال چرخش خواهد بود. بردارهای سرعت نسبی را می‌توان از بردار حاصل از بردار چرخش مختصات کم نمود و در نتیجه جریان واقعی اطراف یک پره را شبیه‌سازی کرد. در این روش شتاب سیال دارای عبارت‌های اضافی است که در معادلات اندازه حرکت ظاهر می‌شوند. البته هم می‌توان از سرعت‌های نسبی و هم از سرعت‌های مطلق استفاده کرد. رابطهٔ بین این دو سرعت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$V_r = V \times \Omega . r = 0 \qquad (٤)$$

که Ω در آن سرعت زاویه‌ای مختصات چرخان، V_r سرعت نسبی، V سرعت مطلق، r بردار مکان است. با توجه به معادلهٔ (۲) سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت برای مختصات ثابت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla .(\rho V V) \qquad (٥)$$

در حالی که سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت برای مختصات چرخان با استفاده از سرعت مطلق رابطهٔ زیر خواهد بود و جمله‌های سمت راست معادله تغییری نخواهد داشت.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla .(\rho V_r V) + \Omega \times \mathrm{r} = 0$$

چنانچه از فورمولاسیون سرعت نسبی استفاده گردد. رابطهٔ زیر در سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت ظاهر می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial \mathrm{t}}(\rho \mathrm{V_r}) + \nabla .(\rho \mathrm{V_r V_r}) + 2\Omega \times \mathrm{V_r} + \Omega \times \Omega \times \mathrm{r} + \rho \frac{\partial \Omega}{\partial \mathrm{t}} \qquad (٦)$$

در رابطهٔ فوق $2\Omega \times \mathrm{V_r} + \Omega \times \Omega \times \mathrm{r}$ همان نیروی کریولیس می‌باشد. از عبارت $\rho \partial\Omega/\partial \mathrm{t}$ صرف‌نظر می‌شود، زیرا فرض بر این است که سرعت زاویه‌ای پره ثابت است. البته اگر شتاب زاویه‌ای وارد شود بهتر است از فورمولاسیون سرعت مطلق استفاده نمود. در این مقاله از فورمولاسیون سرعت ثابت استفاده شده است. بنابراین معادلات اندازه‌حرکت براساس رابطهٔ (٦) خواهد بود هم‌چنین معادله پیوستگی به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla .(\rho V_r) = 0 \qquad (٧)$$

روش حل معادلات

گسسته‌سازی معادلات ناویراستوکس بر پایهٔ یک روش عددی بر مبنای حجم محدود می‌باشد. در بررسی عددی از روش‌های مختلفی برای حل معادلات حاکم استفاده می‌کنند. در این تحقیق با توجه به کارهای مشابه و کارایی آنها، از روش نیمه‌ضمنی سیمپل(Simple)، در حل معادلات استفاده شده است. در این روش ابتدا معادلات اندازه‌حرکت با توجه به مقادیر اولیهٔ داده شده حل می‌شوند و سپس با حل معادلهٔ تصحیح فشار، مقادیر فشار و سرعت‌ها تصحیح می‌گردند. پس از آن معادلات اسکالر از جمله معادلات آشفتگی حل می‌گردند. در تحقیق حاضر، برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل K-ε استفاده گردیده است. در صورت همگرایی، روند حل متوقف می‌شود و در صورت عدم همگرایی، نتایج حل حاصل به‌عنوان ورودی الگوریتم فوق داده شده و روند حل ادامه می‌یابد.

لازم به ذکر است در این تحقیق از شبکهٔ هم‌مکان (شبکه‌ای که تمام متغیرها در یک مکان ذخیره می‌شوند) استفاده شده است که برای محاسبهٔ عبارت جابه‌جایی، معادلات گسسته‌سازی‌شدهٔ اندازه‌حرکت، از روش درون و یا برون‌یابی مرتبهٔ دوم بالادست استفاده گردیده است.

شرایط آزمایش حل عددی

با توجه به اهمیت سازگاری پره و موتور مورد استفاده در این تحقیق، پرهٔ ۱۰×٤/۷ که دارای قطر ۲۵/٤ سانتی‌متر و گام ٤/۷ می‌باشد، بعد از آزمایش‌های تجربی صورت گرفته با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، برای مدل‌سازی و تست‌های عددی، ابتدا هندسهٔ پره توسط دستگاه اسکن شد و در نرم‌افزار سالید مدل‌سازی گردید، سپس برای بررسی عددی مورد استفاده قرار گرفته هم‌چنین هندسهٔ پره در جدول (۱) ارائه شده است که r شعاع متغیر، R شعاع پره و ß پیچش پره می‌باشد.

جدول ۱

r/R	c/R	ß
0.15	0.109	21.11
0.2	0.132	23.9
0.25	0.156	24.65
0.3	0.176	24.11
0.35	0.193	22.78
0.4	0.206	21.01
0.45	0.216	19
0.5	0.223	17.06
0.55	0.226	15.33
0.6	0.225	13.82
0.65	0.219	12.51
0.7	0.21	11.36
0.75	0.197	10.27
0.8	0.179	9.32
0.85	0.157	8.36
0.9	0.13	7.27
0.95	0.087	6.15
1	0.042	5.04

لازم به ذکر است، در این تحقیق از مدل کردن تجهیزات موتور و هاب (Hub) مرکزی پره به‌دلیل کم‌اثر بودن در تولید نتایج، صرف نظر گردیده است. روش عددی به دو دستهٔ، آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی تقسیم‌بندی می‌شود. در آزمایش‌های استاتیکی سرعت جریان ورودی برابر صفر در نظر گرفته شده است و در این حالت در سرعت دورانی مختلف پره به ثبت داده‌هایی مثل نیروی پیش‌ران و توزیع فشار و نحوه مسیر عبور جریان از روی پره پرداخته شده است. هم‌چنین در آزمایش‌های دینامیکی در یک دور ثابت در سرعت بادهای مختلف به بررسی پارامترهای فوق پرداخته شده و در هر یک از این آزمایش‌ها نتایج باهم مورد مقایسه قرار گرفته است. لازم به ذکر است برای ثبت توزیع فشار از مقطعی در فاصلهٔ ۰/۷۵ شعاع پره استفاده شده است. با توجه به سرعت دورانی پره، برای تشخیص این‌که جریان در اطراف روتور در محدودهٔ متلاطم است یا آرام، از عدد رینولدز در ۰/۷۵ پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا از ۲×۱۰^{٤} بیشتر باشد، می‌توان جریان را متلاطم فرض نمود [15,16].

$$Re = {V_{tip} \times C_{tip}}/{\nu} \geq 2 \times 10^4 \longrightarrow$$ جریان آشفته

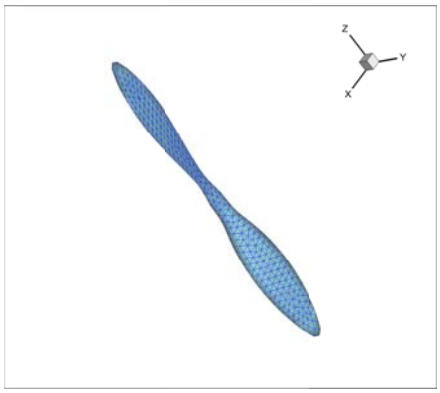
$$Re = {V_{0.75\,blade} \times C_{0.75\,blade}}/{\nu} = 5.6 \times 10^4$$

لذا در این تحقیق جریان را آشفته و هم‌چنین با توجه به این‌که ماخ نوک پره حدوداً برابر ۰/۱۵ می‌باشد، جریان تراکم‌ناپذیر در نظرگرفته شده است.

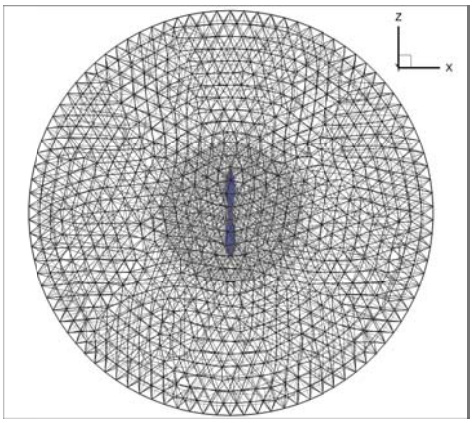
مدل هندسی و شبکه‌بندی

به‌منظور مدل‌سازی پره، دو ناحیهٔ اطراف آن در نظر گرفته شده که ناحیهٔ داخلی همراه پره می‌چرخد و ناحیهٔ خارجی ثابت می‌باشد. این کار به ما اجازه می‌دهد به‌جای ایجاد حرکت در شبکه، جریان عبوری از آن را به حرکت در بیاوریم و بررسی‌ها با سادگی

بیشتری همراه خواهد بود. سپس این نواحی به‌صورت بی‌سازمان شبکه‌بندی شده که نمایی از آن در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲ نحوهٔ شبکه‌بندی روی سطح پرهٔ مدل شده ۱۰×٤/۷



شکل ۳ نحوهٔ شبکه‌بندی حجمی در اطراف پره

نسبت کشیدگی هر المان در این شبکه‌بندی بی‌سازمان بین ۱ تا ۵ است که در محدودهٔ بسیار خوبی می‌باشد. در واقع یکی از مزیت‌های اصلی شبکه‌بندی بی‌سازمان، محدودهٔ بسیار پایین کشیدگی المان‌ها است.

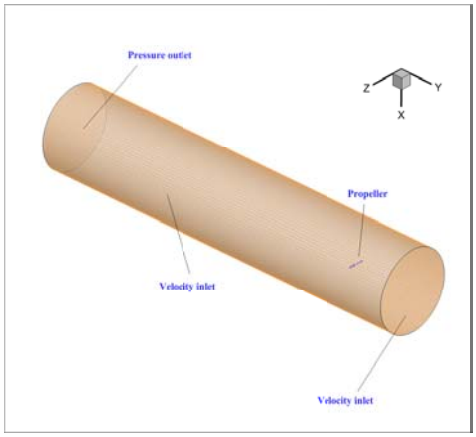
همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، در شبکه‌بندی از شبکه‌های چهاروجهی بی‌سازمان استفاده شده و تراکم شبکه در نزدیکی پره برای محاسبهٔ بهتر گردابه‌ها و توزیع پارامترهای جریان بیشتر است. در نقاط دور دست المان‌ها دارای ابعاد بزرگ‌تری هستند تا درنهایت تعداد کل شبکه‌ها خیلی زیاد نباشد و هم‌چنین گردابهٔ حاصل از پره میرا شود. فاصلهٔ اولین المان از روی پره با توجه به مقدار Y^+ بین ۳۰ تا ۵۰۰ تنظیم شده است که استفاده از توابع دیواره را برای جریان تأیید می‌نماید.

شرایط مرزی

تعیین شرایط مرزی یکی از مهم‌ترین مسائل در شبیه‌سازی جریان اطراف پره می‌باشد. برای آن‌که بتوان نتیجه‌گیری درستی از روند حل و نتایج حاصل از آن داشته باشیم، انتخاب شرایط مرزی مناسب برای تحلیل حل عددی یک پره از مهم‌ترین مباحث در این زمینه می‌باشد. در ابتدا اشاره‌ای به قسمت‌های مختلف ناحیه‌ها داشته و بعد از آن به شرایط لحاظ شده برای آنها پرداخته می‌شود.

همان‌طور که در شکل (٤) مشاهده می‌گردد کل ناحیه‌ها به دو بخش جامد و سیال تقسیم‌بندی می‌شود که بخش جامد مربوط به حجم پره و بخش سیال استوانه‌ای است که حجم پره از آن کم می‌شود و مربوط به سیال اطراف پره خواهد بود. با توجه به شکل، در بالادست پره یعنی ورودی که به‌عنوان ورودی تونل باد محاسباتی در نظرگرفته شده است، از شرایط مرزی سرعت ورودی استفاده شده است. بسته به استاتیکی (عدم وجود جریان در ورودی) و یا دینامیکی (وجود سرعت جریان در ورودی) بودن آزمایش، سرعت آن صفر و یا سرعت مربوطه لحاظ گردیده است. این شرط مرزی برای تعریف سرعت جریان، با تمام خاصیت‌های اسکالر جریان به‌کار می‌رود و فقط برای جریان‌های غیرقابل‌تراکم مورد استفاده قرار می‌گیرد. در پایین‌دست جریان که فاصلهٔ آن از پره طوری در نظرگرفته شده است که مرز دوردست، روی جریان اطراف پره روتور تأثیر نداشته باشد. شرایط مرزی آن را از نوع فشار خروجی که برابر با فشار اتمسفر می‌باشد، و با توجه به این‌که مرز

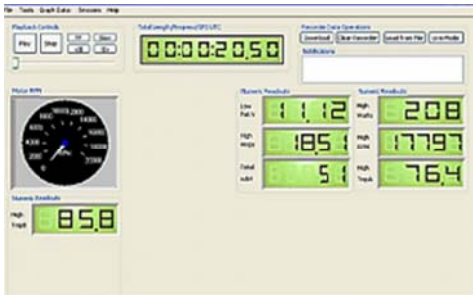
خارجی بسیار دور از پره در نظر گرفته شده به‌طوری که هیچ جریانی در نزدیکی این مرز وجود ندارد، از شرط لغزشی استفاده شده است.



شکل ٤ شرایط مرزی لحاظ شده در تحلیل عددی پرهٔ کوادرتور



شکل ٥ دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران ساخته شده درآزمایشگاه ریزپهپاد



شکل ٦ نمایش اطلاعات برد پردازشگر برروی کامپیوتر

دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران

همان‌طور که در شکل (٥) مشاهده می‌شود، برای اندازه‌گیری نیروی پیشران موتور و پره و هم‌چنین بررسی اثر پارامترهای مختلف مؤثر بر روی نیروی پیشران از دستگاه فوق استفاده شده است. آزمایش رانش برای مشخص کردن ترکیب‌های مختلف از موتور و ملخ به‌عنوان گزینه‌های مناسب برای تأمین نیروی مورد نیاز در ریزپهپاد مورد نظر مورد استفاده قرار گرفته شده است. دستگاه اندازه‌گیری ساخته شده متشکل از: نیروسنج الکتریکی، پایه با ارتفاع مشخص به‌منظور قرارگیری در تونل باد، اتصالات و اهرم‌ها، باتری، کنترلگر سرعت، رادیوکنترل، تاکومتر لیزری، آمپرمتر، ولت‌سنج، کارت گرفتن داده‌ها، کامپیوتر، موتور و ملخ می‌باشد.

تجهیزات الکتریکی

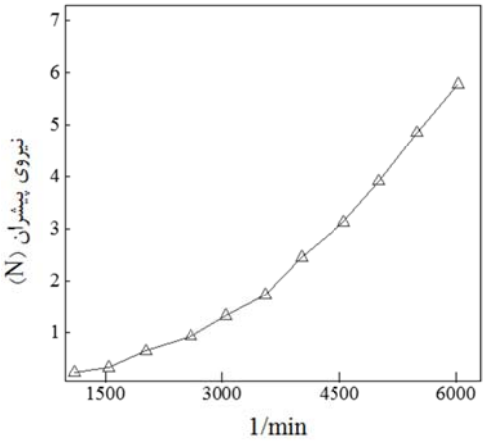
موتور انتخاب شده برای آزمایش 6T2215/ 09 EMAX است که از نوع بدون جاروبک می‌باشد و برای تأمین قدرت و توان راه‌اندازی آن از یک باتری سه سلولی (3Cell) استفاده گردید. هم‌چنین برای اعمال سرعت‌ها و دورهای مختلف به موتور و بررسی اثر آن را روی پارامترهای مختلف، مثلاً نیروی پیش‌رانش، ولتاژ، توان، آمپر و گشتاور، از یک دستگاه تنظیم‌کنندهٔ سرعت استفاده گردیده است. در این روش رادیو کنترل به همراه دریافت‌کننده (Receiver) و هم‌چنین کارت گرفتن داده به‌منظور اعتبارسنجی داده‌های دریافتی مورد استفاده قرار گرفت و برای اعمال دور مشخص به موتور، ابتدا یک دریافت‌کننده در مدار قرار داده شد و از طریق رادیو، دور مورد نظر به‌طور آنالوگ به موتور منتقل گردید.

همان‌طور که در شکل (٦) مشاهده می‌شود، اطلاعات نمایش داده شده می‌شود، هم‌چنین به‌منظور بررسی صحت سرعت زاویه‌ای به‌دست‌آمده، در هر

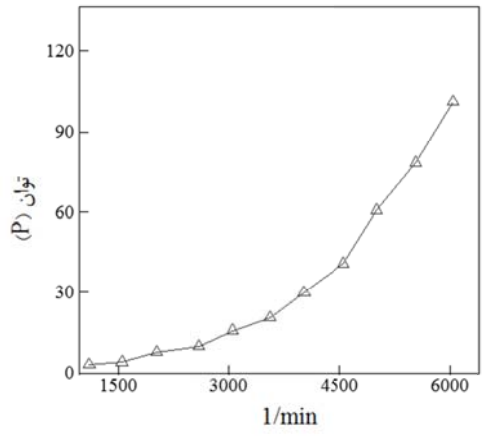
مرحله سرعت زاویه‌ای توسط تاکومتر رصد گردیده است همین‌طور برای اندازه‌گیری ولتاژ، توان و آمپر مصرفی در هر دور مشخص، از ولت‌سنج و جریان‌سنج‌های مخصوص که دقت بسیار بالایی برخوردارند استفاده شده‌است.

نتایج

در این بخش به بررسی و تحلیل نتایج به‌دست آمده از روش تجربی و عددی پرداخته شده است. در بخش اول نتایج، داده‌های تجربی و در بخش دوم به بررسی نتایج عددی پرداخته شده است.



شکل ۷ نتایج تجربی تغییرات نیروی پیشران در ازای دورهای مختف پره



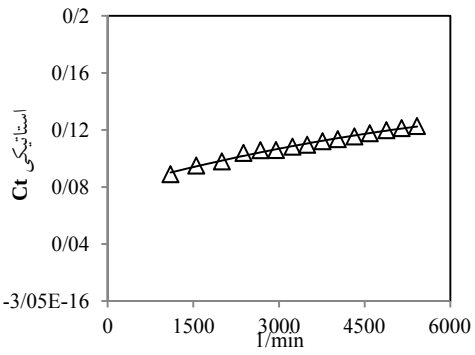
شکل ۸ نتایج تجربی تغییرات توان مصرفی موتور

نتایج تجربی

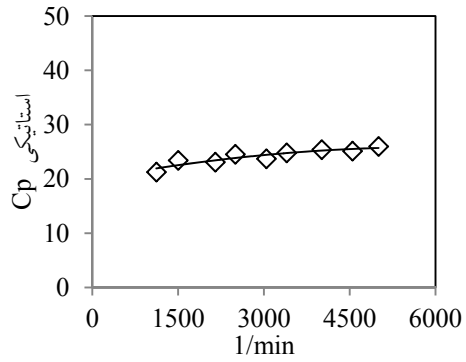
در این بخش به بررسی منحنی مشخصه‌های به‌دست آمده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران پرداخته شده است. همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، افزایش دور، باعث افزایش نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره گردیده است، اما این افزایش نیروی پیشران، روی برخی از پارامترهای دیگر اثر می‌گذارد که در شکل‌های بعدی قابل‌مشاهده است.

در شکل (۸) دیده می‌شود که با افزایش دور در حالی که نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره افزایش می‌یابد، اثر قابل‌توجهی بر توان مصرفی موتور دارد و باعث می‌شود در یک بازهٔ زمانی مشخص، شارژ باتری سریع‌تر تمام می‌شود و لذا زمان استفاده از باطری را کم می‌کند. در نتیجه باید با توجه به هدف از ساخت ریزپهپاد مورد نظر، نیروی پیش‌ران مورد نیاز آن را تأمین کنیم. البته اگر بیشتر به نمودار توجه کنیم، خواهیم دید که در بازهٔ دورهای بین ۱۰۰۰ تا ٤۰۰۰ دور بر دقیقه تغییرات توان مصرفی نسبت به افزایش دور با شیب کمتری مواجه است که این امر نکتهٔ قابل‌توجهی است، چراکه در این بازه ما می‌توانیم تقریباً با یک توان مصرفی ثابت، نیروی پیشران بیشتری را با افزایش دور تولید کنیم.

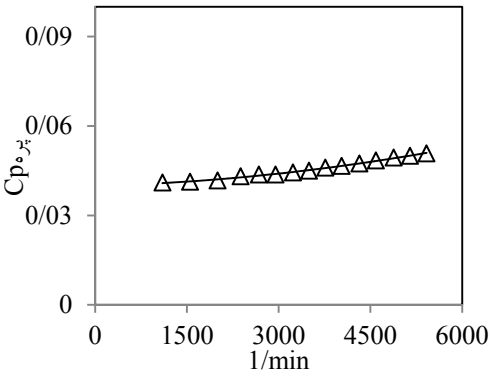
هم‌چنین ضریب نیروی پیشران و توان بی‌بعد شده نیز در شکل (۱۱-۹) نشان داده شده است.



شکل ۹ ضریب نیروی پیشران در حالت استاتیکی



شکل ۱۰ ضریب توان مصرفی موتور در حالت استاتیکی

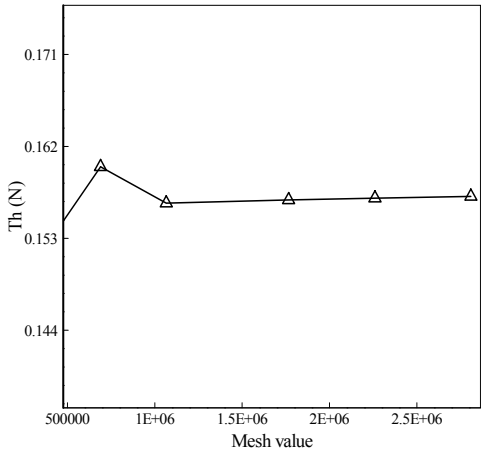


شکل ۱۱ ضریب توان تولیدی پره در حالت استاتیکی

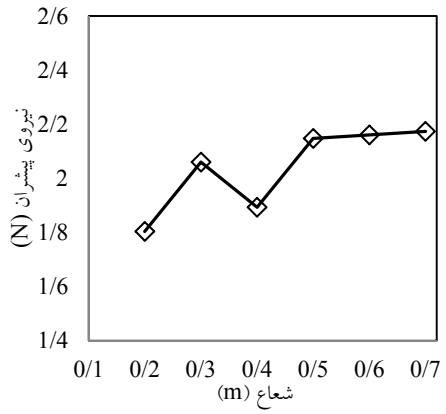
نتایج عددی استاتیکی

در ابتدای هر تحلیل و بررسی عددی، تبدیل کردن فضای محاسباتی به فضایی مستقل از شبکه و دامنه حل یک مورد الزامی است. در بررسی استقلال از شبکه، شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های متفاوت مورد آزمایش قرار گرفت. همان‌طور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود برای تعداد سلول‌های بیش از یک میلیون، مقدار نیروی رانش تغییرات قابل‌ملاحظه‌ای را نشان نمی‌دهد لذا در این تحقیق نتایج برای تعداد شبکهٔ یک و نیم میلیونی ارائه شده است. هم‌چنین در تعیین بهترین محدودهٔ محاسباتی، محدوده‌هایی با اندازه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت که در نهایت، قطر دامنهٔ محاسباتی تقریباً سه برابر (۶۰ سانتی‌متر) و طول آن ۳۰ برابر (۵ متر) قطر پره می‌باشد. به‌طوری‌که با تغییر قطر و طول حوزهٔ حل تأثیری در نتایج رخ نداده است. شکل (۱۳)، نتایج استقلال از حوزهٔ محاسباتی را نشان می‌دهد. اما باتوجه به استفاده از دستگاه مختصات چرخان، ناحیه‌ای از محدودهٔ حل به‌عنوان سیال تحت دوران به‌جای پره، در نظر گرفته شده است. لذا در جهت انتخاب اندازهٔ بهینهٔ این محدوده، حجم‌های مختلفی از آن بررسی و مورد مقایسه قرار گرفت، و اندازهٔ بهینهٔ آن به جهت کم تأثیر بودن ارائه نشده است.

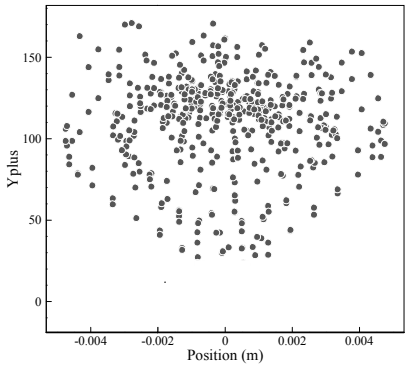
هم‌چنین در شکل (۱٤) توزیع Y^+ بر روی سطح پره نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود این پارامتر در محدودهٔ بین ۳۰ تا ۳۰۰ قرار دارد.



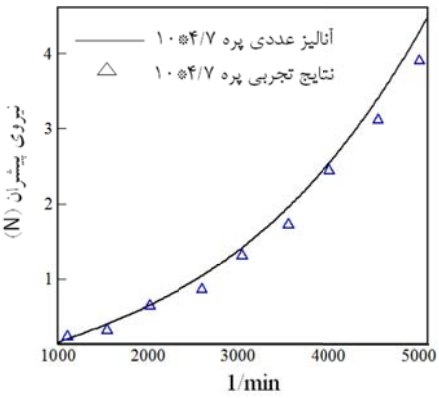
شکل ۱۲ بررسی استقلال از شبکه



شکل ۱۳ بررسی استقلال از حوزه محاسباتی



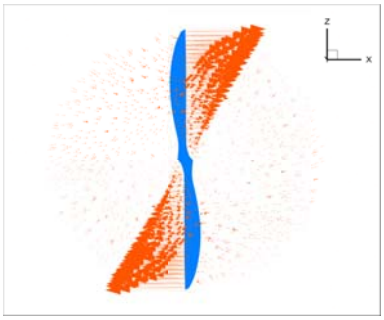
شکل ١٤ توزیع Y^+ برروی سطح پره



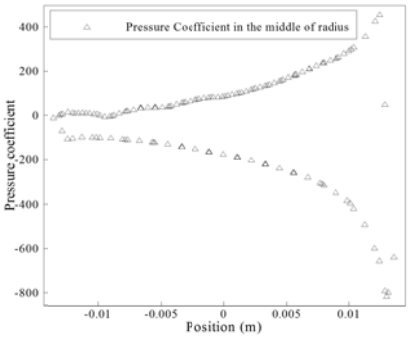
شکل ١٥ مقایسه نتایج نیروی رانش روش عددی با تجربی

همان‌طور که در شکل (١٥) مشاهده می‌شود، به‌منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده، نتایج حالت استاتیکی عددی با داده‌های تجربی انجام شده در این تحقیق مقایسه گردیده است، تطابق خوب بین نتایج استخراجی و داده‌های منتشر شده نشان‌دهندهٔ صحت تحقیق انجام شده می‌باشد.

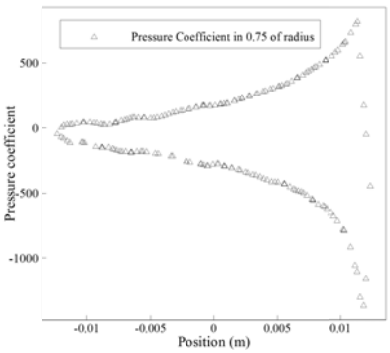
با توجه به شکل (١٦) مشاهده می‌شود، تغییرات سرعت زیادی روی سطح پره نشان داده می‌شود، در این حالت، همان‌طور که انتظار داریم با توجه به حرکت دورانی پره، توزیع سرعت بر روی سطح آن از عدد صفر در مرکز پره تا ماکزیمم سرعت در نوک پره‌ها تغییر می‌کند. لام به ذکر است این توزیع سرعت به سرعت دورانی ٤٠٠٠ دور بر دقیقه به‌دست آمده است.



شکل ١٦ توزیع برداری سرعت در مقطع صفر برروی پره در صفحه Z-X



شکل ١٧ ضریب فشار در میانهٔ شعاع پره



شکل ١٨ توزیع فشار روی سطح در مقطع ۰/۷۵ شعاع از ریشه پره

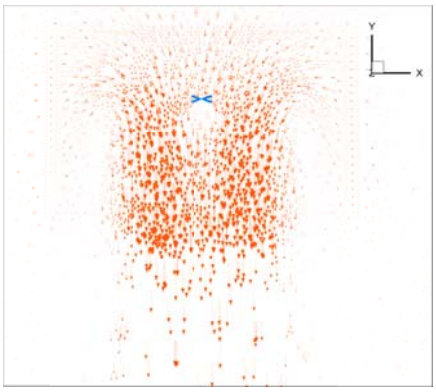
برای درک بهتری از توزیع فشار روی مقاطع مختلف پره در شکل‌های (١٨ و ١٧) توزیع فشار در دو مقطع نصف و سه‌چهارم شعاع از مرکز پره نشان داده شده است.

در هر پره در حال دورانی، انتظار می‌رود که با دوران پره، جریان جلوی آن به سمت پشت آن مکیده

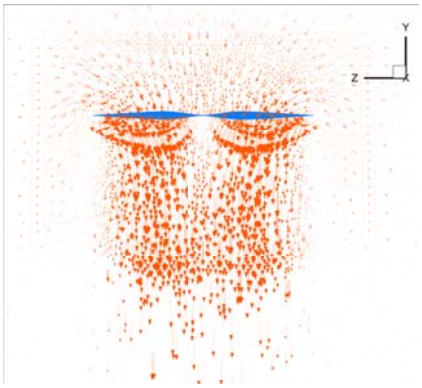
شود. شکل‌های (۲۰ و ۱۹) که مربوط به نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در آزمایش‌های استاتیکی است، کاملاً نشان می‌دهد که جریان در جلوی پره دارای سرعت صفر است و با دوران آن، کم کم به سمت پره مکیده می‌شود و سرعت آن افزایش می‌یابد و هرچه سرعت دورانی پره افزایش بیشتری پیدا کند، شتاب‌گیری جریان اطراف آن سریع‌تر اتفاق می‌افتد. هم‌چنین فاصلهٔ بهینه بین دو پره با وجود هاب مرکزی مهم می‌باشد. به‌عبارت دیگر در صورت کم بودن فاصله بین دو پره، جریان مکیده شدهٔ یک پره برروی پرهٔ دیگر اثر می‌گذارد و نیروی پیشران را کاهش می‌دهد. این شکل‌ها نشان می‌دهند که بردارهای سرعت جریان که به سمت پره کشیده می‌شوند، تقریباً تا فاصله ۱/۵ برابر شعاع پره دارای مقدار قابل‌توجهی هستند. لذا برای حذف اثر این پارامترها از نیروی پیش‌ران تولیدی پره، حداقل فاصلهٔ قرار گرفتن تجهیزات از پره باید ۱/۵ برابر شعاع از مرکز پره در نظر گرفته شود.

نکتهٔ قابل‌توجه دیگری که متوجه هر تحلیلگر آیرودینامیکی است. نحوهٔ عبور و حرکت خطوط جریان از بالادست پره به سمت پایین‌دست آن است. همان‌طور که در شکل (۲۱) مشاهده می‌شود این حرکت از حالت یکنواخت در بالادست پره آغاز می‌گردد و در حین عبور از پره به دوران در می‌آید و رفته رفته با گذر از سطح پره این دوران و پیچش افزایش می‌یابد و جریان در پایین دست پره به دور خود پیچیده و گردابه تولید می‌کند. از زاویهٔ دیگر و با جزئیات بیشتر روند این تغییرات در شکل (۲۲) نشان داده شده است.

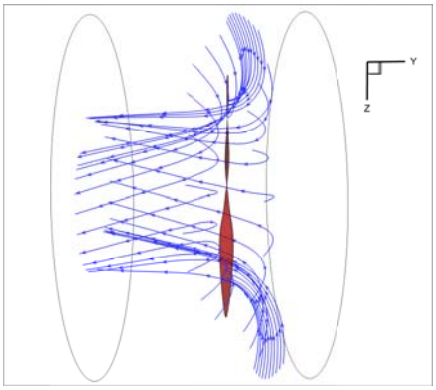
هم‌چنین می‌توان گردابه‌ها و تغییرات سرعت ایجاد شده بر رو و پشت پره را با رسم کانتورهای سرعت در پشت پره دید. برای این کار به فواصل مختلف، در پشت پره صفحاتی تعریف شده است. موقعیت دقیق این صفحات در شکل (۲۳) مشاهده می‌شود.



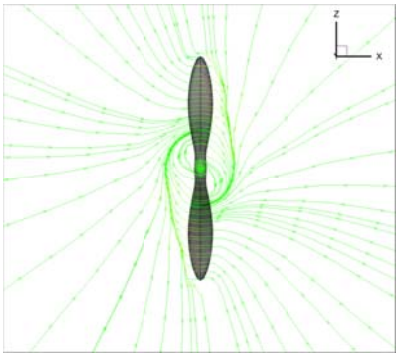
شکل ۱۹ نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه XY



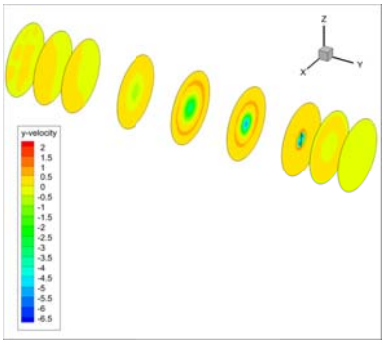
شکل ۲۰ نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه YZ



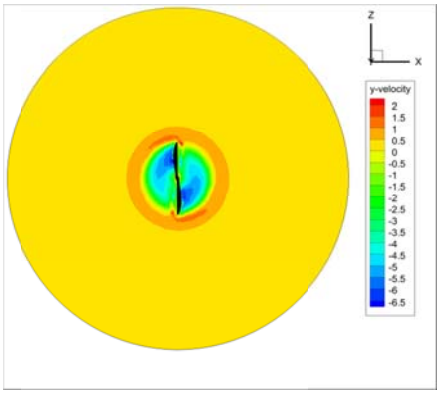
شکل ۲۱ نحوهٔ توزیع و آرایش حرکتی خطوط جریان بالادست پره به سمت پایین دست آن



شکل ۲۲ نحوهٔ توزیع عبور خطوط جریان در اطراف پره و روی سطح پره

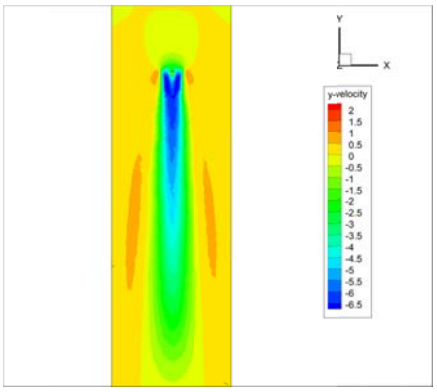


شکل ۲۳ پروفیل سرعت در مقاطع مختلف برروی صفحه Z-X

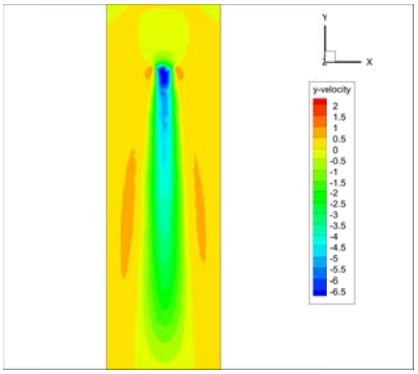


شکل ۲٤ پروفیل سرعت در مقطع صفر برروی پره در صفحهٔ z-x

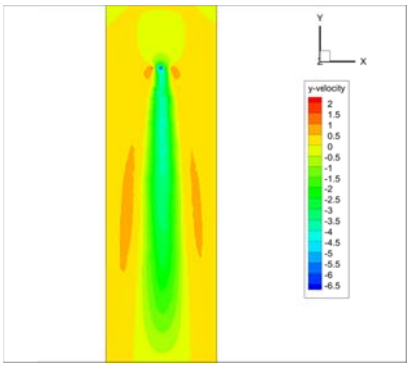
شکل (۲٤) تغییرات گرادیان سرعت ایجاد شده بر روی پره را در مقطع بـا فاصـلهٔ صـفر از سـطح پـره و عمود بر محورY نشان می‌دهد. همان‌طور که در شـکل مشاهده می‌شود، در دو لبه، افت فشـار کـم و افـزایش سرعت ایجاد گردیده است و در دو لبهٔ دیگر آن عکس این عمل رخ داده است. نکتهٔ دیگر آن‌که در لبـهٔ پـره و در هر دو طرف آن سرعت به یک میزان افـزایش یافتـه است و می‌توان ماکزیمم سـرعت را در آنجـا مشـاهده نمود.



شکل ۲۵ پروفیل سرعت در مقطع صفر از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-X



شکل ۲٦ پروفیل سرعت در مقطع 0/5 از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-x

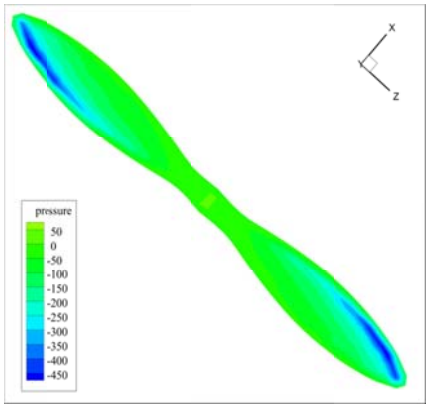


شکل ۲۷ پروفیل سرعت در مقطع ۰/۷۵ از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-X

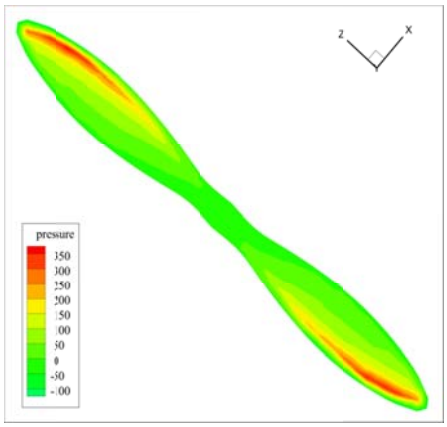
در شکل‌های (۲۷-۲۵) با توجه به اهمیت تغییرات سرعت بر روی پره و پایین‌دست آن و بررسی تأثیرگذارترین بخش پره در ایجاد مکش جریان و تولید نیروی پیش‌ران، نحوهٔ این تغییرات و گرادیان‌های سرعت نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد هرچه از مرکز پره به سمت میانهٔ آن یعنی ۰/۷۵ شعاع، نزدیک می‌شویم با یکنواختی بیشتر در سرعت مواجه خواهیم شد و این امر نشان می‌دهد بیشینهٔ ایجاد نیروی پیش‌ران با توجه به همین فاصله ایجاد می‌گردد.

شکل (۲۸ و ۲۹) به‌خوبی نحوهٔ توزیع و تغییر فشار بر رو و پشت پره را در سرعت دورانی ٤۰۰۰ دور بردقیقه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد توزیع فشار در جلو، بر خلاف توزیع آن در پشت پره می‌باشد و این یعنی مکیده شدن جریان در بالادست به‌دلیل حرکت دورانی پره، باعث افزایش سرعت سطح پره از ریشه تا نوک می‌گردد و لذا فشار کاهش می‌یابد و از طرفی با عبور جریان و جدا شدن آن از سطح پره، فشار در سطح پشت پره افزایش یافته است.

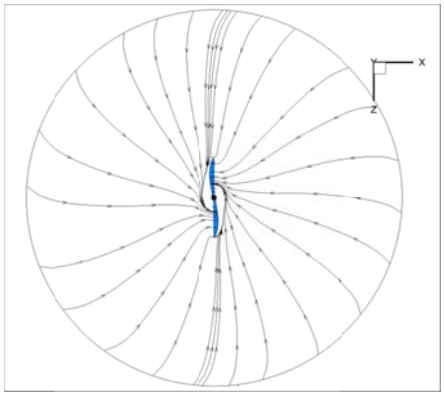
اما شکل (۳۰) نحوهٔ تشکیل گردابه را نشان می‌دهد. به‌طوری‌که از مقطع صفر روی سطح پره گردابه‌ها به‌تدریج تشکیل می‌گردند و با دور شدن از سطح پره، در فاصله یک متری آن (شکل ۳۱)، گردابه‌ها به‌آرامی شروع به میرا شدن می‌کنند و همان‌طور که در شکل (۳۲) مشاهده می‌شود در فاصله ۲متری از سطح پره بخش قابل‌توجهی از گردابه‌ها به‌طور کامل میرا شده‌اند.



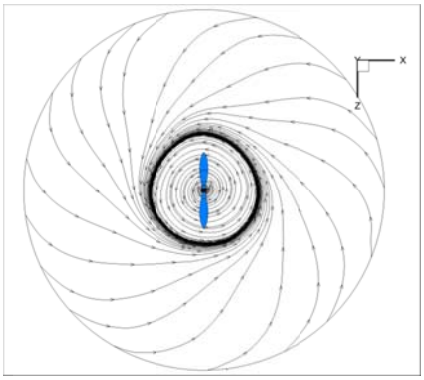
شکل ۲۸ توزیع فشار بر روی سطح جلوی پره در سرعت ٤۰۰۰ دور بر دقیقه



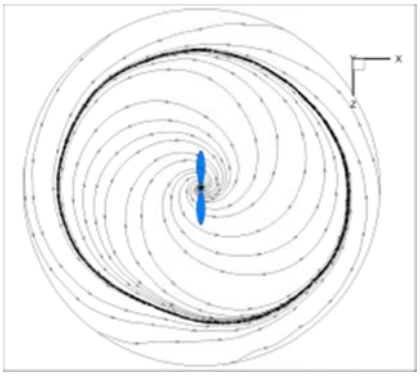
شکل ۲۹ توزیع فشار برروی سطح پشت پره در سرعت ٤۰۰۰ دور بر دقیقه



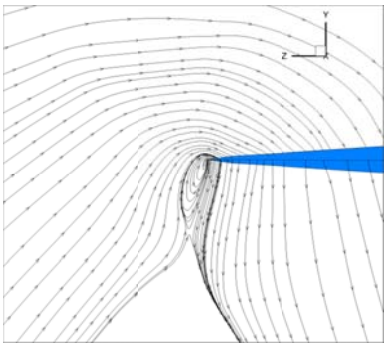
شکل ۳۰ نحوهٔ تشکیل گردابه‌ها از روی سطح پره در بالادست



شکل ۳۱ نمایش خطوط جریان در میرایی بخشی از گردابه‌های پشت پره در فاصلهٔ ۱ متری پشت پره

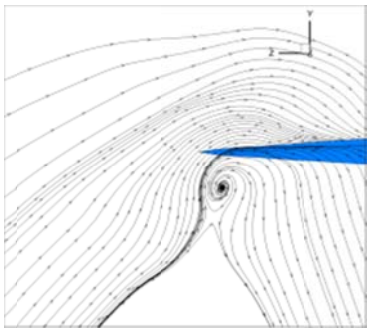


شکل ۳۲ میرا شدن بخش زیادی از گردابه‌های تشکیل شده، در فاصله ۲ متری پشت پره

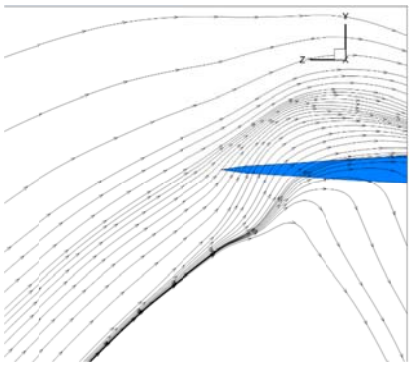


شکل ۳۳ نمایش خطوط جریان در گردابه‌های ایجاد شده در مقطعی بر روی پره در صفحهٔ Z-Y

نکتهٔ قابل‌توجه دیگر گردابه‌های تشکیل شده در نوک پره می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۳۳) مشاهده می‌شود در اثر دوران پره، بخشی از جریان عبوری از روی پره به‌علت محدود بودن سطح و هم‌چنین آزاد بودن جریان در یک طرف نوک پره، موجبات دورانی گشتن جریان اطراف نوک پره می‌گردد. که با فاصله گرفتن (شکل ۳۵ و ۳٤) از نوک پره در راستای محور x، باعث میرا شدن گردابه‌های اطراف پره می‌گردد.



شکل ۳٤ نمایش خطوط جریان در میرا شدن بخشی از گردابه‌های ایجاد شده در فاصلهٔ ۱متری از سطح پره



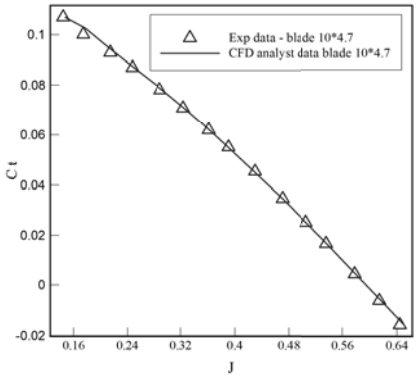
شکل ۳۵ نمایش خطوط جریان در میرا شدن کامل گردابه‌ها در فاصلهٔ ۲ متری از سطح پره

نتایج عددی دینامیکی

هم‌چنین در اعتبارسنجی نتایج دینامیکی تجربی، نتایج ضریب نیروی پیشران در آزمایش‌های دینامیکی با داده‌های مرجع [5] مقایسه شده و در شکل (۳٦) نشان داده شده است. J (Advance Ratio) نسبت پیشرفت و یا به‌عبارتی $J = \frac{V_\infty}{n.D}$ می‌باشد که V سرعت جریان آزاد و n دور برحسب ثانیه و D قطر پره می‌باشد).

نتایج فوق نشان می‌دهد با افزایش سرعت جریان ورودی، ضریب نیروی پیشران کاهش می‌یابد و در یک

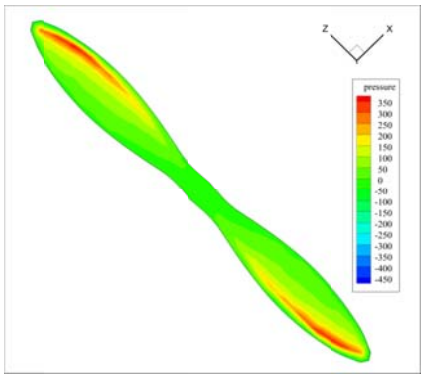
سرعت مشخص در ورودی به صفر می‌رسد و به‌جای تولید نیروی پیش‌ران، مانند توربین باد تولید توان می‌کند. لذا بررسی سرعت جریان هوا برای آزمایش واقعی یک کوادرتور نقش تعیین‌کننده‌ای در پایداری آن ایفا می‌کند. زیرا همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب آیرودینامیکی آن تغییرات اساسی دارد. هم‌چنین با نمایش توزیع فشار پشت پره برای سرعت ورودی مختلف این مطلب تأیید می‌گردد.



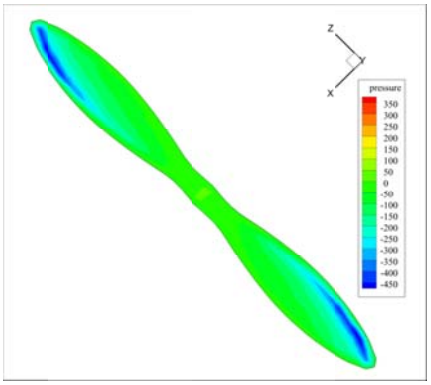
شکل ۳۶ مقایسه نتایج تجربی [5] و عددی دینامیکی ضریب نیروی پیشرانش نسبت به نسبت پیشرفت (J)

در شکل (۳۷) سرعت هوای وروی از صفر به ۵ متر بر ثانیه افزایش پیدا می‌کند و همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع فشار در اکثر بخش‌های سطح پشت پره افزایش پیدا کرده است و به تدریج نواحی ماکزیمم و مینیمم فشار در پشت پره معکوس می‌گردد. این تغییرات در شکل (۳۸) و مقایسهٔ آن با شکل‌های به‌ترتیب (۲۹ و ۳۷)، با افزایش سرعت ورودی به‌میزان ۱۰ متر بر ثانیه کاملاً نمایان است.

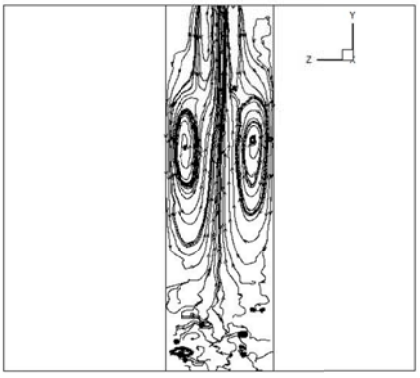
نکته قابل‌توجه دیگری که وجود دارد نحوهٔ تولید و تغییرات گردابه‌های پشت پره در طول حوزهٔ حل به‌ازای افزایش سرعت در ورودی است. شکل (۳۹) توزیع گردابه های تولید شده در پشت پره را به ازای سرعت ۲/۵ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود گردابه‌ها به شکل‌های جدا از هم و تقریباً نامتقارنی تشکیل و دائماً دستخوش تغییراتی در اندازه و جهت خود می‌گردند و به‌طور تقریبی، این امر نشان‌دهندهٔ غیر قابل‌پیش‌بینی بودن نحوهٔ تغییرات گردابه‌ها در پشت پره‌های چرخشی در حالت دینامیکی است.



شکل ۳۷ توزیع فشار در سطح پشت پره به‌ازای سرعت ورودی ۵ متر برثانیه



شکل ۳۸ توزیع فشار در سطح پشت پره به‌ازای سرعت ورودی ۱۰ متر برثانیه



شکل ۳۹ نحوه تشکیل و توزیع گردابه‌ها در حوزه حل

نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی آیرودینامیکی یک پرهٔ کوادرتور به‌صورت تجربی و عددی پرداخته شده است. نکات اصلی استخراج شده در این تحقیق نشان می‌دهد که

۱- مقایسهٔ نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد.

۲- از آن‌جایی که منبع تغذیهٔ پرنده‌های مصنوعی محدود می‌باشد انتخاب پره مناسب برای روتور می‌تواند مداومت پروازی آن‌ها را افزایش دهد. این انتخاب بدون داشتن منحنی‌های مشخصهٔ پره غیرممکن می‌باشد. در این تحقیق، منحنی‌های مشخصهٔ یک پره توسط آزمایش‌ها تجربی استخراج شده است.

۳- به‌دلیل وجود تجهیزات ضروری در وسایل پرنده، عدم رعایت فاصلهٔ این تجهیزات تا پره می‌تواند بر روی نیروی رانش اثر بگذارد در این تحقیق، در فاصله‌های مختلف در اطراف و در پشت پره، جریان گردابه‌ای حول پره شبیه‌سازی عددی شده است.

٤- شبیه‌سازی عددی توزیع سرعت و فشار بر روی پره استخراج شده، در انتخاب جنس پره برای دلیل داشتن تحمل این توزیع نیرو، ضروری می‌باشد.

۵- نتایج آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد اگر فاصله یک صفحهٔ مسطح تا پره (اثر زمین) از مقدار مشخصی کمتر باشد، به‌دلیل گردابه‌های پایین‌دست جریان، نیروی رانش را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

٦- نتایج دینامیکی نشان می‌دهد تشکیل گردابه‌های پشت پره نسبت به حالت استاتیکی در فاصلهٔ دورتری از سطح پره ایجاد می‌شود و میرایی آنها تا حدودی غیرقابل پیش‌بینی است مگر این‌که حجم حوزهٔ حل بسیار بزرگ انتخاب شود و این امر مستلزم کامپیوترهای بسیار قدرتمند می‌باشد.

۷- همان‌طور که مشاهده می‌شود پرهٔ مورد استفاده در این تحقیق تقریباً به‌ازای سرعت ورودی ۱۰ متر بر ثانیه نیروی پیش‌رانی تولید نمی‌کند و به حالت آسیاب بادی می‌رسد و این امر اثر جریان هوا بر روی پارامترهای آیرودینامیکی و پیش‌رانشی را تأیید می‌کند.

مراجع

1. Henry V. Borst, "Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles", *USAAMRDL-TR-77-45A*, Vol. 1, January, (1978).
2. Srinivasan, G.R. and Baeder, J.D., "TURNS: A Free-Wake Euler/ Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 5, Technical Notes. (1992)
3. Bottasso, C.L. and Shephard, M.S.; "Finite Element Adaptive MultigridEulerSolver for Rotary Wing Aerodynamics", *AIAA Journal,* December, (1999).
4. Monal Pankaj Merchant, Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicle Applications, Wichita State University, (2004).
5. Merchant, M.P. and Miller, L.S., "Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number UAV Applications", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting,* AIAA 2006-1127,(2006).
6. Ol, M., Zeune, C. and Logan, M., "Analytical – Experimental Comparison for Small Electric Unmanned Air Vehicle Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2008-7345, (2008).
7. Deters, R.W. and Selig, M.S., "Static Testing of Micro Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2008-6246, (2008).
8. Gamble, D.E., "Automated Dynamic Propeller Testing at Low Reynolds Numbers", *M.S. Thesis,*

Oklahoma State University, Stillwater, OK, (2009).
9. Brandt, J.B. and Selig, M.S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Number", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2011-1255,(2011)
10. Aron J. Brezina and Scott K. Thomas M.S., "Measurement of Static and Dynamic Performance Characteristics of Electric Propulsion Systems", MastersThesis, Wright State University, (2012).
11. Leishman, Gordon J. Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge Aerospace's Series, Cambridge, pp. 496, (2000).
12. Fay J. "The Helicopter History, Piloting and How it Flies", 3rd ed., Himalayan Books, pp. 359, (1995).
13. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st ed., Elsevier, (1994).
14. Versteeg, H.K. and MalaLasekera, W., "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Longman Scientific & Technical, (1995).
15. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st edition, Elsevier, pp. 563, (1994).
16. Leishman, Gordon J., "*Principles of Helicopter Aerodynamics*", Cambridge Aerospace's Series, pp. 496, (2000).

مدل‌سازی قطرهٔ پایدار معلق در بخار به‌کمک روش شبکهٔ بولتزمان*

(یادداشت پژوهشی)

احسان امیری راد[۱]

چکیده *پس از تعریف حالت تعادل براساس تابع انرژی آزاد مناسب و تلفیق آن با الگوریتم شبکهٔ بولتزمان، سیستم دوفازی بخار – مایع مدل‌سازی شده است که رفتار آن از معادلات پیوستگی و ناویر – استوکس پیروی می‌کند. به‌کمک مدل توسعه‌یافته ابتدا سطح تماس مسطح (Planar Interface) حل شده و نتایج با نتایج تئوری مقایسه گردیده است. سپس قطرهٔ معلق در فضای بخار تحت بررسی قرار گرفته و نتایج به‌دست آمده برای قطرهٔ پایدار با نتایج تئوری مقایسه شده است.*

واژه‌های کلیدی شبکهٔ بولتزمان، انرژی آزاد، سیستم دوفازی، قطرهٔ پایدار.

Modeling of a Stable Droplet Suspended in Vapor by Lattice Boltzmann Method

E. Amiri Rad

Abstract *In this paper, by defining an appropriate free energy function and integrate that with a Lattice Boltzmann algorithm; a two-phase system of vapor and liquid is modeled where the flow is governed by the continuity and Navier-Stokes equations. Using the developed model, initially a planar interface is modeled and outputs are compared with theoretical results. Then a droplet which is suspended in bulk vapor is investigated and equilibrium conditions of the droplet are compared with theoretical results.*

Key Words Lattice Boltzmann, Free Energy, Two Phase System, Stable Droplet.

---

* تاریخ دریافت مقاله ۹۲/٤/۱۱ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۱۲/۱۲ می‌باشد.

(۱) استادیار مهندسی مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری. a.amirirad@hsu.ac.ir

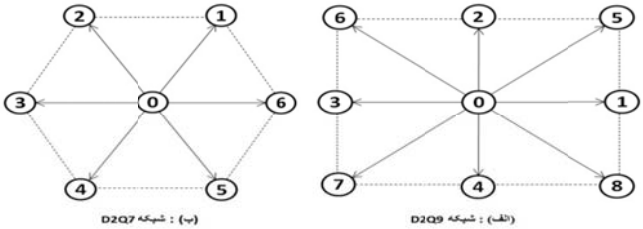
مقدمه

مدل‌سازی دینامیک قطرات در سیستم‌های دوفازی دارای کاربرد زیادی در محدودهٔ وسیعی از مسائل تحقیقاتی و صنعتی از قبیل شکست، برخورد و ادغام قطرات، می‌باشد. با توجه به اهمیت پدیده‌های مرتبط با دینامیک قطرات، مدل‌سازی‌های تجربی و عددی متعددی از این پدیده‌ها صورت گرفته است. گام اول در این مسیر مدل کردن یک قطرهٔ پایدار می‌باشد که کمتر مورد توجه قرار گرفته است. بررسی پایداری قطره اولین‌بار توسط گیبس مورد بحث قرار گرفت [1, 2]. وی شرایط پایداری قطره در یک سیستم هم‌دما و نامحدود را براساس رابطه کلوین بیان نمود. هم‌چنین شرایط پایداری قطره در یک سیستم محدود بررسی شده است که برای مثال در موضوع جوانه زایی کاربرد دارد [3,4]. مدل‌سازی صحیح سطح تماس یکی از چالش‌های اساسی در مدل‌سازی جریان‌های دوفازی می‌باشد. یکی از راهکارهای مدل‌سازی دقیق‌تر سطح تماس در نظر گرفتن آن به‌صورت پخش و غیرتیز (Diffuse-interface) می‌باشد. براساس ترکیب این روش با شبکهٔ بولتزمان چندین رویکرد مختلف برای مدل‌سازی جریان‌های دوفازی ارائه شده است [5-7].

روش شبکهٔ بولتزمان در حد واسط روش‌های میکروسکوپی و ماکروسکوپی یا به‌اصطلاح در زیرمجموعه روش‌های مزوسکوپی (Mesoscopic) طبقه‌بندی می‌شود. این روش براساس یک سری قوانین برخورد که متضمن پایستاری جرم و انرژی محلی می‌باشند می‌تواند معادلات ناویر– استوکس را مدل‌سازی نماید [8]. در تحقیقات متعددی کاربرد روش شبکهٔ بولتزمان در مدل‌سازی جریان‌های تک‌فاز با هندسه‌های پیچیده تأیید شده است [8, 9]. هم‌چنین روش شبکهٔ بولتزمان در مدل‌سازی جریان‌های چندفازی نتایج قابل‌قبولی ارائه داده است [10-12]. به‌منظور مدل‌سازی جریان‌های دوفازی چندین رویکرد مختلف براساس روش شبکهٔ بولتزمان ارائه شده است که مشهورترین آنها روش ارائه‌شده توسط گانشتن و همکاران [13]، روش ارائه‌شده توسط شان و چن [14,15] و روش معرفی‌شده توسط سویفت و همکارانش می‌باشد [16,17]. سویفت و همکارانش جریان دوفازی را براساس یک شبکهٔ ٦ وجهی و به‌کمک یک تابع انرژی آزاد که کنترل‌کنندهٔ شرایط تعادل سیال می‌باشد مدل نموده‌اند. در تحقیق حاضر با استفاده از یک شبکهٔ ٨ وجهی و به‌کمک یک تابع انرژی آزاد، جریان بخار– مایع دوفازی براساس مدل توسعه یافتهٔ یک قطرهٔ پایدار معلق در بخار هم جنس مدل شده است و اعتبار نتایج حاصل مورد بررسی قرار گرفته است.

تشریح شبکهٔ بولتزمان برای سیال دوفازی

مدل‌های شبکهٔ بولتزمان می‌توانند بر روی شبکه‌های متفاوتی اِعمال شوند. شکل (١) نشان‌دهندهٔ دو شبکهٔ معمول مورد استفاده در هندسه‌های دوبعدی می‌باشد که در آن پیکان‌ها نشانگر سرعت‌های مختلف شبکه می‌باشند. هر دو شبکه دارای سرعت صفر $\vec{c}_0$ می‌باشند. در شبکهٔ D2Q7 با هندسهٔ ٦ وجهی هر گره دارای ٦ همسایه می‌باشد. در حالی‌که در شبکهٔ D2Q9 با هندسهٔ مستطیلی هر گره دارای ٨ همسایه می‌باشد که آن را مشابه شبکهٔ عمومی کارتزین نموده است.



شکل ١ شبکه‌های دوبعدی معمول مورد استفاده در روش شبکهٔ بولتزمان

سویفت و همکارانش در جهت مدل‌سازی جریان دوفازی از هندسهٔ ٦ وجهی D2Q7 استفاده نموده‌اند [16,17]. با توجه به دقیق‌تر و پایدارتر بودن شبکهٔ ۸ وجهی D2Q9 در این تحقیق از این شبکه استفاده شده است. معادلهٔ اساسی شبکهٔ بولتزمان که در واقع معادلهٔ گسستهٔ بولتزمان می‌باشد با ضریب تخفیف یکتا به‌صورت زیر ارائه شده است [8, 9]:

$$f_i\left(\vec{x}+\vec{c}_i\Delta t, t+\Delta t\right)-f_i\left(\vec{x},t\right)=-\frac{1}{\tau_f}\left(f_i-f_i^0\right) \quad (۱)$$

که در آن $\vec{x}$ بردار مکان، $\vec{c}_i$ بردار سرعت، t زمان و τ_f پارامتر تخفیف می‌باشد. $f_i(\vec{x},t)$ نشان‌دهندهٔ تابع توزیع ذرات با سرعت گسسته $\vec{c}_i$ است و f_i^0 نشان‌دهندهٔ تابع توزیع تعادلی محلی می‌باشد.

با استفاده از یک تابع توزیع تعادلی مناسب، معادلهٔ (۱) می‌تواند دینامیک حاکم بر سیال غیرایده‌آل دوفازی را توصیف نماید. در مرجع [9] نشان داده شده است که معادلهٔ (۱) منجر به معادلات پیوستگی و ناویر–استوکس به‌شرح زیر می‌شود:

$$\frac{\partial\rho}{\partial t}+\nabla.\rho u_i=0 \quad (۲)$$

که در آن ρ چگالی سیال، u_i بردار سرعت، ν لزجت برشی و λ تابع چگالی می‌باشد که به‌صورت زیر قابل محاسبه هستند [17]:

$$\begin{aligned}\frac{\partial\rho u_i}{\partial t}+\frac{\partial\rho u_i u_j}{\partial x_j}&=-\frac{\partial p_0}{\partial x_i}+\nu\frac{\partial\rho u_i}{\partial x_j}\\&+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda(\rho)\frac{\partial\rho u_j}{\partial x_j}\right)\\&-\left(\tau_f-\frac{1}{2}\right)\frac{dp_0}{d\rho}\Delta t\frac{\partial}{\partial x_j}\left(u_i\frac{\partial\rho}{\partial x_j}+u_j\frac{\partial\rho}{\partial x_i}\right)\end{aligned} \quad (۳)$$

$$\begin{aligned}\nu&=\frac{2\tau_f-1}{8}c^2\Delta t\quad,\quad\lambda(\rho)\\&=\left(\tau_f-\frac{1}{2}\right)\Delta t\left(\frac{c^2}{2}-\frac{dp_0}{d\rho}\right)\end{aligned} \quad (٤)$$

که در آن c سرعت شبکه است. پارامترهای اساسی این معادلات چگالی سیال و سرعت جریان می‌باشند که به‌کمک روابط زیر به تابع توزیع مرتبط می‌شود.

$$\rho=\sum_i f_i \quad , \quad \rho u_j=\sum_i f_i c_{ij} \quad (۵)$$

در روابط فوق c_{ij} تانسور سرعت شبکه می‌باشد. از آن‌جا که معادلات فوق همواره برقرارند روابط زیر را می‌توان برای ممان مرتبه اول و دوم تابع توزیع به‌دست آورد.

$$\sum_i f_i^0=\rho \quad , \quad \sum_i f_i^0 c_{ij}=\rho u_j \quad (٦)$$

با توجه به معادلات پیوستگی و ناویر– استوکس، ممان دوم تابع توزیع به‌صورت زیر تعریف می‌شود [16]:

$$\sum_i f_i^0 e_{ij}e_{ik}=P_{jk}+\rho u_j u_k \quad (۷)$$

که در آن P_{jk} تانسور فشار می‌باشد.

هم‌چنین ممان سوم تابع توزیع تعادلی به‌صورت زیر قابل تعریف می‌باشد [16]:

$$\sum_i f_i^0 c_{ij}c_{ik}c_{im}=\frac{\rho c^2}{3}\left(u_j\delta_{km}+u_k\delta_{jm}+u_m\delta_{jk}\right) \quad (۸)$$

شرایط تعادل یک سیستم تک‌جزئی و دوفاز می‌تواند توسط تابع انرژی آزاد لاندو (Landau) به‌صورت زیر تعریف شود [18]:

$$\Psi=\int\left(\psi(T,\rho)+\frac{\kappa}{2}(\nabla\rho)^2\right)dV \quad (۹)$$

قسمت دوم از انتگرال اول معادلهٔ (۹) تأثیر گرادیان چگالی را در تغییرات انرژی آزاد نشان می دهد. $\psi(T,\rho)$ چگالی حجمی انرژی آزاد می‌باشد و

برای یک سیال واندروالس به‌صورت زیر قابل تعریف است [19]:

$$\psi(T,\rho)=\phi\left(\rho^2-2\rho\rho_c-\rho_c^2(1-\beta\tau)\right)^2 - p_c(1-\beta\tau)^2+4\frac{\rho p_c}{\rho_c}(1-\beta\tau) \qquad (10)$$

که در آن p_c فشار بحرانی، ρ_c چگالی بحرانی و φ و β ثابت هستند. هم‌چنین $\tau=\frac{T_c-T}{T_c}$ که درآن T_c دمای بحرانی است و در شرایط $T<T_c$ دو فاز مجزا به‌وجود می‌آید. انرژی آزاد از طریق تانسور فشار بر الگوریتم حل مؤثر است. رابطهٔ میان تانسور فشار و انرژی آزاد به‌صورت زیر تعریف می‌گردد [20]:

$$P_{ij}=p(\vec{x})\delta_{ij}+\kappa\frac{\partial\rho}{\partial x_i}\frac{\partial\rho}{\partial x_j} \qquad (11)$$

که در آن κ ثابت مویینگی است. هم‌چنین:

$$p(\vec{x})=p_0-\kappa\rho\nabla^2\rho-\frac{\kappa}{2}\left|\vec{\nabla}\rho\right| \qquad (12)$$

p_0 به‌کمک معادلهٔ حالت زیر قابل محاسبه است [21]:

$$p_0=\rho\frac{\partial\psi}{\partial\rho}-\psi \qquad (13)$$

تابع توزیع تعادلی را می‌توان به‌صورت تابعی درجه دوم از سرعت نوشت:

$$f_i^0=A+Bu_jc_{ij}+Cu^2+Du_ju_kc_{ij}c_{ik}+G_{jk}c_{ij}c_{ik} \qquad (14)$$

با جای‌گذاری این معادله در روابط (۸-۶)، تانسور G و ضرایب ثابت A، B و C قابل محاسبه می‌باشند [21].

بررسی نتایج

به‌کمک روش تشریح‌شده در بخش قبل جریان دوفازی بخار – مایع برای $p_c=1/8$، $\rho_c=7/2$، $\phi=833\times10^{-6}$ و $\beta\tau=0.03$ مدل‌سازی گردیده است و نتایج حاصل از آن در ادامه ارائه می‌گردد.

سطح تماس مسطح. در اولین گام یک سیستم دوفازی با سطح تماس مسطح و شرایط مرزی پریودیک برای شبکهٔ ۱۲۸×۱۲۸ تحت بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که گفته شد، در شرایط $T<T_c$ دو فاز به‌وجود می‌آید که چگالی آنها در این حالت معادل چگالی اشباع مایع و بخار و برابر با $\rho_L=\rho_c\left(1+\sqrt{\beta\tau}\right)$ و $\rho_G=\rho_c\left(1-\sqrt{\beta\tau}\right)$ می‌باشد [22].

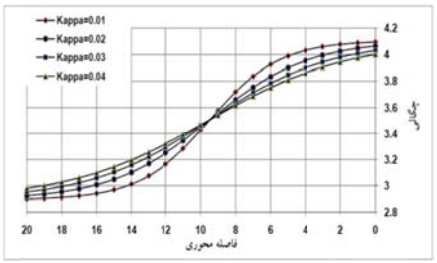
شکل (۲) نشان‌دهندهٔ توزیع چگالی سیال محاسبه‌شده توسط روش شبکهٔ بولتزمان برای حالت های مختلف κ می‌باشد. توزیع چگالی سیال در این حالت براساس مدل واندروالس به‌صورت زیر قابل محاسبه است [22]:

$$\rho(z)=\rho_c\left(1+\sqrt{\beta\tau}\tanh\left(\frac{z}{2h}\right)\right) \qquad (15)$$

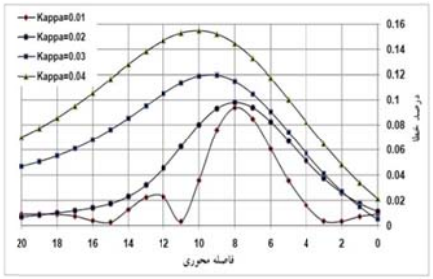
در رابطهٔ فوق z نشان‌دهندهٔ مکان بر روی محور عمود بر سطح تماس و $h=\frac{1}{\rho_c}\sqrt{\frac{\kappa}{8\phi\beta\tau}}$ نشان‌دهندهٔ ضخامت سطح تماس می‌باشد.

در شکل (۳) درصد خطای میان چگالی محاسبه‌شده براساس شبکهٔ بولتزمان و نتایج تئوری نشان داده شده است که حداکثر ۰/۱۶ درصد خطا را نشان می‌دهد.

هم‌چنین در جدول (۱) ضخامت محاسبه‌شدهٔ سطح تماس دو فاز براساس روش شبکهٔ بولتزمان با مقادیر تئوری مقایسه شده است که نشان‌دهندهٔ حداکثر ۲/۵ درصد خطا می‌باشد.



شکل ۲ تغییرات پروفیل چگالی در سطح تماس صفحه‌ای برای ثابت‌های مویینگی مختلف



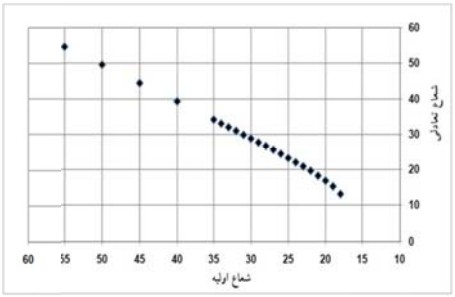
شکل ۳ خطای پروفیل چگالی در سطح تماس صفحه‌ای برای ثابت‌های مویینگی مختلف

جدول ۱ مقایسهٔ ضخامت سطح تماس تئوری و نتایج شبکهٔ بولتزمان

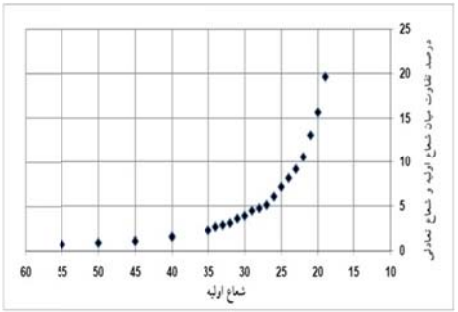
ضریب مویینگی (K)	ضخامت سطح تماس شبکهٔ بولتزمان (واحد شبکه)	ضخامت سطح تماس تئوری (واحد شبکه)	خطا (٪)
0.01	2.79	2.86	2.48
0.02	3.95	4.04	2.18
0.03	4.83	4.95	2.50

مدل‌سازی قطرهٔ پایدار

در این قسمت یک قطرهٔ پایدار در حالت سکون و معلق در بخار، در غیاب جاذبه به‌کمک روش شبکهٔ بولتزمان برای $K = ۰/۰۱$ مدل‌سازی شده است. در این بخش شعاع اولیهٔ قطره از ۱۷ تا ۵۵ تغییر نموده است. شایان ذکر است قطراتی با شعاع اولیهٔ کمتر از ۱۷ پایدار نیستند و تبخیر می‌شوند. هم‌چنین چگالی اولیهٔ قطرهٔ مایع و بخار اطراف به‌ترتیب $\rho_L = \rho_c\left(1+\sqrt{\beta\tau}\right)$ و $\rho_G = \rho_c\left(1-\sqrt{\beta\tau}\right)$ در نظر گرفته شده است. پر واضح است که براساس رابطهٔ کلوین در شرایطی که قطره به حالت تعادل پایدار می‌رسد فشار داخل قطره و فشار بخار اطراف آن بالاتر از فشار اشباع متناظر آن خواهد بود و شعاع قطره نیز نسبت به مقدار اولیه تغییر خواهد نمود. در شکل (٤) شعاع تعادلی قطرات برحسب مقادیر شعاع اولیه نمایش داده شده است. در شکل (۵) درصد تفاوت شعاع تعادلی با شعاع اولیه نمایش داده شده است که نشان می‌دهد با افزایش شعاع اولیه میزان تغییرات آن تا رسیدن به شعاع تعادلی کاهش می‌یابد.



شکل ٤ شعاع تعادلی قطره برحسب شعاع اولیه



شکل ۵ درصد تفاوت شعاع تعادلی و شعاع اولیه قطره

کشش سطحی قطره را می‌توان براساس رابطهٔ زیر محاسبه نمود [1]:

$$\sigma = R_{eq}\left(P_L - P_G\right) \qquad (١٦)$$

در رابطهٔ فوق R_{eq} شعاع تعادلی قطرهٔ P_L فشار داخل قطره و P_G شعاع بخار اطراف قطره می‌باشد. هم‌چنین کشش سطحی به‌کمک رابطهٔ تئوری زیر قابل‌محاسبه می‌باشد [18].

$$\sigma = \frac{4}{3}\rho_c^3\sqrt{2\left(\beta\tau\right)^3\phi\kappa} \qquad (١٧)$$

در شکل (٦) کشش سطحی محاسبه‌شده براساس نتایج شبکهٔ بولتزمان (رابطهٔ ۱۵) با نتیجهٔ تئوری مورد انتظار مقایسه شده است. هم‌چنین در شکل (۷) درصد خطای محاسبه کشش سطحی نمایش داده شده است که حداکثر مقدار آن کمتر از ۲/۵ درصد می‌باشد.

فشار بخار اطراف قطرهٔ کروی در شرایط هم‌دما از رابطهٔ زیر قابل پیش‌بینی می‌باشد [1]:

$$P_G = P_S \exp\left(\frac{\sigma v_S^L}{kTR_{eq}}\right) \qquad (۱۸)$$

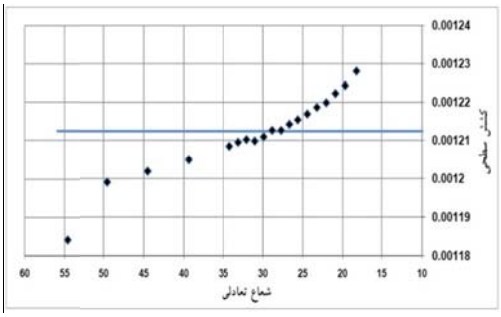
که در آن اندیس s بر شرایط اشباع دلالت دارد. هم‌چنین فشار داخل قطره در این حالت بزرگ‌تر از فشار اشباع متناظر است و از رابطهٔ زیر محاسبه می‌گردد [22]:

$$P_L = P_S + \frac{P_S v_S^G}{v_S^L} \ln\left(\frac{P_G}{P_S}\right) \qquad (۱۹)$$

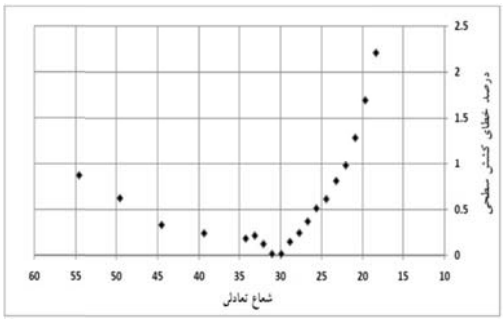
در روابط فوق R_{eq} شعاع تعادلی قطره می‌باشد که به‌کمک رابطهٔ زیر قابل محاسبه است [1]:

$$R_{eq} = \frac{\sigma}{P_L - P_G} \qquad (۲۰)$$

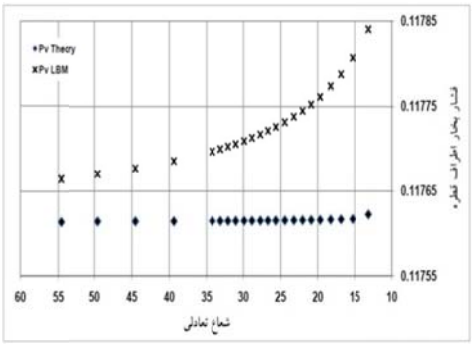
با توجه به روابط فوق و به‌جهت تأیید صحت نتایج حاصل از روش شبکهٔ بولتزمان، شعاع تعادلی حاصل از مدل‌سازی شبکهٔ بولتزمان را در رابطه (۱۸) قرار می‌گیرد و به‌کمک آن فشار بخار اطراف محاسبه می‌شود. شکل (۸) نشان‌دهندهٔ فشار محاسبه‌شده توسط رابطهٔ (۱۸) در مقایسه با فشار بخار حاصل از مدل‌سازی شبکهٔ بولتزمان می‌باشد. میزان خطای موجود در شکل (۹) نشان داده شده است که حداکثر مقدار آن کمتر از ۰/۲ درصد می‌باشد که با افزایش شعاع مقدار آن کمتر هم می‌شود.



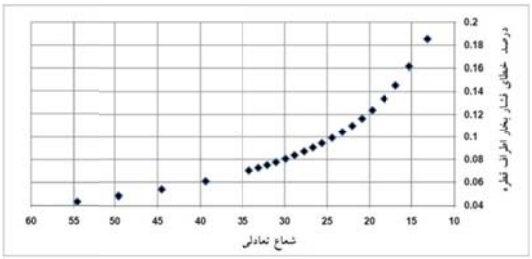
شکل ٦ مقایسهٔ کشش سطحی محاسبه‌شده از روش شبکهٔ بولتزمان برای شعاع‌های مختلف با کشش سطحی تئوری برای سطح صاف



شکل ۷ خطای کشش سطحی محاسبه‌شده از روش شبکهٔ بولتزمان برحسب شعاع

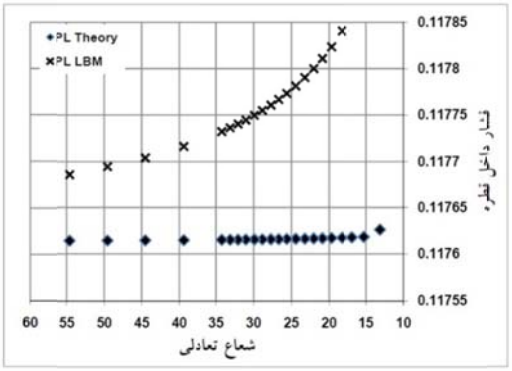


شکل ۸ مقایسهٔ فشار بخار محاسبه‌شده از روش شبکهٔ بولتزمان با مقادیر تئوری

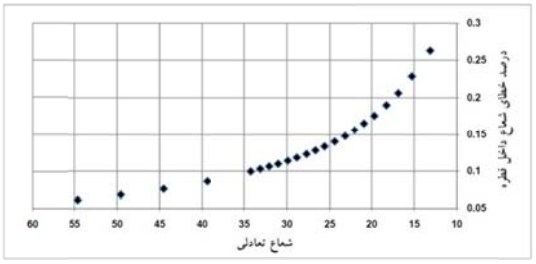


شکل ۹ درصد خطای فشار بخار

در مرحلهٔ بعد به‌کمک فشار بخار حاصل از رابطهٔ (۱۸) و جای‌گذاری آن در رابطهٔ (۱۹)، فشار داخل قطره محاسبه و نتیجه آن با فشار قطرهٔ حاصل از مدل‌سازی شبکهٔ بولتزمان مقایسه شده است (شکل ۱۰). هم‌چنین میزان درصد خطای آن در شکل (۱۱) نشان داده شده است که حداکثر مقدار آن کمتر از ۰/۳ درصد است و مانند فشار بخار با افزایش شعاع میزان این خطا نیز کاهش می‌یابد.

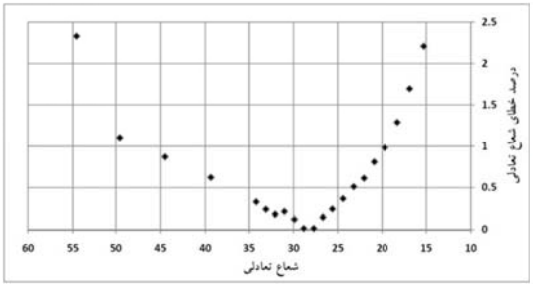


شکل ۱۰ مقایسهٔ فشار داخل قطرهٔ محاسبه‌شده از روش شبکهٔ بولتزمان با مقادیر تئوری



شکل ۱۱ درصد خطای فشار داخل قطره

نهایتاً با استفاده از فشار بخار و فشار قطرهٔ محاسبه‌شده توسط روابط (۱۹ و ۱۸) و کشش سطحی تئوری، شعاع تعادلی قطره محاسبه و نتیجه با شعاع نهایی به‌دست‌آمده از مدل‌سازی شبکهٔ بولتزمان قیاس شده است. میزان خطای موجود در شکل (۱۲) نمایش داده شده است که حداکثر مقدار آن کمتر از ۲/۵ درصد می‌باشد.

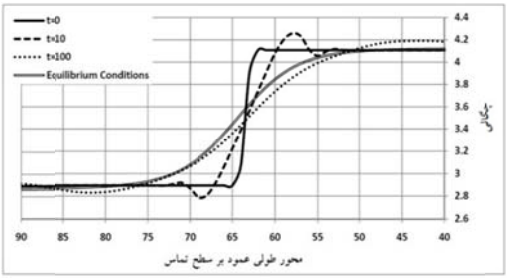


شکل ۱۲ خطای شعاع تعادلی نسبت به مقدار تئوری

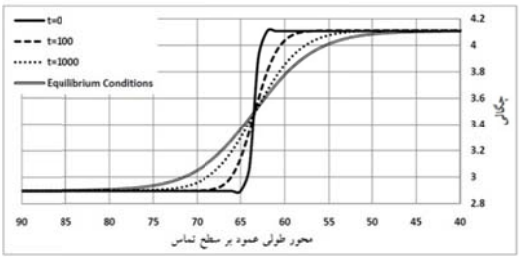
مجموعهٔ این نتایج به‌خوبی نشان می‌دهد شبکهٔ بولتزمان به‌خوبی و با دقت بسیار بالا قادر به مدل‌سازی یک سیستم دوفازی مایع – بخار می‌باشد.

بررسی تأثیر ضریب تخفیف

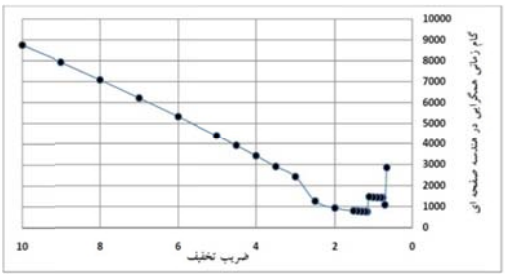
روند تغییرات از شرایط اولیه تا شرایط تعادلی نهایی، پایداری حل و زمان رسیدن به تعادل کاملاً تحت تأثیر ضریب تخفیف τ_f قرار می‌گیرد. انتخاب ضریب تخفیف مناسب تأثیر شگرفی بر پایداری حل و هم‌چنین کاهش زمان هم‌گرایی حل خواهد داشت. برداشت عمومی این است که ضریب تخفیف‌های پایین سبب نوسانی شدن حل می‌شوند اما از طرف دیگر انتخاب ضریب تخفیف بزرگ زمان هم‌گرایی حل را افزایش می‌دهد. بنابراین یافتن ضریب تخفیف مناسب در حل به‌روش شبکهٔ بولتزمان از اهمیت خاصی برخوردار می‌باشد. شکل‌های (١٤ و ١٣) نشان‌دهندهٔ تغییرات پروفیل چگالی سطح تماس مسطح در زمان‌های مختلف برای دو ضریب تخفیف بسیار پایین و بسیار بالای ۰/٦٥ و ۱۰ می‌باشند. واضح است که ضریب تخفیف کمتر سبب ایجاد نوسانات زیادی در حل می‌گردد و کاهش بیشتر آن منجر به ناپایداری حل می‌شود. اما ضریب تخفیف‌های بالاتر پایداری بیشتری را سبب می‌شوند. البته این پایداری بیشتر معمولاً با افزایش زمان حل همراه است. در شکل (۱۵) زمان رسیدن به حل پایدار هندسه صفحه‌ای برای ضریب‌های مختلف تخفیف نمایش داده شده است.



شکل ۱۳ پروفیل چگالی هندسهٔ صفحه‌ای در زمان‌های مختلف برای ضریب تخفیف ۰.٦٥

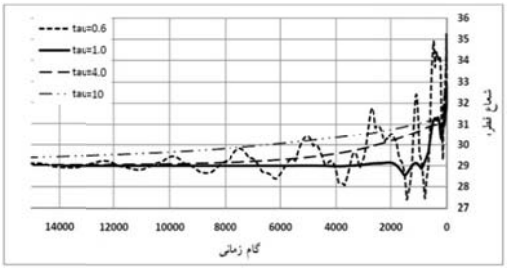


شکل ١٤ پروفیل چگالی هندسهٔ صفحه‌ای در زمان‌های مختلف برای ضریب تخفیف ۱۰

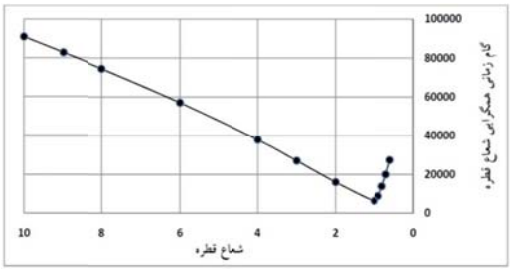


شکل ۱۵ زمان هم‌گرایی حل برحسب تغییرات ضریب تخفیف برای هندسهٔ صفحه‌ای

هم‌چنین مشابه تحلیل فوق برای قطرهٔ مدل‌سازی‌شده در بخش قبل تکرار می‌شود. در این بخش معیار هم‌گرایی و اتمام حل رسیدن شعاع به شرایط تعادلی آن در نظر گرفته می‌شود. در شکل (١٦) تغییرات شعاع قطره تا زمان تعادل براساس ضرایب مختلف تخفیف نمایش داده شده است. در این حالت نیز مانند هندسهٔ صفحه‌ای با افزایش ضریب تخفیف از نوسانات حل کاسته شده است؛ اما از طرف دیگر افزایش ضریب تخفیف شیب تغییرات شعاع به‌سمت شعاع تعادلی را کاهش داده است که این به‌معنای افزایش زمان هم‌گرایی است. در شکل (۱۷) زمان هم‌گرایی حل برای ضرایب مختلف تخفیف نشان داده شده است.



شکل ١٦ تغییرات شعاع قطره برحسب زمان برای ضریب تخفیف‌های مختلف



شکل ۱۷ زمان هم‌گرایی حل برای قطرهٔ معلق در بخار برحسب ضریب‌های مختلف تخفیف

با توجه به این نمودارها هم‌زمان با افزایش ضریب تخفیف از مقادیر بسیار کوچک تا مقادیر بسیار بزرگ با دو روند مختلف مواجهیم. برای ضریب تخفیف‌های کوچک با افزایش ضریب تخفیف و کاهش نوسانات به‌تدریج زمان هم‌گرایی حل نیز کاهش می‌یابد؛ اما پس از کاهش نسبی نوسانات شاهد وقوع یک مینیمم می‌باشد و از آن پس هم‌زمان با افزایش ضریب تخفیف زمان هم‌گرایی حل نیز افزایش می‌یابد. به‌این‌صورت برای هر مسأله می‌توان ضریب تخفیف مناسب را که ضمن پایداری، حداقل زمان هم‌گرایی را نیز داشته باشد به‌دست آورد. در قسمت‌های قبل براساس تحلیل این بخش ضریب تخفیف مناسب انتخاب و مسأله براساس آن حل شده است.

بحث و نتیجه‌گیری

در این مقاله یک سیستم دوفازی بخار- مایع به‌کمک یک شبکهٔ ۸ وجهی و با روش شبکهٔ بولتزمان براساس مدل سویفت مدل‌سازی شده است. به‌کمک مدل توسعه‌یافته ابتدا سطح تماس مسطح مدل‌سازی شده و میزان خطای آن نسبت به نتایج تئوری سنجیده شده است که نشان‌گر توانمندی بالای روش می‌باشد. در مرحلهٔ بعدی یک قطرهٔ معلق در فضای بخار مورد بررسی قرار گرفته که در این بخش نیز درصد خطای مشاهده شده بسیار پایین بوده است و صحت نتایج کاملاً مورد تأیید می‌باشد. هم‌چنین تحلیلی بر چگونگی انتخاب ضریب تخفیف صورت گرفته و براساس آن برای هر مسأله مناسب‌ترین ضریب تخفیف که علاوه بر پایداری حل، زمان مینیمم هم‌گرایی را نیز نتیجه می‌دهد انتخاب شده است. از مجموعهٔ نتایج فوق چنین بر می‌آید که روش شبکهٔ بولتزمان می‌تواند ابزاری قدرتمند برای مدل‌سازی مسائل پیچیدهٔ جریان دوفازی در اختیار محققان و مهندسان قرار دهد. در گام‌های بعدی به‌کمک مدل توسعه‌یافته می‌توان به تحلیل پدیده‌هایی از قبیل شکست و انعقاد قطرات، تبخیر و تقطیر هم‌دما و از این قبیل که حل آنها با روش‌های معمول CFD بسیار مشکل و بعضاً غیردقیق می‌باشد، پرداخت.

مراجع

1. McGaughey, A.J.H. and Ward, C.A., "Droplet stability in a finite system: Consideration of the solid–vapor interface", *Journal of applied physics*, Vol. 93, No. 6, pp. 3619-3626, (2003).
2. Toxvaerd, S., "Molecular-dynamics simulation of homogeneous nucleation in the vapor phase", *J. Chem. Phys.*, Vol. 115, pp. 8913-8920, (2001).
3. Rao, M. and Berne, B.J., "Nucleation in finite systems: Theory and computer simulation" *Astrophysics and Space Science*, Vol. 65, No. 1, pp. 39-46, (1979).
4. Reiss, H. and Koper, G.J.M., "The Kelvin Relation: Stability, Fluctuation, and Factors Involved in Measurement", *J. Phys. Chem.*, Vol. 99, No. 19, pp. 7837–7844, (1995).
5. He, X. and Doolen G.D., "Thermodynamic Foundations of Kinetic Theory and Lattice Boltzmann Models for Multiphase Flows", *J. Stat. Phys.*, No. 107, pp. 309-328, (2002).
6. Zhang, J., Li, B. and Kwok, D.Y., "Mean-Field Free-Energy Approach to the Lattice Boltzmann Method for Liquid-Vapor and Solid-Fluid Interfaces", *Phys. Rev. E*, Vol. 69, 032602, (2004).
7. Lee, T. and Lin C.L., "Pressure evolution lattice-Boltzmann-equation method for two-phase flow with phase change", *Phys Rev E*, Vol. 67, 056703, (2003).
8. Wolf-Gladrow, D.A., "*Lattice-gas Cellular Automata and Lattice Boltzmann Models*", Springer, Berlin, (2000).
9. Holdych, D. J., Rovas, D., Georgiadis, J. G. and Buckius, R. O., "An improved hydrodynamics formulation for multiphase flow lattice-Boltzmann models", Int. *J. Mod. Phys. C 9*, pp. 1393-1404 (1998)
10. Huang, H., Wang, L. and Lu, X., "Evaluation of three lattice Boltzmann models for multiphase flows in porous media", *Computers and Mathematics with Applications*, Vol. 61, pp. 3606–3617, (2011).
11. Amiri Rad, E., "*Control of droplet collapse during coarsening process by imposing shear flow: a lattice Boltzmann simulation*", *Meccanica*, Vol. 50, No. 4, pp. 995-1001, (2015).

12. Amiri Rad, E., "Coalescence of two at-rest equal-sized drops in static vapor of the same material: A lattice Boltzmann approach", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 28, No. 9, pp. 3597-3603, (2014).
13. Gunstensen, A.K., Rothman, D.H., Zaleski, S. and Zanetti, G., "Lattice Boltzmann model of immiscible fluids", *Phys. Rev. A*, Vol. 43, pp. 4320–4327, (1991).
14. Shan, X.W. and Chen H.D., "Lattice Boltzmann model for simulating flows with multiple phases and components", *Phys. Rev. E*, Vol. 47, pp. 1815–1819, (1993).
15. Shan, X.W. and Chen H.D., "Simulation of nonideal gases and liquid-gas phase transitions by the lattice Boltzmann equation", *Phys. Rev. E*, Vol. 49, pp. 2941-2948, (1994).
16. Swift, M.R., Osborn, W.R. and Yeomans, J.M., "Lattice Boltzmann simulation of nonideal fluids", *Phys. Rev. Lett.*, Vol. 75, pp. 830–833, (1995).
17. Swift, M.R., Orlandini, E., Osborn, W.R. and Yeomans, J.M., "Lattice Boltzmann simulations of liquid–gas and binary fluid systems", *Phys. Rev. E*, Vol. 54, pp. 5041–5052, (1996).
18. Landau, L. D. and Lifshitz, E. M., "*Statistical physics*", Pergamon Press, (1958).
19. Jamet, D., Lebaigue, O., Coutris, N. and Delhaye, J.M., "The second gradient method for the direct numerical simulation of liquid–vapor flows with phase change", *Journal of Computational Physics*, Vol. 169, pp. 624–651, (2001).
20. Evans, R., "The nature of the liquid-vapour interface and other topics in the statistical mechanics of non - uniform, classical fluids", *Adv. Phys.*, Vol. 28, pp. 143-200, (1979).
21. Amiri Rad, E., "Investigation the effects of shear rate on stationary droplets coalescence by lattice Boltzmann", *Meccanica*, Vol. 9, No. 6, pp. 1457-1467, (2014).
22. Khatavkar, V.V., Anderson, P.D. and Meijer, H.E.H., "On scaling of diffuse–interface models", *Chemical Engineering Science*, Vol. 61, pp. 2364 – 2378, (2006).

یک روش ترکیبی جدید برای مدل‌سازی سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی*

(یادداشت پژوهشی)

ایمان کاردان[۱] علیرضا اکبرزاده[۲]

چکیده *برخلاف روبات‌های سری، مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی بسیار پیچیده است و در حالت کلی نمی‌توان یک پاسخ تحلیلی برای آن پیدا کرد. به‌همین دلیل در بیشتر موارد از روش‌های عددی برای حل این مسئله استفاده می‌شود که نسبتاً زمان‌بر می‌باشند. از طرفی کاهش زمان صرف‌شده برای محاسبات سینماتیکی، در کاربردهایی مانند کنترل بلادرنگ، از اهمیت بسیار زیادی برخوردار می‌باشد. در این مقاله، با ترکیب شبکه‌های عصبی مصنوعی و یک تکنیک عددی مرتبه ۳، یک روش ترکیبی جدید برای تحلیل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی پیشنهاد شده‌است که سرعت حل این مسئله را به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای افزایش می‌دهد. در این روش ابتدا با استفاده از شبکه‌های عصبی یک پاسخ تقریبی از مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات ایجاد می‌شود. سپس این پاسخ تقریبی به‌عنوان حدس اولیهٔ روش عددی مرتبه ۳ در نظر گرفته می‌شود که با حل معادلات سینماتیک مستقیم، پاسخ مورد نظر را با دقت دل‌خواه محاسبه می‌کند. کارآیی روش پیشنهادی در ارتباط با یک روبات موازی فضایی از نوع ۳-PSP بررسی شده و نشان داده شده است که استفاده از این روش می‌تواند در دقت‌های بالا تعداد تکرارها را به‌میزان ۳۵ درصد و زمان تحلیل سینماتیک مستقیم روبات را به اندازهٔ ۱۲ درصد کاهش دهد.*

واژه‌های کلیدی سینماتیک مستقیم، روبات موازی، شبکهٔ عصبی، روش عددی مرتبه ۳، روبات موازی 3-PSP.

A New Hybrid Strategy for Modeling of Forward Kinematics of Parallel Robots

I. Kardan A. Akbarzadeh

Abstract *Unlike serial manipulators, forward kinematic problem (FKP) of parallel robots is highly complicated and its analytical solution is not generally le. Therefore, in most cases numerical methods are used to solve this problem which are relatively time consuming. On the other hand, reducing the duration of FKP analysis is an essential task for applications like real-time control. In this paper, artificial neural networks and a 3rd-order numerical algorithm are combined and a new hybrid strategy is proposed for forward kinematics analysis of parallel manipulators which significantly increases the speed of the FKP solution. In the proposed method, an approximate solution of the FKP is first produced by the neural network. This solution is next considered as an initial guess for the 3rd-order numerical technique which solves the nonlinear forward kinematics equations and obtains the answer with a desired level of accuracy. The proposed method is applied to a spatial 3-PSP parallel manipulator. The results show that using this method will lead to a 35 percent reduction in number of iterations and a 12 percent reduction in the FKP analysis time, while maintaining high level of solution accuracy.*

Key Words Artificial Neural Networks, Parallel Robot, Forward Kinematics Analysis, 3rd-order Numerical Algorithm

.

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/۳/۲۲ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۷/۶ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری، گروه مکانیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) نویسندهٔ مسئول: استاد، گروه مکانیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد. ali_akbarzadeh@um.ac.ir

مقدمه

امروزه روبات‌های موازی به‌واسطهٔ ویژگی‌های منحصربه‌فردی هم‌چون دقت و نسبت بار به وزن بالا کاربرد گسترده‌ای در صنایع مختلف پیدا کرده‌اند که از آن میان می‌توان به شبیه‌سازها [1]، ماشین‌ابزارها [2] و ماشین‌های کنترل عددی [3] اشاره کرد.

برخلاف روبات‌های سری، مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی بسیار پیچیده است و به‌جز در موارد خاص یک حل تحلیلی برای آن وجود ندارد. به‌همین دلیل در اکثر موارد از روش‌های عددی برای پیدا کردن پاسخ‌های سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی استفاده می‌شود [4-10]. از میان انواع تکنیک‌های عددی روش نیوتن–رافسون به‌صورت گسترده‌ای در تحلیل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی مورد استفاده قرار گرفته است [5-10]. مشکل اساسی این روش در وابستگی شدید به حدس اولیه می‌باشد به‌گونه‌ای که به‌ازای برخی از حدس‌های اولیه ممکن است این روش واگرا شود و کارایی خود را از دست بدهد. برای رفع این مشکل روش‌های مختلفی مانند نیوتن–رافسون مقاوم [11]، نیوتن–رافسون فراگیر [12] و نیوتن–رافسون فراگیر تغییریافته [13] پیشنهاد شده‌اند. با این حال و باوجود حل مشکل واگرایی در این روش‌ها، اگر حدس اولیه فاصلهٔ زیادی با پاسخ مسئله داشته باشد زمان لازم برای هم‌گرا شدن الگوریتم افزایش خواهد یافت.

یک راهکار مؤثر در افزایش سرعت الگوریتم‌های عددی، تهیهٔ حدس‌های اولیهٔ مناسب برای آنها می‌باشد. به‌همین منظور گیوز و احمد [14] یک روش ترکیبی را پیشنهاد دادند که در آن حدس اولیهٔ مناسب برای حل سینماتیک معکوس روبات‌های سری توسط شبکه‌های عصبی مصنوعی ایجاد می‌شود. پاریک و لام [15] این روش ترکیبی را به حل معادلات سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی تعمیم دادند و کارایی آن را در افزایش سرعت تحلیل سینماتیکی این روبات‌ها نشان دادند. آنها با اعمال این روش به روبات موازی استوارت–گوف نشان دادند که استفاده از روش ترکیبی، زمان حل مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات مذکور را به دو سوم زمان لازم برای حل همین مسئله با استفاده از الگوریتم نیوتن–رافسون کاهش می‌دهد. روشن است که الگوریتم نیوتن–رافسون دارای سرعت هم‌گرایی از مرتبهٔ ۲ می‌باشد [16]. بنابراین در صورت استفاده از الگوریتم‌هایی با مرتبهٔ هم‌گرایی بیشتر از ۲ می‌توان با تعداد تکرارهای کمتری به دقت مورد نظر دست یافت و سرعت حل مسئله را افزایش داد.

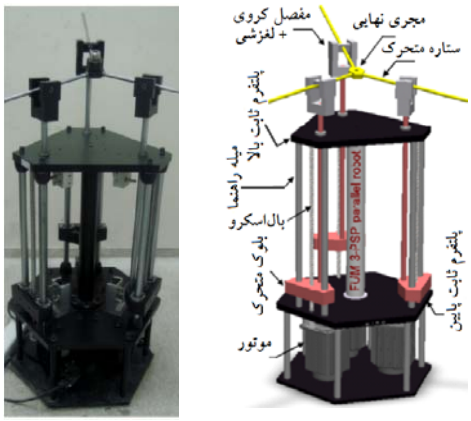
در مقالهٔ حاضر با ترکیب شبکه‌های عصبی مصنوعی و یک تکنیک عددی با سرعت هم‌گرایی مرتبهٔ ۳ [17] یک روش ترکیبی جدید برای حل مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی پیشنهاد داده شده است. در این روش ابتدا شبکهٔ عصبی مصنوعی یک حدس اولیه از پاسخ مسئله ایجاد می‌کند و سپس تکنیک عددی مرتبهٔ ۳ با استفاده از این حدس اولیه، پاسخ مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات را با دقت مورد نظر محاسبه می‌نماید.

با اعمال روش ترکیبی جدید به سینماتیک مستقیم یک روبات موازی فضایی از نوع PSP–۳، عملکرد این روش نسبت به روش ترکیبی [15] مقایسه شده و نشان داده شده است که روش پیشنهادی با تعداد تکرار کمتر و در زمان کوتاه‌تری به دقت مطلوب دست پیدا می‌کند.

در این مقاله برای مقایسهٔ عملکرد روش‌های مختلف تحلیل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی، مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات موازی3-PSP به‌عنوان یک نمونهٔ خاص مورد بررسی قرار گرفته است. بنابراین پیش از پرداختن به جزئیات روش‌های مذکور، در این بخش توضیحات مختصری در ارتباط با ساختمان و سینماتیک مستقیم این روبات ارائه می‌گردد. توضیحات کامل‌تر در ارتباط با روبات 3-PSP در [۱۸] آورده شده است.

ساختمان روبات موازی فضایی 3-PSP

روبات موازی 3-PSP یک روبات موازی کامل با سه درجه آزادی در فضا است و همان‌طور که در شکل (۱) نشان داده شده است، دارای یک لینک متحرک ستاره‌مانند می‌باشد. ستارهٔ مذکور از سه شاخهٔ مختلف تشکیل شده است که با هم زاویهٔ ۱۲۰ درجه می‌سازند. لینک ستاره‌ای از طریق سه بازوی یکسان به پایهٔ روبات متصل شده است. هر بازو به‌ترتیب دارای یک مفصل کشویی محرک، یک مفصل کروی غیر محرک و یک مفصل کشویی غیرمحرک می‌باشد. بنابراین هر کدام از بازوها دارای ساختار PSP می‌باشند که در کنار هم ساختار موازی 3-PSP را تشکیل می‌دهند.



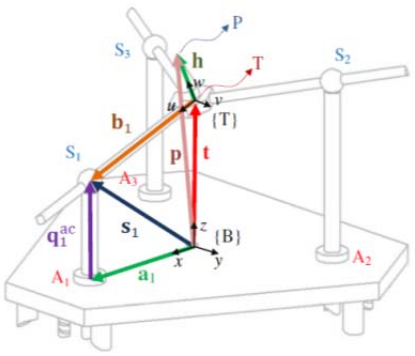
(ب) (الف)

شکل ۱ روبات موازی 3-PSP [۱۸]

سینماتیک مستقیم روبات موازی 3-PSP

در شکل (۲) دستگاه‌های مختصات و پارامترهای لازم برای توصیف سینماتیک روبات موازی 3-PSP نمایش داده شده است. دستگاه مختصات $B\{x,y,z\}$ متصل به صفحهٔ ثابت و در مرکز مثلث $A_1A_2A_3$ و دستگاه $T\{u,v,w\}$ متصل به لینک ستاره‌ای و در مرکز آن در نظر گرفته شده‌اند. بردار a_i محل عملگر خطی iام را در صفحهٔ ثابت نسبت به مرکز دستگاه مختصات B نشان می‌دهد. هم‌چنین بردار h محل نوک ابزار را نسبت به مرکز لینک ستاره‌ای نشان می‌دهد. این دو بردار وابسته به ساختمان روبات هستند و در نتیجه از قبل مشخص می‌باشند.

بردار $\mathbf{q}_i^{ac}$ نشان‌دهندهٔ میزان جابه‌جایی مفاصل محرک، بردارهای t و p به‌ترتیب نشان‌دهندهٔ محل مرکز لینک ستاره‌ای و نوک ابزار نسبت به مرکز دستگاه B و بردارهای b_i و S_i به‌ترتیب نشان‌دهندهٔ محل مفصل کروی iام نسبت به مرکز دستگاه T و B می‌باشند. با توجه به شکل (۲) می‌توان برای هر بازو یک حلقهٔ بسته تشکیل داد و نوشت:



شکل ۲ پارامترهای لازم در سینماتیک روبات 3-PSP [۱۸]

$$ {}^{B}\mathbf{a}_i + {}^{B}\mathbf{q}_i^{ac} = {}^{B}\mathbf{b}_i + {}^{B}\mathbf{t} \qquad (۱) $$

با توجه به روابط میان بردارها که در شکل (۲) مشخص می‌باشد، معادلهٔ (۱) را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$ {}^{B}\mathbf{a}_i + {}^{B}\mathbf{q}_i^{ac} = {}^{B}_{T}\mathbf{R}\left({}^{T}\mathbf{b}_i - {}^{T}\mathbf{h}\right) + {}^{B}\mathbf{p} \qquad (۲) $$

که ${}^{B}_{T}\mathbf{R}$ ماتریس دوران از دستگاه B به T می‌باشد،

$$ {}^{B}_{T}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c\lambda c\varphi & -s\lambda c\theta + c\lambda s\varphi s\theta & s\lambda s\theta + c\lambda s\varphi c\theta \\ s\lambda c\varphi & c\lambda c\theta + s\lambda s\varphi s\theta & -c\lambda s\theta + s\lambda s\varphi c\theta \\ -s\varphi & c\varphi s\theta & c\varphi c\theta \end{bmatrix} \qquad (۳) $$

در ماتریس فوقθ، φ و λ زوایای اویلر دستگاه T نسبت به دستگاه B به ترتیب حول محورهای x، y و z بوده و $s\theta=\sin(\theta)$ و $c\theta=\cos(\theta)$ می‌باشند.

رابطهٔ (۲) نشان دهندهٔ ۳ معادلهٔ برداری می‌باشد که مجموعاً یک دستگاه معادلات غیرخطی با ۹ معادله و ۹ مجهول را تشکیل می‌دهد. در مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات 3-PSP میزان جابه‌جایی مفاصل کشویی محرک $(q_3^{ac}, q_2^{ac}, q_1^{ac})$ به‌عنوان ورودی مسئله معلوم است و سایر مجهولات از حل دستگاه معادلات (۲) محاسبه می‌گردند. مجهولات این مسئله عبارتند از:

$$\begin{aligned} x &= [x^1, x^2, \ldots, x^9]^T \\ &= [x_T, y_T, z_T, \theta, \varphi, \lambda, b_1, b_2, b_3]^T \end{aligned} \qquad (۴)$$

توضیحات بیشتر در ارتباط با سینماتیک مستقیم و معکوس روبات در [18,19] آورده شده و نشان داده شده است که بر خلاف اکثر روبات‌های موازی مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات 3-PSP تنها دارای یک جواب حقیقی قابل قبول می‌باشد.

روش ترکیبی جدید برای تحلیل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی

در این مقاله مشابه با روش ترکیبی [15] از شبکه‌های عصبی مصنوعی برای ایجاد حدس‌های اولیه استفاده می‌شود. با این تفاوت که در این‌جا، برای کاهش زمان مورد نیاز برای حل مسئله، روش نیوتن-رافسون با یک روش عددی با هم‌گرایی مرتبهٔ ۳ [17] جایگزین شده است.

روش عددی با هم‌گرایی مرتبهٔ ۳. چان [20] با استفاده از روش تجزیهٔ آدومیان چندین الگوریتم عددی را با درجه‌های هم‌گرایی متفاوت بررسی کرده است. از این میان درویشی و براتی [17] یک روش با هم‌گرایی مرتبه ۳ را که نیازی به محاسبهٔ مشتق دوم معادلات ندارد توسعه داده و برای حل دستگاه معادلات غیرخطی استفاده کرده‌اند. در این مقاله نیز از الگوریتم شرح داده شده در [17] برای حل دستگاه معادلات غیرخطی مربوط به سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی بهره گرفته شده است.

یک دستگاه معادلهٔ غیرخطی با n معادله و n مجهول را به‌صورت رابطهٔ (۵) در نظر بگیرید:

$$\mathbf{F}(x) = 0 \qquad (۵)$$

که در آن $\mathbf{F}^{n\times1}: \Omega \subseteq \Re^n \to \Re^n$ یک تابع برداری غیرخطی و $x^{n\times1} = [x^1, x^2, \ldots, x^n]^T$ بردار پارامترهای سینماتیکی روبات می‌باشد. درویشی و براتی [17] برای حل دستگاه معادلات (۵)، رابطهٔ تکراری (۶) را پیشنهاد داده و نشان داده‌اند که سرعت هم‌گرایی این الگوریتم از مرتبهٔ ۳ می‌باشد.

$$\begin{aligned} x_{m+1} &= x_m - \mathbf{F}'(x_m)^{-1}\left(\mathbf{F}(x_m) + \mathbf{F}(x^*_{m+1})\right) \\ x^*_{m+1} &= x_m - \mathbf{F}'(x_m)^{-1}\mathbf{F}(x_m) \end{aligned} \qquad (۶)$$

در روابط فوق $\mathbf{F}'$ ماتریس ژاکوبین سیستم معادلات (۵) با ابعاد n×n می‌باشد و

$$(\mathbf{F}')^{i,j} = \frac{\partial \mathbf{F}^i}{\partial x^j} \qquad (۷)$$

این الگوریتم یک حدس اولیه از پاسخ به‌صورت بردار x_0 انتخاب می‌کند و با تکرار رابطهٔ (۶) پاسخ مسئله را با دقت مورد نظر محاسبه می‌کند. الگوریتم زمانی متوقف می‌شود که رابطهٔ (۸) برقرار گردد که در آن E_{max} حداکثر خطای مجاز پارامترها می‌باشد.

$$\begin{aligned} &\|x_{n+1} - x_n\|_\infty < E_{max} \\ &\|x\|_\infty = \max\left(|x^1|, \ldots, |x^n|\right) \end{aligned} \qquad (۸)$$

اثبات هم‌گرایی این الگوریتم عددی به‌همراه اثبات مرتبهٔ هم‌گرایی آن، در مرجع [17] آورده شده است. هرچه حدس اولیه به پاسخ مسئله نزدیک‌تر باشد، تعداد تکرارهای لازم برای رسیدن به دقت مطلوب کمتر می‌باشد و زمان حل کاهش خواهد یافت. در این مقاله از شبکه‌های عصبی مصنوعی برای تهیهٔ حدس‌های اولیهٔ مناسب استفاده شده است.

شبکه‌های عصبی مصنوعی

مشکلات موجود در روش‌های عددی سبب شده است که در سال‌های اخیر محققان تلاش‌های خود را بر یافتن روش‌هایی کارآمدتر برای حل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی متمرکز نمایند. در این میان شبکه‌های عصبی به‌دلیل توانایی بالا در تخمین روابط غیرخطی و استفاده آسان به‌صورت گسترده‌ای مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته‌اند [25-21].

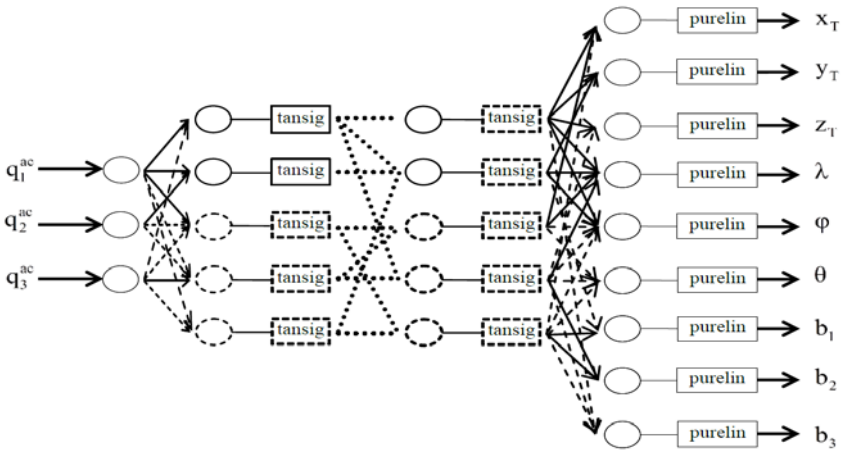
برای مدل‌سازی سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی باید شبکهٔ عصبی را به‌گونه‌ای طراحی کرد که میزان جابه‌جایی مفاصل محرک را در ورودی دریافت کند و سایر پارامترهای مرتبط با سینماتیک روبات را در خروجی تخمین بزند. به‌عنوان مثال در مورد روبات 3-PSP پارامترهای $(q_3^{ac}, q_2^{ac}, q_1^{ac})$ به‌عنوان ورودی و پارامترهای $(x_T, y_T, z_T, \theta, \varphi, \lambda, b_1, b_2, b_3)$ به‌عنوان خروجی شبکه در نظر گرفته می‌شوند.

در روبات موازی 3-PSP با استفاده از رویکردی که در [18,19] آورده شده است می‌توان یک جواب منحصر به فرد برای مسئلهٔ سینماتیک مستقیم پیدا کرد. هرچند که پیچیدگی‌های موجود سبب زمان‌بر شدن حل مسئله سینماتیک مستقیم این روبات می‌شوند اما با توجه به منحصر به فرد بودن جواب، در کاربردهایی مانند تهیهٔ داده‌های لازم برای آموزش شبکهٔ عصبی که زمان لازم در اختیار می‌باشد، می‌توان از این روش استفاده کرد.

پس از تهیهٔ داده‌های آموزشی باید ساختمان مناسب برای شبکهٔ عصبی را انتخاب کرد. در مواردی که تعداد خروجی‌های شبکهٔ عصبی زیاد باشد، می‌توان از دو رویکرد مختلف ACON و OCON استفاده کرد. در رویکرد ACON، مشابه با سیستم‌های کنترلی چند ورودی- چند خروجی، از یک شبکهٔ عصبی واحد برای تخمین تمامی خروجی‌ها استفاده می‌شود. به‌دلیل راحتی کار بیشتر و نیاز به طراحی تنها یک شبکهٔ عصبی، در موارد ممکن این رویکرد ترجیح داده می‌شود. در رویکرد OCON، مشابه با سیستم‌های کنترلی چند ورودی – تک خروجی، برای هر خروجی یک شبکهٔ مجزا در نظر گرفته می‌شود. در این مورد باید تعداد بیشتری شبکهٔ عصبی طراحی کرد که منجر به افزایش حافظه و زمان لازم برای انجام شبیه‌سازی‌ها خواهد شد. این رویکرد در مواردی ترجیح داده می‌شود که منجر به افزایش قابل ملاحظه‌ای در دقت شبکهٔ عصبی گردد [15]. در این‌جا شبکه‌های عصبی تنها برای ایجاد یک تخمین اولیه از پاسخ مورد استفاده قرار می‌گیرند و در عملکرد این شبکه‌ها مسئلهٔ سرعت بیش از دقت مورد توجه می‌باشد، لذا در این مقاله رویکرد ACON مورد استفاده قرار گرفته است. شمای کلی این شبکه در شکل (۳) نشان داده شده است.

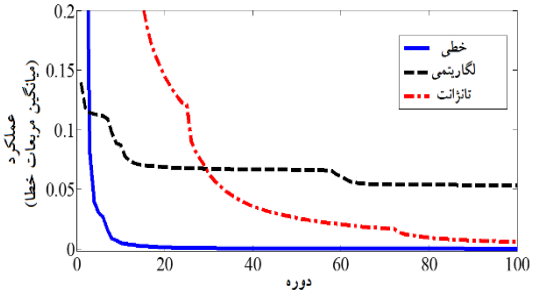
نتایج

در این بخش از روش ترکیبی جدید برای تحلیل سینماتیک مستقیم روبات موازی 3-PSP استفاده شده و کارآیی این روش در مقایسه با روش نیوتن-رافسون و هم‌چنین روش ترکیبی [15] ارزیابی شده است. ابتدا مراحل انتخاب یک ساختار مناسب برای شبکهٔ عصبی شرح داده شده و سپس نتایج حاصل از استفاده از روش ترکیبی جدید آورده شده است.



شکل ۳ نمای کلی از شبکهٔ عصبی مورد استفاده برای تخمین پاسخ سینماتیک مستقیم روبات 3-PSP

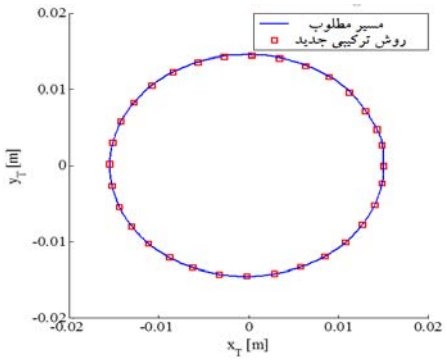
برای تهیهٔ داده‌های آموزشی ابتدا در محدودهٔ فضای کاری روبات ۲۰۰ مقدار تصادفی برای هر کدام از متغیرهای q_1^{ac}، q_2^{ac} و q_3^{ac} در نظر گرفته شده و سپس با حل سینماتیک مستقیم روبات پارامترهای سینماتیکی متناظر با هر مجموعهٔ ورودی محاسبه شده است. بدین ترتیب تعداد ۲۰۰ جفت ورودی – خروجی برای آموزش شبکهٔ عصبی تهیه شده است. تمامی مراحل طراحی، آموزش و ارزیابی شبکه‌های عصبی در نرم‌افزار متلب انجام شده است. ساختمان شبکهٔ عصبی از نوع خوراند مستقیم انتخاب شده و برای آموزش شبکه از الگوریتم لونبرگ- مارکوارت استفاده شده است. برای یافتن یک شبکهٔ عصبی مناسب که سینماتیک مستقیم روبات 3-PSP را با کمترین خطا مدل‌سازی کند و زمان لازم برای شبیه‌سازی آن خیلی طولانی نباشد، تعداد زیادی شبکه با ساختارهای گوناگون (تعداد لایه، تعداد نرون و توابع فعالیت مختلف) مورد بررسی قرار گرفت. در بررسی‌ها مشخص شد که اگر تابع فعالیت لایهٔ خروجی به‌صورت purelin در نظر گرفته شود، شبکه بهتر آموزش می‌بیند و عملکرد بهتری خواهد داشت. به‌عنوان نمونه عملکرد شبکه برای یک ساختار ثابت و سه نمونه تابع فعالیت مختلف در لایه آخر در شکل (۴) نشان داده شده است.



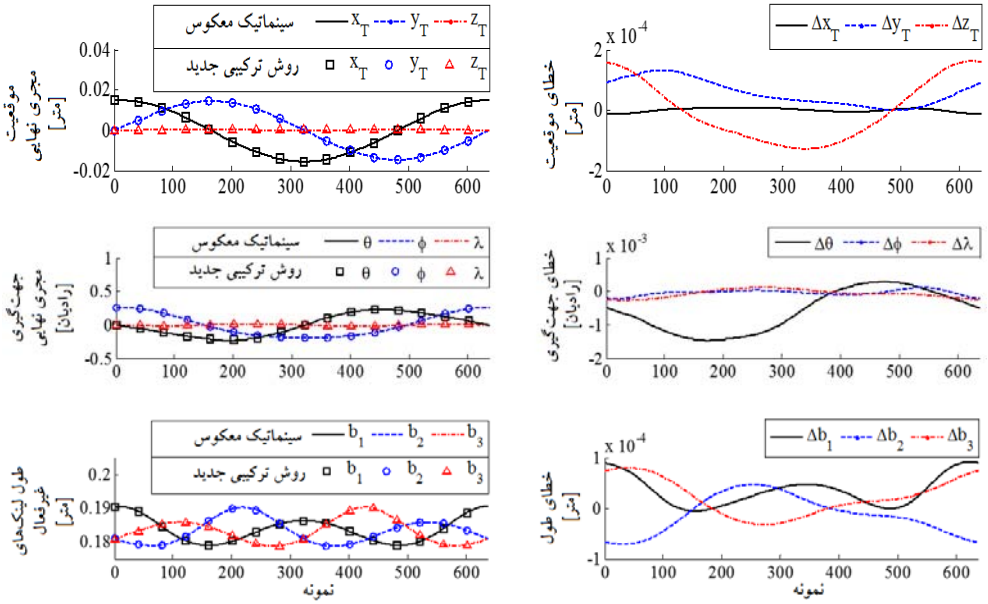
شکل ۴ عملکرد شبکهٔ عصبی با توابع مختلف در لایه آخر

پس از بررسی عملکرد تعداد بسیار زیادی از ساختارهای مختلف، یک شبکهٔ عصبی ۴ لایه (۲ لایهٔ پنهان)، با ۳ نرون در لایهٔ ورودی، ۵ نرون در هر کدام از لایه‌های پنهان و ۹ نرون در لایهٔ خروجی برای تخمین پارامترهای سینماتیکی روبات 3-PSP انتخاب شده است. تابع فعالیت تمامی لایه‌های پنهان از نوع tansig و تابع فعالیت لایهٔ خروجی از نوع purelin در نظر گرفته شده است (شکل ۳).

برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی، خروجی‌های این روش با تنها یک بار تکرار الگوریتم عددی در شکل‌های (۶ و ۵) ارائه شده‌اند. در این مورد q_1^{ac}، q_2^{ac} و q_3^{ac} به‌گونه‌ای در نظر گرفته شده‌اند که مرکز لینک ستاره‌ای مطابق شکل (۵) در یک مسیر دایره‌ای در صفحهٔ z=0 حرکت کند.



شکل ۵ ارزیابی روش ترکیبی جدید در یک مسیر دایره‌ای



شکل ۶ پارامترهای سینماتیکی در یک مسیر دایره‌ای

مقادیر پارامترهای ورودی لازم برای حرکت در مسیر مذکور از حل سینماتیک معکوس روبات [18, 19] حاصل شده است که در این‌جا به آن اشاره‌ای نشده است. کل مسیر به ۶۳۷ نقطه تقسیم شده و متغیرهای ورودی متناظر با هر کدام از این نقاط با استفاده از سینماتیک معکوس محاسبه شده است. شکل (۶) پارامترهای سینماتیکی حاصل از روش ترکیبی جدید را در مقایسه با مقادیر حاصل از حل سینماتیک معکوس نشان می‌دهد.

همان‌طور که در شکل (۶) نشان داده شده است، خطای مطلق متغیرهای طولی (مکان عملگر نهایی به‌همراه طول لینک‌های غیرمحرک) از مرتبه $۱۰^{-۴}$ متر و خطای مطلق متغیرهای زاویه‌ای (جهت‌گیری عملگر نهایی) از مرتبهٔ $۱۰^{-۳}$ رادیان می‌باشد. انطباق بسیار خوب مسیر محاسبه شده بر مسیر مطلوب و کوچک بودن مقادیر خطای پارامترهای سینماتیکی حکایت از عملکرد بسیار مطلوب روش پیشنهادی دارد که توانسته است تنها با یک‌بار تکرار دقت‌های خوبی را ایجاد نماید.

برای دست‌یابی به دقت‌های بالاتر باید تعداد

تکرار الگوریتم عددی را افزایش داد. تعداد تکرارهای لازم برای دست‌یابی به دقت‌های مختلف با استفاده از روش ترکیبی جدید، روش ترکیبی [15] و روش نیوتن–رافسون در جدول (۱) و شکل (۷) مقایسه شده است.

برای تهیهٔ این جدول ۱۰۰ مقدار تصادفی برای هر کدام از متغیرهای q_1^{ac}، q_2^{ac} و q_3^{ac} در نظر گرفته شده و تعداد تکرارهای لازم برای رسیدن به دقت مطلوب در هر نمونه محاسبه شده و در کل نمونه‌ها میانگین‌گیری شده است.

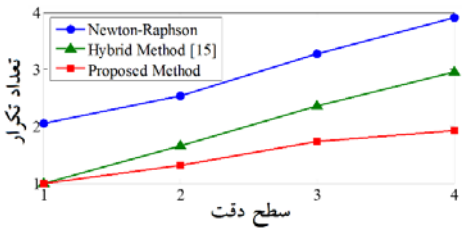
جدول ۱ تعداد تکرارهای لازم برای رسیدن به دقت مطلوب

سطح دقت	معیار توقف E_m^*	میانگین تعداد تکرارها		
		نیوتن–رافسون	ترکیبی [15]	ترکیبی جدید
۱	$۱۰^{-۳}$	۲/۰۵	۱	۱
۲	$۱۰^{-۴}$	۲/۵۳	۱/۶۵	۱/۳۱
۳	$۱۰^{-۵}$	۳/۲۷	۲/۳۵	۱/۷۳
۴	$۱۰^{-۶}$	۳/۹۱	۲/۹۵	۱/۹۲

E_m^* برای متغیرهای طولی، دارای بعد [m] و برای متغیرهای زاویه‌ای دارای بعد [rad] می‌باشد

همان‌طور که مشاهده می‌شود اختلاف میان روش ترکیبی جدید و روش ترکیبی [15] با افزایش دقت مورد نیاز، بیشتر می‌شود تا در نهایت در سطح دقت ۴ این اختلاف تقریباً به ۱ تکرار می‌رسد. از طرف دیگر اختلاف میان روش ترکیبی [15] و روش نیوتن–رافسون در سطوح مختلف تقریباً ثابت است و در حدود ۱ تکرار می‌باشد. این مسئله را می‌توان با در نظر گرفتن مرتبهٔ هم‌گرایی الگوریتم عددی مورد استفاده در روش‌های فوق توجیه نمود. هر دو روش نیوتن–رافسون و ترکیبی [15] از الگوریتم عددی نیوتن–رافسون با درجهٔ هم‌گرایی از مرتبهٔ ۲ استفاده می‌کنند و در نتیجه اختلاف دو روش تقریباً ثابت است، در حالی‌که روش ترکیبی جدید از یک الگوریتم عددی با هم‌گرایی مرتبهٔ ۳ بهره می‌برد و اختلاف این روش با سایر روش‌ها با افزایش دقت، بیشتر می‌شود.

لازم به ذکر است که با توجه به ساختمان روبات در حالتی که لینک ستاره‌ای کاملاً به موازات صفحهٔ ثابت پایینی قرار بگیرد، $b_1 = b_2 = b_3 = a$ خواهد بود و به‌همین دلیل حدس اولیهٔ روش نیوتن–رافسون به‌صورت $x = [0,0,0,0,0,0,a,a,a]^T$ در نظر گرفته شده است. استفاده از حدس اولیهٔ مذکور باعث افزایش سرعت هم‌گرایی این روش شده است به‌گونه‌ای که در این‌جا اختلاف تعداد تکرارهای میان روش نیوتن–رافسون و روش ترکیبی به حدود یک تکرار کاهش یافته در صورتی که در [15] این اختلاف در حدود ۲ تکرار بوده است.



شکل ۷ تعداد تکرارهای مورد نیاز در روش‌های مختلف

زمان مورد نیاز برای هر مرتبه تکرار الگوریتم نیوتن–رافسون در حدود ۶×۱۰^{-۴} ثانیه (۰/۶ میلی‌ثانیه) می‌باشد. در حالی‌که هر مرتبه تکرار الگوریتم عددی مرتبهٔ ۳ در حدود ۸×۱۰^{-۴} ثانیه (۰/۸ میلی‌ثانیه) طول می‌کشد. از طرفی محاسبهٔ خروجی شبکهٔ عصبی به‌ازای هر بردار ورودی تقریباً به ۳×۱۰^{-۴} ثانیه (۰/۳ میلی‌ثانیه) زمان نیاز دارد. بنابراین با توجه به جدول (۱) می‌توان گفت که در سطح دقت ۴ روش تکراری جدید زمان تحلیل سینماتیک مستقیم روبات را نسبت به روش ترکیبی [15] در حدود ۰/۲ میلی‌ثانیه و نسبت به روش نیوتن–رافسون در حدود ۰/۵ میلی‌ثانیه کاهش داده است. قابل توجه است که این نتایج از اجرای شبیه‌سازی‌ها در یک کامپیوتر با پردازندهٔ ۲/۴ گیگاهرتز و حافظه رم ۶ گیگابایت حاصل شده‌اند.

با توجه به موارد فوق می‌توان نتیجه گرفت که روش ترکیبی جدید در مقایسه با روش ترکیبی [15] و

روش نیوتن-رافسون با تعداد تکرارهای کمتر و در زمان کوتاه‌تری به دقت مطلوب دست پیدا می‌کند. این مسئله نشان می‌دهد که روش پیشنهادی به‌خوبی توانسته است هدف مورد نظر را، که همان کاهش زمان تحلیل سینماتیک مستقیم روبات می‌باشد، برآورده سازد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، با هدف کاهش زمان تحلیل سینماتیک مستقیم روبات‌های موازی، یک روش ترکیبی جدید ارائه شده و کارآیی آن در ارتباط با روبات موازی 3-PSP نشان داده شده است. در این روش ابتدا توسط یک شبکهٔ عصبی مصنوعی، تخمینی از پاسخ سینماتیک مستقیم روبات ایجاد می‌شود و سپس با تکرار یک الگوریتم عددی مرتبهٔ ۳ دقت پاسخ تا حد مطلوب افزایش داده می‌شود.

نتایج حاصل از به‌کارگیری روش‌های مختلف برای حل مسئلهٔ سینماتیک مستقیم روبات موازی 3-PSP نشان می‌دهند که روش ترکیبی جدید نسبت به الگوریتم نیوتن-رافسون و هم‌چنین روش ترکیبی [15] در تعداد تکرارهای کمتر و زمان کوتاه‌تری به دقت مطلوب دست پیدا می‌کند. با بالاتر رفتن دقت مورد نظر، برتری روش پیشنهادشده در این مقاله بر سایر روش‌ها بیشتر آشکار می‌شود. در نهایت و در سطح دقت ۴ (معادل دقت 10^{-6} متر برای متغیرهای طولی و 10^{-6} رادیان برای متغیرهای زاویه‌ای) روش ترکیبی جدید زمان محاسبات مربوط به تحلیل سینماتیک مستقیم روبات را به اندازهٔ ۲۰٪ نسبت به روش نیوتن-رافسون و ۱۲٪ نسبت به روش ترکیبی [15] کاهش داده است. این دست‌آورد به‌خصوص در کاربردهایی مانند کنترل بلادرنگ که در آنها رسیدن به دقت‌های زیاد در زمان‌های هرچه کوتاه‌تر مورد نیاز است، می‌تواند عملکرد سیستم را به‌طرز قابل ملاحظه‌ای بهبود ببخشد. علاوه بر این در مواردی که تا پیش از این به‌دلیل زمان‌بر بودن تحلیل‌های سینماتیکی امکان پیاده‌سازی برخی از الگوریتم‌های کنترلی به‌صورت عملی وجود نداشته است، استفاده از روش پیشنهادی می‌تواند با کاهش زمان صرف‌شده برای تحلیل‌های سینماتیکی این امکان را فراهم آورد.

مراجع

1. Ottaviano, E. and Ceccarelli, M., "Application of a 3-DOF parallel manipulator for earthquake simulations", *Mechatronics*, IEEE/ASME Transactions on, Vol. 11(2), pp. 241-246, (2006).
2. Wang L., Wu, J., Wang, J. and You, Z., "An Experimental Study of a Redundantly Actuated Parallel Manipulator for a 5-DOF Hybrid Machine Tool", *Mechatronics*, IEEE/ASME Transactions on, Vol. 14(1), pp. 72-81, (2009).
3. Rezaei, A. and Akbarzadeh, A., "Position and stiffness analysis of a new asymmetric 2PRR–PPR parallel CNC machine", *Advanced Robotics*, Vol. 27(2), pp. 133-145, (2013).
4. Enferadi, J. and Akbarzadeh, A., "A novel approach for forward position analysis of a double-triangle spherical parallel manipulator", *European Journal of Mechanics-A/Solids*, Vol. 29(3), pp. 348-355, (2010).
5. Merlet, J.P., "Direct kinematics of parallel manipulators. Robotics and Automation", *IEEE Transactions on*, Vol. 9(6), pp. 842-846, (1993).
6. Der-Ming, K., "Direct displacement analysis of a Stewart platform mechanism", *Mechanism and Machine theory*, Vol. 34(3), pp. 453-465, (1999).
7. Sadjadian, H. and Taghirad, H.D., "Numerical methods for computing the forward kinematics of a redundant parallel manipulator", *Proceedings of the IEEE Conference on Mechatronics and Robotics*, Aachen, Germany, (2004).
8. Liu, K., Fitzgerald, J.M. and Lewis F.L., "Kinematic analysis of a Stewart platform manipulator",

Industrial Electronics, IEEE Transactions, Vol. 40(2), pp. 282-293, (1993).
9. Li, Y. and Xu, Q., "Kinematic analysis of a 3-PRS parallel manipulator", *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, Vol. 23(4), pp. 395-408, (2007).
10. Cheng, H.H., Lee, J.J. and Penkar R., "Kinematic analysis of a hybrid serial-and-parallel-driven redundant industrial manipulator", *International Journal of Robotics and Automation*, Vol. 10(4), pp. 159-166, (1995).
11. McAree, P.R. and Daniel, R.W., "A fast, robust solution to the Stewart platform forward kinematics", *Journal of robotic systems*, Vol. 13(7), pp. 407-427, (1996).
12. Yang, C., Huang, Q., Ogbobe, P.O. and Han, J., "Forward kinematics analysis of parallel robots using global newton-Raphson method", *Intelligent Computation Technology and Automation (ICICTA'09), Second International Conference on*, Vol. 3, pp. 407-410, 10-11 Oct., (2009).
13. Yang, C.F., Zheng, S.T., Jin, J., Zhu S.B. and Han, J.W., "Forward kinematics analysis of parallel manipulator using modified global Newton-Raphson method", *Journal of Central South University of Technology*, Vol. 17(6), 1264, (2010).
14. Guez, A., and Ahmad Z., "Accelerated convergence in the inverse kinematics via multilayer feed forward networks", *Proceedings of Neural Networks (IJCNN), International Joint Conference on IJCNN*, pp. 341–344, 18-22 Jun., (1989).
15. Parikh, P.J. and Lam, S.S., "A hybrid strategy to solve the forward kinematics problem in parallel manipulators", *Robotics*, IEEE Transactions, Vol. 21(1), pp.18-25, (2005).
16. Chapra, S.C. and Canale, R., "*Numerical methods for engineers*", Vol. 2, McGraw-Hill, New York, (2005).
17. Darvishi, M.T. and Barati, A., "A third-order Newton-type method to solve systems of nonlinear equations", *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 187(2), pp. 630-635, (2007).
۱۸. رضایی، امیر، "راه‌اندازی و کنترل روبات موازی 3-PSP"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، (۱۳۹۰).
19. Rezaei, A., Akbarzadeh, A., Nia, P.M. and Akbarzadeh-T, M.R., "Position, Jacobian and workspace analysis of a 3-PSP spatial parallel manipulator", *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, Vol. 29(4), pp. 158-173, (2013).
20. Chun, C., "A new iterative method for solving nonlinear equations", *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 178, pp. 415–422, (2006).
21. Laosiritaworn, W. and Chotchaithanakorn, N., "Artificial Neural Networks Parameters Optimization with Design of Experiments: An Application in Ferromagnetic Materials Modeling", *Chiang Mai Journal of Science*, Vol. 36(1), pp. 83-91, (2009).
22. Sekar, B.D., Dong, M.C., Shi, J. and Hu X.Y., "Fused Hierarchical Neural Networks for Cardiovascular Disease Diagnosis", *Sensors Journal, IEEE*, Vol. 12(3), pp. 644-650, (2012).
23. Boudreau, R., Levesque, G. and Darenfed, S., "Parallel manipulator kinematics learning using holographic neural network models", *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, Vol. 14(1), pp. 37-44, (1998).
24. Sadjadian, H., Taghirad, H.D. and Fatehi, A., "Neural networks approaches for computing the forward kinematics of a redundant parallel manipulator", *International Journal of Computational Intelligence*, Vol. 2(1), pp. 40-47, (2005).
25. Kang, R., Chanal, H., Bonnemains, T., Pateloup, S., Branson, D.T. and Ray, P., "Learning the forward kinematics behavior of a hybrid robot employing artificial neural networks", *Robotica*, Vol. 30(5), pp. 847-855, (2012).

ساختاری جدید از ربات سیار چرخ‌دار چندحالته با کنترل ارتفاع در سطوح ناهموار*

(یادداشت پژوهشی)

مهدی بامداد[۱] آرمان مردانی[۲]

چکیده *در این مقاله، توانایی حرکتی ربات سیار چرخ‌دار با فراهم آوردن ساختاری نوین افزایش می‌یابد. ساختار چندحالتهٔ پیشنهادی با توجه به طراحی خاص، توانایی تبدیل ربات دوچرخ به چهار چرخ را دارد. این طراحی توانایی حرکت هم‌زمان بدنهٔ ربات و جابه‌جایی بازو را هنگام حرکت در سطح ناهموار دارد. برخلاف اغلب ربات‌های سیار، ربات بدون استفاده از بازوان مدولار متصل به بدنه، قابلیت یک بازوی رباتیکی را در محور میانی دارد. این نقطه به‌عنوان مجری نهایی در محل یک مفصل غیرفعال است. از این‌رو می‌تواند حامل تجهیزات هدایت و بینایی ربات سیار باشد و بدون موتور محرکهٔ جدید از فرمان‌های کنترل ارتفاع پیروی کند. این طراحی خلاقانه و ساده می‌تواند عملکرد قابل قبولی را تضمین کند. در پایان، ویژگی حرکتی ربات در مسیرهای مختلف برای پنجه، روی سطوح ناهموار شبیه‌سازی می‌گردد.*

واژه‌های کلیدی ربات سیار چرخ‌دار، چندحالته، طراحی حرکت، کنترل ارتفاع.

Multimode Wheeled Mobile Robot with Height Control on Uneven Surfaces

M. bamdad A. Mardani

Abstract *In this paper, the motion capability of wheeled mobile robot is increased by providing a new structure. Due to the special design, converting a two-wheeled robot to a four-wheeled robot is possible in the proposed multi-mode robot. This design has the ability to simultaneously and interchangeably provide locomotion and manipulation capability in motion on uneven terrain. Unlike most other mobile robot designs that have a separate manipulator arm module attached on top of the mobile platform, the central axis in this design can manipulate like a robotic arm. The robot midpoint as an end-effector is a passive joint. The part which could carry the guidance and visual equipments follows the height control, easily and without a new actuator. The basic requirement of stability and acceptable performance could be guaranteed through this simple, novel design. Finally, the simulation is used to study the robot's enhanced mobility characteristics through animations of different trajectories for end-effector on uneven terrain.*

Key Words Mobile Robot, Multimode, Locomotion, Height control.

★تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۲/۶ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۲/۱۱ می‌باشد.

(۱) نویسندهٔ مسئول، استادیار دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود. Bamdad@shahroodut.ac.ir

(۲) دانشجوی کارشناسی ارشد مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود.

مقدمه

امروزه حوزهٔ مربوط به کاوش‌گرهای فضایی به‌دلیل نیاز به بررسی سطح سیارات و اقمار، رو به گسترش است و در این میان ربات‌ها توانسته‌اند نقش مهمی ایفا نمایند [1]. ربات‌های کاوشگر تنها در کاربردهای فضایی استفاده نمی‌شوند بلکه برای جستجو در نقاطی که برای انسان پرخطر است؛ نیز به‌کار گرفته می‌شوند نظیر ربات‌های کف‌نورد نظامی [2]، ربات‌های کاوشگر در معادن زیرزمینی [3]. در این میان ربات‌های چرخ‌دار از اهمیت بیشتری برخوردارند و در این مقاله مورد بررسی قرار می‌گیرند.

حرکت روی سطوح ناهموار چالش پیش روی ربات‌های سیار است. ربات‌های کاوشگر به‌دلیل تأمین پایداری بیشتر، از تعداد چرخ‌های بیشتری بهره می‌گیرند. در این میان ربات‌های چهارچرخ با محرک دیفرانسیلی مورد توجه بوده‌اند [4]. از طرفی، ربات‌های دوچرخ قابلیت پیمایش سریع و دور زدن در جا را دارند [5] و ربات‌های تک‌چرخ ساختاری ناپایدار دارند [6]. برای فهم حرکت روبات باید از محدودیت‌هایی که چرخ‌ها بر سر راه حرکت ایجاد می‌کنند شروع نمود. به همین دلیل در کاوش‌ها، بیشتر از ربات‌هایی با چهار چرخ و یا بیشتر استفاده می‌شود. سوال اصلی این‌جا است که آیا راهی وجود دارد که در هر یک از شرایط کاری و محیطی متفاوت از مزایای یک ساختار خاص رباتیکی بهره برد؟ پژوهشگران ساختارهای رباتیکی چند حالته را پیشنهاد داده‌اند. در یک نمونهٔ ساده، ربات‌های کوچک مدولار در قالب یک واحد هوشمند، توان اتصال به دیگر واحدها را دارند و می‌توانند ساختارهای کلی متفاوت با کارکرد متنوع را ایجاد کنند [7]. برای مثال اجزای ربات با قابلیت شکل‌گیری مجدد می‌توانند به یک چرخ تبدیل شوند [8]؛ و یا در نمونه‌ای دیگر، می‌توان به ربات‌هایی با قابلیت گام‌زنی و پیمایش چرخ‌دار اشاره داشت [9]. Rhex رباتی است که گام‌های آن هم‌زمان قابلیت پیمایش بر روی پا و نیم‌چرخ را دارا است [12-10].

ربات‌های چندحالته می‌توانند برای کاربردهای خاص نظیر پیمایش سطوح پله‌ای طراحی گردند [13]. این طراحی میتواند روی ساختار ترکیبی چرخ‌ها باشد [14]. عملکرد درخشان ربات‌های شنی چند کارکرد در کاوش، ثابت کرده است که آنها می‌توانند موانع را به‌خوبی پشت سرگذارند [15]. عموماً به‌منظور افزایش قابلیت‌های حرکتی ربات‌های سیار از ترکیبی از بازوان رباتیکی موازی و سری متصل به بدنه بهره برده می‌شود. بر خلاف این طرح‌ها که بازوی مدولار جداگانه دارند، حرکت هم‌زمان بدنهٔ ربات و جابه‌جایی بازوان در قالب یک ساختار یکپارچه، شدنی است. این ایده با طراحی مکانیکی خلاقانه در راستای افزایش توانایی ربات میسر می‌شود [16]. الگوبرداری از طبیعت در خلق طراحی‌های جدید انکار نشدنی است. چرخش بدن حلقه شدهٔ یک جانور خزنده، در مواردی می‌تواند ساختار چند کارکردی بدهد. با همین رویکرد، اخیراً ساختارهایی با قابلیت حلقه شدن در رباتیک نیز مورد توجه قرار گرفته‌اند [17]. حتی در مواردی ربات‌هایی با ساختار گسسته عملکردهای متنوعی را فراهم می‌کنند [18]. چندین ربات سیار خودمختار کوچک در قالب یک همکاری رباتیکی، ساختارهای ترکیبی متفاوت با کارکرد متنوع ایجاد می‌کنند.

در این پژوهش، رباتی با قابلیت استفاده از دو شکل کاریِ دوچرخ و چهارچرخ پیشنهاد شده است اغلب ربات‌های دو و چهار چرخ طراحی‌شده، تنها از دستورات پیمایش سطح پیروی می‌کنند و توانایی پیروی از دستورات ناوبری ارتفاع را ندارند [20 ,19]. این امر در مورد ربات‌های تک‌چرخ و یا کره نیز واضح‌تر است [22 ,21]. در این طراحی، علاوه بر حرکت چندحالته، قابلیت پیمایش ارتفاع نیز فراهم می‌گردد. قابل ذکر است که این امر با تغییر ساختار، بدون به‌کارگیری موتور اضافی برای ربات ایجاد می‌شود. به‌صورت خلاصه نوآوری‌های این طراحی به شرح ذیل است:

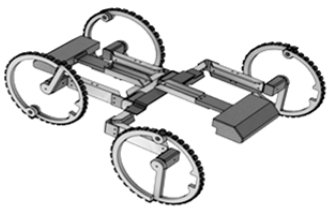
۱- فراهم شدن ساختار دوحالته با حفظ برتری‌های هر یک از ساختارها.
۲- افزودن قابلیت پیمایش ارتفاع.
۳- به‌سازی طراحی مراکز جرم ربات.
۴- کاستن اثر سطح در نوسانات ساختار.

در ادامهٔ این مقاله، در قسمت دوم به اصول طراحی ربات سیار شامل طراحی حرکت و چیدمان اجزا پرداخته می‌شود. ناوبری ربات سیار خودمختار با روش شناسایی سطح زمین در بخش سوم معرفی می‌شود. روابط سینماتیک ساختار در بخش چهارم استخراج می‌شود.

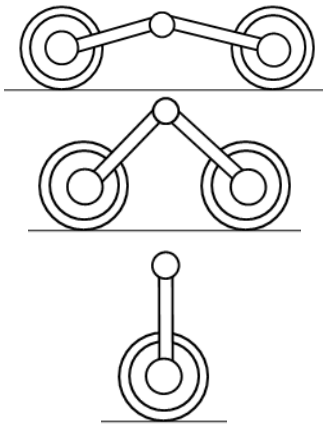
طراحی ساختار ربات سیار با مفصل غیرفعال

ربات‌های چرخ‌دار، دو نمونهٔ متداول دوچرخ و چهارچرخ محرک دارند. در ساختار پیشنهادی، با اضافه کردن یک مفصل غیرفعال به میانهٔ بدنهٔ ربات، تنظیم فاصله محور عقب و جلو و در نتیجه تبدیل ربات چهارچرخ و دوچرخ امکان‌پذیر می‌گردد.

مودهای حرکتی. ساختار پیشنهاد شده که در شکل (۱) در نمای سه‌بعدی تصویر شده است، می‌تواند بدون هیچ تداخل هندسی با نزدیک شدن محورها به ربات دوچرخ بدل شود. این امر نه به‌دلیل موتور اضافهٔ دیگر، بلکه با کنترل سرعت چرخ‌های فعال عقب و جلو مطابق شکل (۲) صورت می‌گیرد. از سویی دیگر با انتقال مناسب مرکز جرم ربات، عدم واژگونی ربات تضمین می‌شود و ربات دوچرخ واژگون نمی‌شود. در ادامه به تحلیل موارد فوق پرداخته می‌شود.



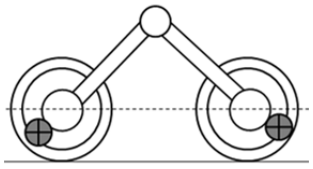
شکل ۱ نمای سه بعدی ربات



شکل ۲ نمای دوبعدی در مدهای حرکتی
(الف) چهارچرخ (ب) گذرا (ج) دوچرخ

موقعیت مراکز جرم. در این طراحی، باتری و سایر تجهیزات سنگین ربات در دو قسمت جلو و عقب ربات در امتداد هم جانمایی شده‌اند. در حالتی که دوچرخ ربات به‌هم نزدیک و یا هم‌محور می‌گردند؛ ربات به ساختار دوچرخ میل می‌کند. به‌طور کلی، ربات‌های دوچرخ به‌دلیل موقعیت مرکز جرم ناپایدار هستند.

در ساختار دوچرخ، جابه‌جایی به‌گونه‌ای است که مرکز جرم به زیر محور چرخ‌ها منتقل شود. راستای مراکز چرخ در شکل (۳) نشان داده شده است مرکز جرم تجهیزات جلو و عقب نیز با دایرهٔ خاکستری مشخص شده است.

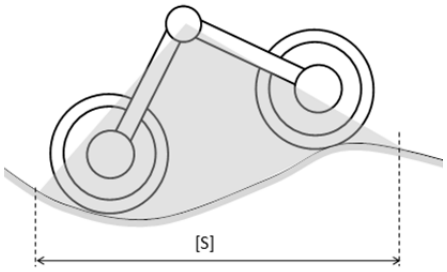


شکل ۳ نمایش محور میانی و مراکز جرم

ناوبری ربات سیار و شناسایی سطح زمین

در ربات‌هایی که با سطوح ناشناخته دست و پنجه نرم می‌کنند، امکان تصور یک سطح کاری مشخص وجود ندارد. حس‌گرهای متنوعی برای هدایت ربات سیار

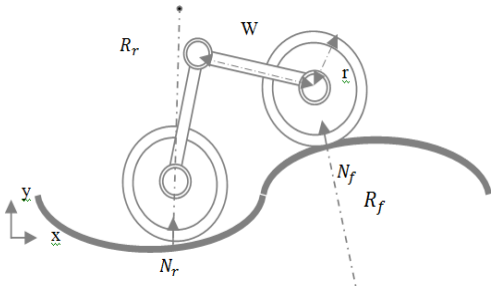
می‌توانند به‌کار گرفته شوند. اگرچه جای‌گزین کردن دوربین با حسگرهای شتاب چرخ‌ها برای یافتن مشخصات حرکتی نظیر موقعیت ربات سیار امکان‌پذیر است، لیکن دریافت اطلاعات سطح با شتاب‌سنج میسر نیست. سامانهٔ بینایی در این پژوهش برای ربات سیار پیشنهاد شده است. دلیل اصلی استفاده از پویش سطح، این است که ربات در الگوریتم حرکتی به شعاع انحنا و نرمال سطح نیز نیاز دارد. یک دوربین جفت شده (دو دوربین در کنار هم با فاصله‌ای معین) با قانون اختلاف‌منظر به‌راحتی تمام داده‌های سطح را استخراج می‌کند. هدایت نقطهٔ میانی در مسیر دل‌خواه نیز نیازمند شناسایی سطح است. در مدل‌سازی انجام‌شده، داده‌های سطح در یک ماتریس به نام ماتریس پویش (اسکن) [S] ذخیره می‌گردد؛ که در محاسبات به‌کار گرفته می‌شود.



شکل ۴ نمایش پویش سطح

الگوریتم شناسایی سطح. تحلیل حرکت ربات‌های سیار در یک محیط هموار و با فرض عدم لغزش چرخ‌ها، حتی در فضای سه‌بعدی دشوار نیست. در این مقاله، سطح حرکت ناشناخته و ناهموار است و هم‌چنین حرکت مفصل غیرفعال متأثر از دیگر مفاصل فعال تحلیل می‌شود. بسیاری از کنترل‌های ربات‌های سیار در سطح سینماتیک طرح‌ریزی شده‌اند و سرعت‌های ربات ورودی‌های کنترلی هستند. با چشم‌پوشی از نامعینی پارامتری سیستم دینامیکی ربات، فرض می‌گردد که مدل دینامیکی می‌تواند سرعت‌های مورد نیاز کنترلر سینماتیکی را در بازهٔ زمانی فراهم کند. نمای کلی از مسأله سینماتیک به‌همراه پارامترها در شکل (۵) نمایش داده شده و در جدول (۱) شرح داده شده است.

برای توصیف حرکت ربات بر روی مسیر ناهموار، محدودیت‌هایی را که هر چرخ بر حرکت اعمال می‌کند باید در نظر گرفت: ۱- صفحهٔ چرخ‌ها همیشه عمودی باقی خواهد ماند. ۲- در هر حالتی فقط یک نقطهٔ برخورد بین چرخ و زمین وجود دارد. ۳- چرخ‌ها در نقطهٔ تماس سر نمی‌خورند و فقط حرکت چرخشی دارند [23]. با توجه به فرض عدم لغزش، میزان دوران چرخ‌ها ارتباط مستقیمی با مسافت طی‌شده دارد و می‌توان مقادیر شعاع انحنا و بردار نرمال سطح را یافت. بردار نرمال سطح منجر به یافتن مرکز چرخ می‌شود.



شکل ۵ نمایش پارامترهای هندسی

جدول ۱ شرح پارامترهای سینماتیک

پارامتر	توضیحات
R_r	شعاع انحنای چرخ عقب
R_f	شعاع انحنای چرخ جلو
x_r	مؤلفهٔ افقی مرکز چرخ عقب
x_f	مؤلفهٔ افقی مرکز چرخ جلو
y_r	مؤلفهٔ عمودی مرکز چرخ عقب
y_f	مؤلفهٔ عمودی مرکز چرخ جلو
N_{xr}	مؤلفهٔ افقی بردار نرمال چرخ عقب
N_{yr}	مؤلفهٔ عمودی بردار نرمال چرخ عقب
N_{xf}	مؤلفهٔ افقی بردار نرمال چرخ جلو
N_{yf}	مؤلفهٔ عمودی بردار نرمال چرخ جلو

داده‌های حسگر (ماتریس [s]) به دو دسته داده‌های برداشته‌شده و داده‌های محاسبه‌شده تقسیم می‌شوند. داده‌های برداشته‌شده شامل مکان، طول و عرض نقاط یک محدوده از سطح زیر ربات در مکان پیمایش و داده‌های محاسبه‌شده شامل شعاع انحنا و بردار نرمال سطوح است.

$$s = [R_r\ R_f\ x_r\ x_f\ y_r\ y_f\ N_{xr}\ N_{yr}\ N_{xf}\ N_{yf}] \quad (۱)$$

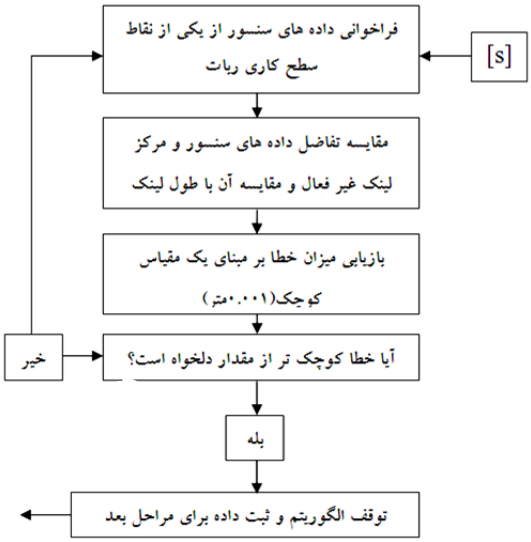
در گام اول، بنا بر موقعیت دلخواه نقطهٔ میانی، مکانی برای مرکز هر کدام از چرخ‌ها یافت می‌شود؛ که این کار با جستجو در درایه‌های بردار حسگر انجام می‌پذیرد؛ به‌گونه‌ای که قیود هندسی شامل طول میله‌بندی را برآورده کند. شعاع انحنا و نرمال مسیر در هر لحظه با Δ اپراتور مشتق‌گیر در فضای گسسته، قابل محاسبه است.

$$\begin{cases} R_r \approx \dfrac{\sqrt{\left(\dfrac{\Delta y_r}{\Delta x_r}^2 + 1\right)^3}}{\dfrac{\Delta^2 y_r}{\Delta x_r^2}} \\ R_f \approx \dfrac{\sqrt{\left(\dfrac{\Delta y_f}{\Delta x_f}^2 + 1\right)^3}}{\dfrac{\Delta^2 y_f}{\Delta x_f^2}} \end{cases} \quad (۲)$$

$$\begin{cases} N_r \approx \dfrac{[\frac{-\Delta y_r}{\Delta x_r}, 1]^T}{|\left[\frac{-\Delta y_r}{\Delta x_r}, 1\right]|} \\ N_f \approx \dfrac{[\frac{-\Delta y_f}{\Delta x_f}, 1]^T}{|\left[\frac{-\Delta y_f}{\Delta x_f}, 1\right]|} \end{cases} \quad (۳)$$

سپس با استفاده از الگوریتم کلی شکل (۶) نقاط مرکز چرخ‌ها محاسبه می‌شود. این روند در هر فرمان کنترل صورت می‌پذیرد. به‌دلیل انتقال این داده‌ها از حسگر و وجود یک حلقهٔ داخلی، برای حقیقی ساختن مدل مکاترونیکی به یک تأخیر زمانی نیاز است که در مدل‌سازی برابر ۰,۰۰۴ ثانیه در نظر گرفته می‌شود و هر دادهٔ جدید هم در این فاصلهٔ زمانی برداشت می‌گردد.

از جایی که ربات در الگوریتم حرکتی به شعاع انحنا و نرمال سطح هم نیاز دارد، دریافت اطلاعات سطح با شتاب‌سنج میسر نیست. تمام داده‌های سطح توسط یک جفت دوربین با فاصله‌ای معین، با قانون اختلاف منظر به‌راحتی استخراج می‌شود. در گام سوم سرعت مرکز چرخ‌ها به‌وسیلهٔ مشتق در فضای گسسته به‌دست می‌آیند. در گام چهارم سرعت مرکز چرخ‌ها بنا بر شعاع انحنا به سرعت دورانی چرخ نسبت به موتورها تبدیل می‌شود.



شکل ۶ الگوریتم یافتن نقطه مرکز چرخ‌ها

در این الگوریتم منظور از توقف در انتهای مراحل، توقف دائمی حرکت نبوده و در واقع الگوریتم در هر بازه کوتاه زمانی و در هر دوره زمانی که ربات در حال پیمایش می‌باشد فعال است. توقف الگوریتم به معنای برآورده شدن قیود و آمادگی برای اخذ ورودی جدید و کاهش خطا است. از آن‌جا که چرخ‌های ربات در فضای ناهموار و بر روی سطوحی با شعاع‌های انحنای گوناگون حرکت می‌کنند؛ سرعت دورانی مرکز چرخ علاوه بر شعاع چرخ و سرعت خطی مرکز به مشتق

دوم سطح (کوژی سطح) و مشتق اول و شعاع انحنای آن نیز وابسته است.

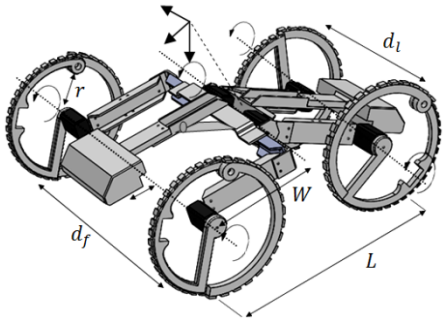
$$\begin{cases} \dot{\alpha}= \dfrac{\mathrm{R}-\mathrm{r}}{\mathrm{R}}\dot{\theta} \ \text{if} \ \dfrac{\Delta^2 \mathrm{y}}{\Delta \mathrm{x}^2} > 0 \\ \dot{\alpha}= \dfrac{R+r}{\mathrm{R}}\dot{\theta} \ \text{if} \ \dfrac{\Delta^2 \mathrm{y}}{\Delta \mathrm{x}^2} < 0 \end{cases} \qquad (۴)$$

مدل‌سازی سینماتیک ربات سیار. به‌منظور تحلیل حرکت طرح پیشنهادی ربات سیار، پارامترهای نمایش داده شده در شکل (۷)، در پیوست- الف بیان شده است. مرکز مستطیل بین مراکز چهارچرخ، مبدأ محاسبات قرار گرفته است؛ و تمامی اجزای ربات نسبت به این مبدأ سنجیده می‌شوند. به‌دلیل موقعیت‌دهی نقطهٔ میانی به‌عنوان مؤثرترین مکان ربات سیار در عملیاتی نظیر کاوش، سینماتیک معکوس ربات بررسی می‌شود.

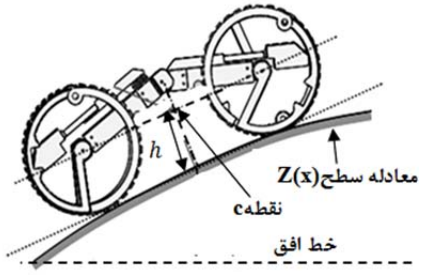
سرعت مرکز هندسی چرخ‌ها براساس سرعت بردار عمود سطح و سرعت چرخ‌ها با ماتریس ژاکوبین بیان می‌شود.

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\mathrm{U}}_\mathrm{r} \\ \dot{\mathrm{U}}_\mathrm{f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathrm{J}_{11} & \mathrm{J}_{12} \\ \mathrm{J}_{21} & \mathrm{J}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_\mathrm{w} \\ \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s} \end{bmatrix} \\ \mathrm{J}_{11} \in \mathrm{R}^{4\times4}, \mathrm{J}_{22} \in \mathrm{R}^{3\times4}, \mathrm{J}_{12} \in \mathrm{R}^{4\times4}, \mathrm{J}_{21} \in \mathrm{R}^{3\times4} \\ \dot{\mathrm{U}}_\mathrm{r} \in \mathrm{R}^{4\times1}, \dot{\mathrm{U}}_\mathrm{f} \in \mathrm{R}^{3\times1}, \dot{\phi}_\mathrm{w} \in \mathrm{R}^{4\times4}, \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s} \in \mathrm{R}^{4\times4} \end{cases}$$

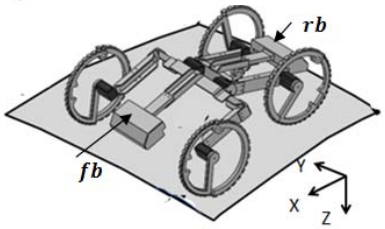
$$\begin{aligned} [\dot{\mathrm{U}}_\mathrm{r}] &= [\dot{\mathrm{x}} \quad \dot{\mathrm{y}} \quad \dot{\theta}_\mathrm{z} \quad \dot{\mathrm{h}}]^\mathrm{T} \\ [\dot{\mathrm{U}}_\mathrm{f}] &= [\dot{\mathrm{z}} \quad \dot{\theta}_\mathrm{x} \quad \dot{\theta}_\mathrm{y}]^\mathrm{T} \\ \dot{\phi}_\mathrm{w} &= [\dot{\theta}_{\mathrm{rr}} \quad \dot{\theta}_{\mathrm{rl}} \quad \dot{\theta}_{\mathrm{fr}} \quad \dot{\theta}_{\mathrm{fl}}]^\mathrm{T} \\ \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s} &= [\dot{\mathrm{N}}_\mathrm{x} \quad \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{y} \quad \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{z} \quad \dot{\mathrm{G}}_1]^\mathrm{T} \end{aligned}$$



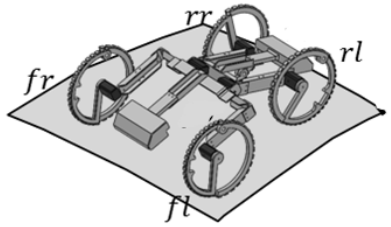
الف



ب



ج



د

شکل ۷ نمایش پارامترهای سینماتیک، (الف)ابعاد محورها،(ب) نمای جانبی صفحه‌ای،(ج) موقعیت پل عقب و جلو، (د) اندیس چهارچرخ

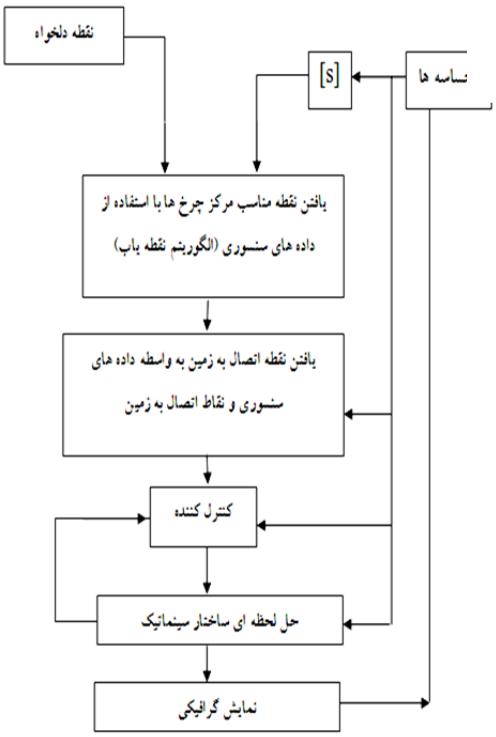
که $\dot{\phi}_\mathrm{w}$ بردار سرعت دورانی چرخ‌ها، $\dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s}$ بردار سرعت مشخصات سطح در تماس با چرخ است. $\dot{\mathrm{U}}_\mathrm{r}$ شامل سرعت‌های مرکز چهار چرخ $\dot{\mathrm{x}}$، $\dot{\mathrm{y}}$ و $\dot{\theta}_\mathrm{z}$ سرعت دورانی حول محور z ، به‌همراه سرعت عمودی نقطهٔ میانی $\dot{\mathrm{h}}$ است. $\dot{\mathrm{U}}_\mathrm{f}$ بردار مشخصات سینماتیک ربات شامل $\dot{\mathrm{z}}$ سرعت عمودی سطح گذرنده از مرکز چهارچرخ، دوران حول محور x و دوران حول محور y است. جزئیات درایه‌های ماتریس‌ها در پیوست آورده شده است. در پایان بردار سرعت شش درجه آزادی هر بخش $\dot{\mathrm{X}}_{\mathrm{T_i}}$ با تلفیق ماتریس‌های ژاکوبین حاصل می‌شود.

$$\begin{cases} [\dot{X}_{T_i}] = [J_c + J_{in_i}] \begin{bmatrix} \dot{\phi}_\mathrm{w} \\ \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s} \end{bmatrix} \\ J_c \in R^{6\times8}, J_{in_i} \in R^{6\times8}, \dot{\phi}_\mathrm{w} \in R^{4\times1}, \dot{\mathrm{N}}_\mathrm{s} \in R^{4\times1}, \dot{X}_{T_i} \in R^{6\times1} \end{cases} \qquad (۵)$$

کنترل

کنترل‌کننده مختصات مکان هندسی مرکز چرخ‌ها را دریافت می‌کند و با مقادیر لحظه‌ای که از حل سینماتیک به‌دست می‌آید، مقایسه می‌کند و در نتیجه پیروی از مسیر مناسب حاصل می‌شود. در این مقاله از کنترلر خطی ساز پسخورد استفاده می‌شود. ورودی آن، خطای مکان مسیر ردگیری در لحظه با مقدار دریافت‌شده از مدل سینماتیک می‌باشد؛ و خروجی آن سرعت زاویه‌ای چرخ‌های جلو و عقب است.

الگوریتم نرم‌افزار واسط در شکل (۸) با شبیه‌سازی محیط حقیقی تبیین شده است. کنترل‌کنندهٔ PID سرعت را بر روی چرخ‌ها کنترل می‌کند. درحالی که سرعت به‌عنوان سیگنال کنترلی به چرخ‌ها اعمال می‌گردد، حسگرها داده‌های موقعیت را برای کنترل‌کننده به‌عنوان پسخورد می‌فرستند. هم‌چنین در این مقاله، تأخیر مجموعهٔ سخت‌افزار (دوربین) و نرم‌افزار پردازش (الگوریتم) در نظر گرفته شده است.



شکل ۸ برنامهٔ شبیه‌ساز کارکرد ربات

شبیه‌سازی حرکت ربات

هدف از این طرح، کنترل موقعیت مفصل میانی در فضای کاری ربات سیار است. با کنترل سینماتیک ربات سیار تأثیر ناهمواری سطح، با تنظیم ارتفاع نقطه میانی ربات حذف می‌شود. کنترل ردگیری این نقطه، با هدف موقعیت‌دهی این نقطهٔ مرجع ربات است.

معرفی نمونه مورد بررسی و طرح مسأله. مقادیر عددی متغیرهای سینماتیکی و جرم ربات در شبیه‌سازی در جدول (۲) آورده شده‌است. مطابق الگوریتم، ابتدا محیط اطراف ربات کاوش می‌شود و پس از استخراج داده‌های سطح و محاسبات تکمیلی، در یک ماتریس ذخیره می‌گردد. نقطه میانی حامل دوربین و محل استقرار مرکز چرخ‌ها شناسایی می‌شود و در ادامه سرعت‌های زاویه محاسبه و به موتورهای ربات تحت کنترلPID اعمال می‌شود.

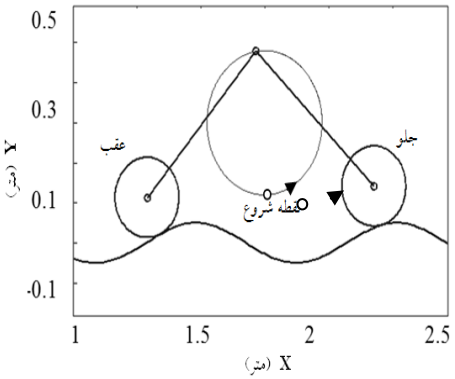
جدول ۲ مقادیر عددی پارامترهای ربات در شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار
شعاع چرخ‌های ربات	۱۰سانتی متر
طول بازوی عقب و جلو	۵۰ سانتی متر
فاصلهٔ چرخ‌های جلو	۶۰سانتی متر
فاصله چرخ‌های عقب	۳۰سانتی متر
جرم چرخ‌ها	۰/۵کیلوگرم
جرم بازوها	۳ کیلوگرم

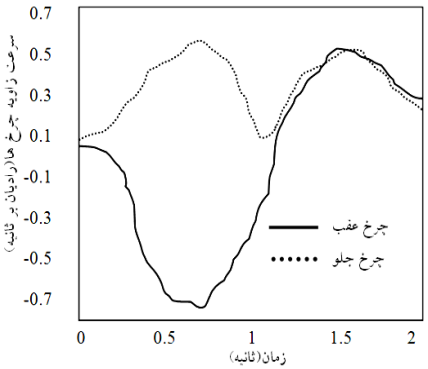
رفع اثر اغتشاش سطح و پیروی از مسیر هم‌زمان. در آزمون پیش رو سعی شده است تا با در نظر گرفتن مسیر مطلوب مستقیم نشان داده‌شده در شکل (۱۰) تأثیرات سطح محو شود. معادلهٔ سطح ناهموار به‌صورت سینوسی در نظر گرفته می‌شود:

$$Z = 0.05\mathrm{Sin}(2x) \qquad (۱)$$

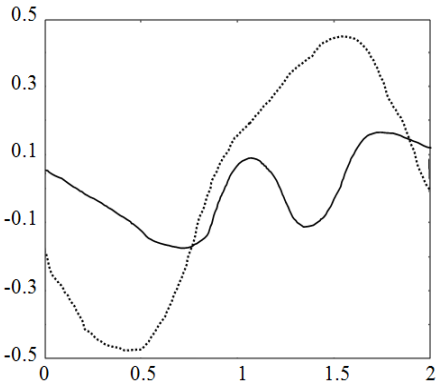
مسیر دایره‌ای به شعاع ۰/۱ متر برای نقطهٔ میانی طراحی شده است که در شکل (۹) به‌نمایش در آمده است. سرعت دورانی چرخ‌ها در شکل (۱۰) و هم‌چنین سرعت خطی چرخ عقب و جلو به‌ترتیب در شکل‌های (۱۲ و ۱۱) نشان داده می شود.



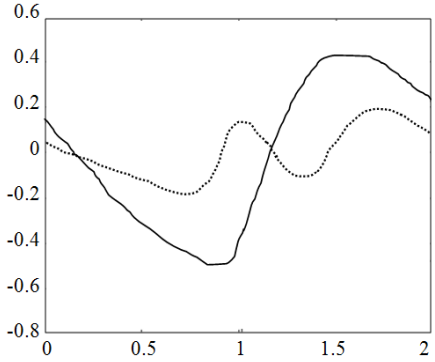
شکل ۹ مسیر دایره‌ای نقطهٔ میانی



شکل ۱۰ سرعت دورانی چرخ‌ها



شکل ۱۱ سرعت خطی چرخ جلو



شکل ۱۲ سرعت خطی چرخ عقب

نتیجه‌گیری

به‌منظور افزایش قابلیت‌های حرکتی ربات سیار، استفاده از بازوان مدولار موازی و سری متصل به بدنه رایج است. در این مقاله حرکت هم‌زمان بدنهٔ ربات و جابه‌جایی بازوان در قالب یک ساختار یک‌پارچه پیشنهاد شد. در این طراحی، محور میانی با قابلیت یک بازوی رباتیکی به‌عنوان مجری نهایی مطرح است. نقطهٔ میانی در محل یک مفصل غیرفعال است و می‌تواند حامل تجهیزات هدایت و بینایی ربات سیار باشد. این ربات با تعویض مودهای حرکتی خود توانسته است علاوه بر پیروی از فرمان‌های سطحی از فرمان‌های ارتفاع نیز پیروی کند؛ و دو درجه آزادی را بدون افزایش تعداد موتورها برآورده سازد. نکتهٔ دیگر توان غلبه بر ناهمواری‌های دامنهٔ بالای سطح است.

فهرست علائم

r	شعاع چرخ‌های ربات
R	ماتریس دوران کل ربات حول محورهای موازی محور مختصات اصلی در نقطهٔ c
L	فاصلهٔ محور چرخ‌های عقب و جلو
W	طول بازوی عقب و جلو (با هم برابر)
$Z(x)$	تابع ارتفاع سطح در هر نقطه بر مبنای مختصات x
J_c	ماتریس ژاکوبین مرکز چهار چرخ نسبت

	به مرجع ثابت	θ_z	زاویهٔ دوران مرکز چرخ‌های ربات حول
$J_{in_{rb}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم پل عقب		محورz متصل به ربات
	نسبت به مرکز چهار چرخ	x	جابه‌جایی مرکز چهار چرخ ربات نسبت
$J_{in_{fb}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم پل جلو نسبت		به مرجع لخت در جهت x
	به مرکز چهار چرخ	y	جابه‌جایی مرکز چهار چرخ ربات نسبت
$J_{in_{rr}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم چرخ عقب-		به مرجع لخت در جهت y
	راست نسبت به مرکز چهار چرخ	z	جابجایی مرکز چهار چرخ ربات نسبت به
$J_{in_{fr}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم چرخ جلو-		مرجع لخت در جهت z
	راست نسبت به مرکز چهار چرخ	R_X	ماتریس دوران ربات حول x متصل به
$J_{in_{rl}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم چرخ عقب-		ربات موازی محور x
	چپ نسبت به مرکز چهار چرخ	R_y	ماتریس دوران ربات حول y متصل به
$J_{in_{fl}}$	ماتریس ژاکوبین مرکز جرم چرخ جلو-		ربات موازی محور y
	چپ نسبت به مرکز چهار چرخ	R_z	ماتریس دوران ربات حول z متصل به
θ_x	زاویهٔ دوران مرکز چرخ‌های ربات حول		ربات موازی محور z
	محورx متصل به ربات	H	ارتفاع مفصل تقاطع دو پل نسبت به مراکز
θ_y	زاویهٔ دوران مرکز چرخ‌های ربات حول		چرخ
	محورy متصل به ربات	N	بردار عمود بر سطح در هر لحظه

مراجع

1. Bares, J. and Whittaker, W, "Configuration of an autonomous robot for mars exploration", 1988 Year End Report Autonomous Planetary Rover at Carnegie Mellon, No. 43, (1988).
2. Sharkey, N., "Cassandra or false prophet of doom: AI robots and war", *Intelligent Systems*, IEEE, Vol. 23, No. 4, pp. 14-17, (2008).
3. Corke, P.I., Winstanley, G.J. and Roberts, J.M., "*Modeling and Control of a 3500 tonne Mining Robot*", In Experimental Robotics, pp. 262-274, Springer Berlin Heidelberg, (1998).
4. Yi, Y., Mengyin, F., Hao, Z. andGuangming, X., "Control laws design and validation of autonomous mobile robot off-road trajectory tracking based on ADAMS and MATLAB co-simulation platform", *Applications of MATLAB in Science and Engineering*, pp. 353-370. (2011).
5. Kim, Y., Kim, S.H., and Kwak, Y.K., "Dynamic analysis of a nonholonomic two-wheeled inverted pendulum robot", *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 44, No. 1, pp. 25-46. (2005).
6. Halme, A., Schonberg, T. and Wang, Y., "Motion control of a spherical mobile robot", Advanced Motion Control, AMC'96-MIE. IEEE Proceedings, 1996 4th International Workshop, Vol. 1, pp. 259-264, (1996).
7. Cohen, R., Lipton, M. G., Dai, M. Q. and Benhabib, B., "Conceptual design of a modular robot", *Journal of Mechanical Design*, pp. 117-125, (1992).
8. Shen, W.M., Krivokon, M., Chiu, H., Everist, J., Rubenstein, M. and Venkatesh, J., "Multimode locomotion via Super Bot reconfigurable robots", *Autonomous Robots*, Vol. 20, pp. 165-177. (2006).

9. Endo, G. and Hirose, S., "Study on roller-walker-energy efficiency of roller-walk", *In Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference*, pp. 5050-5055, (2011).
10. Saranli, U., Buehler, M. and Koditschek, D.E., "RHex: A simple and highly mobile hexapod robot", *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 20, No. 7, pp. 616-631, (2001).
11. Altendorfer, R., Moore, N., Komsuoglu, H., Buehler, M., Brown Jr, H.B., McMordie, D., ...and Koditschek, D.E., "RHex: a biologically inspired hexapod runner", *Autonomous Robots*, Vol. 11, No. 3, pp. 3207-213, (2001).
12. Moore, E.Z., Campbell, D., Grimminger, F. and Buehler, M., "Reliable stair climbing in the simple hexapod'RHex", In Robotics and Automation, Proceedings. ICRA'02. *IEEE International Conference*, Vol. 3, pp. 2222-2227, (2002).
13. Vadakkepat, P., Peng, X., Quek, B.K. and Lee, T.H., "Evolution of fuzzy behaviors for multi-robotic system. Robotics and Autonomous Systems", Vol. 55, pp. 146-161, (2007).
14. Gaston, J., Raahemifar, K. and Hiscocks, P.A., "Cooperative network of reconfigurable stair-climbing robots", In Circuits and Systems, ISCAS 2006. Proceedings. IEEE International Symposium, p. 4, (2006)
15. Dalvand, M.M. and Moghadam, M.M., "Stair climber smart mobile robot (MSRox)", Autonomous robots, Vol. 20, No. 1, pp. 3-14, (2006).
16. Ben-Tzvi, P., Goldenberg, A.A. and Zu, J.W., "Design and analysis of a hybrid mobile robot mechanism with compounded locomotion and manipulation capability", *Journal of Mechanical Design*, Vol. 130, 072302, (2008).
17. Armour, R.H. and Vincent, J.F., "Rolling in nature and robotics", *A review Journal of Bionic Engineering*, Vol. 3, No. 4, pp. 195-208, (2006).
18. O'Grady, R., Groß, R., Christensen, A.L. and Dorigo, M., "Self-assembly strategies in a group of autonomous mobile robots", *Autonomous Robots*, Vol. 28, No. 4, pp. 439-455. (2010).
19. Klancar, G., Matko, D. and Blazic, S., "Mobile robot control on a reference path", In Intelligent Control, *Mediterrean Conference*, Proceedings of the IEEE International Symposium on, Mediterrean Conference on Control and Automation, pp. 1343-1348, (2005).
20. Martins, F.N., Celeste, W.C., Carelli, R., Sarcinelli-Filho, M. and Bastos-Filho, T.F., "An adaptive dynamic controller for autonomous mobile robot trajectory tracking", *Control Engineering Practice*, Vol. 16, pp. 1354-1363, (2008).
21. Zhang, S., Fang, X., Zhou, S. and Du, K. Kinetic, "Model for a Spherical Rolling Robot with Soft Shell in a Beeline Motion", *Journal of Multimedia*, Vol. 9, No.4, pp. 223-229, (2014).
22. Suomela, J. and Ylikorpi, T., "Ball-shaped robots an historical overview and recent developments at TKK", *In Field and service robotics*, pp. 343-354, Springer Berlin Heidelberg, (2006).
23. Murray, D. and Little, J.J., "Using real-time stereo vision for mobile robot navigation", Autonomous Robots, Vol. 8, No. 2, pp. 161-171, (2000).

پیوست

$$J_{11} = \begin{bmatrix} r\frac{R_{13}}{4} & r\frac{R_{13}}{4} & r\frac{R_{13}}{4} & r\frac{R_{13}}{4} \\ r\frac{R_{23}}{4} & r\frac{R_{23}}{4} & r\frac{R_{23}}{4} & r\frac{R_{23}}{4} \\ \frac{r}{d_r} & \frac{-r}{d_r} & \frac{r}{d_f} & \frac{-r}{d_f} \\ -rG_3 & -rG_3 & rG_3 & rG_3 \end{bmatrix}$$

که ماتریس ژاکوبین سرعت زاویه‌ای چرخ‌ها ($[\dot{\theta}_{rr} \quad \dot{\theta}_{rl} \quad \dot{\theta}_{fr} \quad \dot{\theta}_{fl}]^T$) و سرعت پارامترهای ربات ($[\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{\theta}_z \quad \dot{h}]^T$) است.

$$J_{12} = \text{zero}(4,4)$$
$$J_{21} = \text{zero}(3,4)$$
$$J_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{\partial G_4}{\partial N_x} & \frac{\partial G_4}{\partial N_y} & \frac{\partial G_4}{\partial N_z} & 0 \\ \frac{\partial G_5}{\partial N_x} & \frac{\partial G_5}{\partial N_y} & \frac{\partial G_5}{\partial N_z} & 0 \end{bmatrix}$$

که ماتریس ژاکوبین سرعت مشخصات نقطه اتصال به سطح($[\dot{N}_x \quad \dot{N}_y \quad \dot{N}_z \quad \dot{G}_1]^T$) و سرعت مشخصات سینماتیک ربات($[\dot{z} \quad \dot{\theta}_x \quad \dot{\theta}_y]$) است.

$$R = R_Z \times R_Y \times R_X = \begin{bmatrix} c_y c_z & c_z s_y s_x - c_x s_z & c_z s_y c_x + s_x s_z \\ c_y s_z & s_x s_y s_z + c_x c_z & c_x s_y s_z - c_z s_x \\ s_y & c_y s_x & c_y c_x \end{bmatrix}$$
$$c_x = \cos\theta_x \ , \qquad s_x = \sin\theta_x$$

$$\vec{N} = [N_x \ N_y \ N_z]^T$$

که نشانگر بردار نرمال سطح است.

$$\vec{N} = \frac{(\frac{\partial G_6}{\partial x}, \frac{\partial G_6}{\partial y}, \frac{\partial G_6}{\partial z})}{|\left(\frac{\partial G_6}{\partial x}, \frac{\partial G_6}{\partial y}, \frac{\partial G_6}{\partial z}\right)|}$$

$$[\dot{X}_{T_i}]_{6\times 1} = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{\theta}_z \quad \dot{z} \quad \dot{\theta}_x \quad \dot{\theta}_y]^T$$

$$J_c = \begin{bmatrix} \frac{R_{13}}{4} & \frac{R_{13}}{4} & \frac{R_{13}}{4} & \frac{R_{13}}{4} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{R_{23}}{4} & \frac{R_{23}}{4} & \frac{R_{23}}{4} & \frac{R_{23}}{4} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{r}{d_r} & \frac{-r}{d_r} & \frac{r}{d_f} & \frac{-r}{d_f} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial G_4}{\partial N_x} & \frac{\partial G_4}{\partial N_y} & \frac{\partial G_4}{\partial N_z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial G_5}{\partial N_x} & \frac{\partial G_5}{\partial N_y} & \frac{\partial G_5}{\partial N_z} & 0 \end{bmatrix}$$

ژاکوبین مشخصات مرکز ربات نسبت به مشخصات سطح و سرعت های دورانی.

$$J_{in_{fl}} = \begin{bmatrix} \frac{-r}{2} & \frac{-r}{2} & \frac{r}{2} & \frac{r}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} + 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ژاکوبین چرخ جلو-چپ نسبت به نقطه میانی چرخ‌ها.

$$J_{in_{fr}} = \begin{bmatrix} \frac{-r}{2} & \frac{-r}{2} & \frac{r}{2} & \frac{r}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} + 1 & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ژاکوبین چرخ جلو-راست نسبت به نقطه میانی چرخ‌ها

$$J_{in_{rr}} = \begin{bmatrix} \frac{r}{2} & \frac{r}{2} & \frac{-r}{2} & \frac{-r}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} + 1 & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ژاکوبین چرخ عقب-راست نسبت به نقطه میانی چرخ.

$$J_{in_{rl}} = \begin{bmatrix} \frac{r}{2} & \frac{r}{2} & \frac{-r}{2} & \frac{-r}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} + 1 & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} & \frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ژاکوبین چرخ عقب-چپ نسبت به نقطه میانی چرخ‌ها.

$$J_{in_{fb}} = \begin{bmatrix} \frac{-r}{4} & \frac{-r}{4} & \frac{r}{4} & \frac{r}{4} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{rr}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{rl}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{fr}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ r\frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} & r\frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} & r\frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} & r\frac{-\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$J_{in_{rb}} = \begin{bmatrix} \frac{r}{4} & \frac{r}{4} & \frac{-r}{4} & \frac{-r}{4} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{rr}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{rl}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{fr}} & r\frac{\partial G_2}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ r\frac{\partial G_1}{\partial \theta_{rr}} & r\frac{\partial G_1}{\partial \theta_{rl}} & r\frac{\partial G_1}{\partial \theta_{fr}} & r\frac{\partial G_1}{\partial \theta_{fl}} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$G_1 = \cos^{-1}(\frac{L}{2W})$$

$$G_2 = \sqrt{1 - \frac{L^2}{4W^2}}$$

$$G_3 = \frac{L}{4\sqrt{W^2 - \frac{L^2}{4}}}$$

$$G_4 = \cos^{-1}(\frac{N_z}{\cos(G_5)})$$

$$G_5 = \tan^{-1}(\frac{\sin(\theta_y)N(2) + \cos(\theta_y)N(1)}{N(3)})$$

$$G_6 = Z(x)$$

The Numerical and Experimental Investigation on the Aerodynamics of Quadrotor's Blade in low Reynolds Numbers

S. Mahmoudi[1] M.H. Djavareshkian[2], M.S. Tavakoli[3]

1-Introduction

In this decade many scientists and researchers paid a lot of attention on Micro Air vehicles (MAV) as a result of which there has been a very sharp growth in this area. Nevertheless, although nowadays MAVs have both military and commercial applications around the world, there is no accurate data about their different parts such as aerodynamic characteristics, mechanics and control. Therefore, according to all of effective issues related to these vehicles, considerable attention must be paid to develop and find a proper database and information for our personal goals.

In accordance with the diversity of existence of MAVs' blade and their different missions, access to original technology in construction and accessibility of their original information for doing experimental and numerical tests are extremely essential. Based on the trends of previous explorations, a numerical investigation in terms of flow field around the quadrotor blades were not comprehensive and widespread. Furthermore, there is not sufficient data about the process of generating and damping vorticities and also their effects on fluid flow around the blade. Therefore, first of all, a test setup was designed and constructed measuring and analyzing the effect of blade and motor propulsion parameters. Then, a number of different empirical tests on a blade and motor were done. Along the research, the characteristic curves of motor and blade in static condition were recorded. Moreover, a range of numeric simulations in both static and dynamic conditions were analyzed for further exploration about the blade aerodynamic and its flow field. Thereby, the thrust force and process of vortex generation due to the blade rotation were studied based on the different air velocities. Finally, some parts of both methods were compared together which had a proper harmony.

To put it brief, a comprehensive research in both numerical and experimental methods and studying the flow field around the blade in both static and dynamic conditions which was followed by a relevant comparison, can be considered as innovations of this research.

2- Numerical Method

In order to study external flow around a dynamic body, a model of body was constructed in a virtual wind tunnel. Accordingly, the flow had a steady condition and the blade was rigid. In fact, a small single reference frame which had a negligible space from the blade was considered and instead of the blade rotation, the mentioned frame and its inside flow were rotating in the various RPMs. Consequently, the vectors of relative velocity can be subtracted from the frame rotation vectors and because of that a real condition of flow field around the blade can be simulated. Eventually, the governing equations should be applied to estimate the different parameters along the tests. According to the aforesaid stages, Navier-Stocks equations including continuous and momentum equations (1), (2) were employed.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho V_r) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V_r) + \nabla.(\rho V_r V_r) + 2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times r + \rho \frac{\partial \Omega}{\partial t} \tag{2}$$

where Ω, V_r, r, ρ and t are the rotational speed of the reference frame, relative velocity, displacement vector, density and time, respectively.

In the next step, the discretization of equations and the computation method were selected by finite volume and SIMPLE algorithm. Moreover, due to the measured Mach number in 0.75 of blade diameter, the flow was incompressible and turbulent, so the *K-ε* as one of the popular models was employed. Also, second order upwind interpolation and extrapolation were used in order to compute the convection term in discretized momentum equations. In terms of mesh generation, a tetrahedral grid was used to produce physical domain with a concentrating higher rate of mesh near the blade to have a better computation about vortexes and flow distribution.



Fig 1. Measurement fixture of propulsion force in MAV lab

1 MSc in Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran.
2 Corresponding author: Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran. javareshkian@um.ac.ir
3 Graduated of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.

3- Experimental Approach

As it can be seen in Fig. 1, a test setup was designed and constructed in order to measure the effective parameters of motor and blade propulsion system. Generally, propulsion tests were used find different combinations of motors and blades in supplying the required thrust force for the desired application. The mentioned test setup included the different parts such as electronic load cell, aluminum base, speed controller, radio control, laser taco meter, battery, voltmeter, data acquisition board, computer, motor and propeller. The selected motor belongs to the EMAX Company with model 6T2215 / 09 which is joined by a propeller with characteristics of 10*4.7 slow-flyer. It is noted that during the static tests, the thrust and power coefficients were the most important parameters which were measured by the fixture.

4- Results and Discussion

Having examined the data from the numerical simulation, it is obviously apparent that the processes of generating and damping the vertexes around the blade have a significant role in the analysis of flow field and its treatment. Therefore, the trends of this process in static conditions are represented in Fig. 2. As it is shown, there are three cases based on the vortexes intervals from the blade's surface in which *A* is on the blade surface, *B* is about one meter behind the blade and *C* is in a distance of two meters further than the blade surface. It is noted that almost noticeable parts of vortexes in section C were damped.

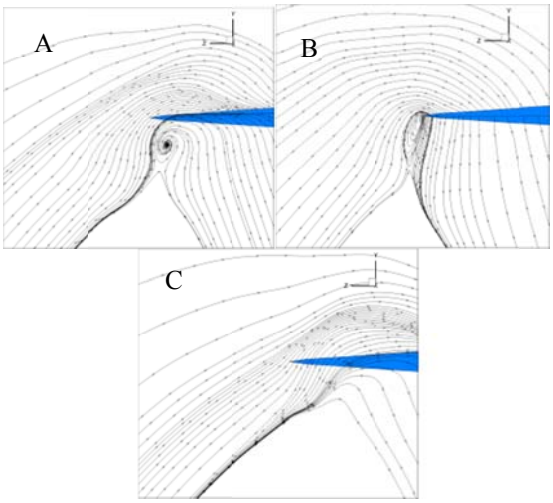


Fig. 2. The process of vortex generation

Additionally, to find the propulsion coefficients of blade and motor, experimental tests were done which are depicted by Figs. 3 and 4.

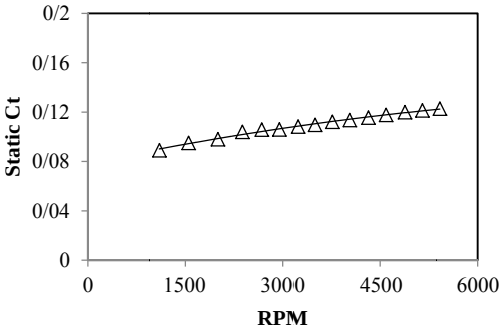


Fig. 3. The thrust coefficient in Static condition

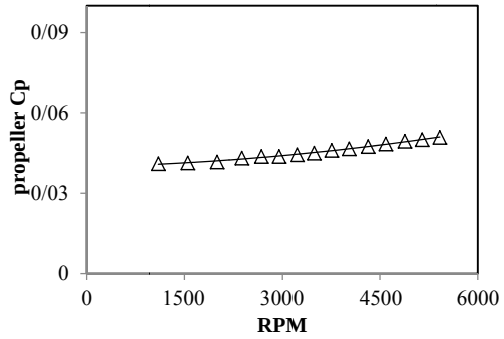


Fig. 4. The power coefficient in Static condition

5- Conclusion

In this article, the series of both experimental and numerical tests were studied to find a better view about MAVs propulsion system.

1. Due to the negative effects of vortexes of flow field around the blade, the essential equipment in MAVs such as battery, speed controller, receiver, and camera should be installed at a proper distance from the blade because they lead to a falling trend in the thrust coefficient.
2. The results illustrated that the relevant blade material and its pitch can be estimated based on the velocity and pressure distribution on the blade surface.
3. The experimental tests show that the downstream vortexes should be considered significantly, since if the distance of propeller is lower than a specific value, they can produce a negative thrust that leads to an unsteady condition for the vehicle.
4. From the outcomes of dynamic simulation it seems that the vortexes behind the blade are produced in a further distance of the blade. The distance that these vortexes disappear is unpredictable, unless it is used in a larger physical domain. This matter needs more powerful computers.
5. As it can be seen, the blade (slow flyer 10*4.7) is fallen to the wind milling condition at around 10 m/s inlet air velocity in physical domain.

Numerical Simulation of Toos Power Plant Boiler to Improve Its Thermal Efficiency

M. Anbarsooz[1]
M. Pasandideh-Fard[2] N. Shaleh[3]

1- Introduction

Nowadays, numerical simulation has been widely adopted as a powerful tool in the design and performance analysis of industrial boilers. The main aim of using numerical simulations is to achieve optimal design of a new boiler or to improve the performance level of an operating boiler. Higher thermal efficiency and at the same time lower pollutants emission are the main goals of such investigations.

In the current study, the effects of different operating parameters on the thermal efficiency and pollutants emission of the Toos power plant boiler are investigated numerically. A three-dimensional model of the boiler combustion chamber is created and the computational domain is carefully meshed. The governing equations of the reacting turbulent flow considering radiation heat transfer are solved using the Fluent commercial software. The numerical results are validated using the measured data available in Toos power plant and a good agreement between the numerical results and those of experiments is observed. Next, the effects of various parameters such as injected fuel droplets diameters, inlet air mass flow rate and the swirl directions of the inlet air flow on the boiler thermal efficiency and its NOx and soot emissions are investigated.

2- Boiler Characteristics

The geometry and dimensions of the studied boiler are depicted in Fig 1. There are nine burners in this boiler which are equipped with gas and liquid fuel nozzles. In this study, the simulations are performed for the case that the diesel injection nozzles are active. The operating parameters of the boiler are given in Table 1.

Table 1. Boiler operating parameters.

Parameter	Unit	Value
Air inlet mass flow rate	Kg/s	140
Inlet air temperature	°C	288
Axial to tangential components ratio of the inlet air	---	0.125
Recirculating air mass flow rate	Kg/h	82917
Boiler pressure	mmHg	370
Liquid fuel mass flow rate	ton/hr	37.01
Liquid fuel temperature	°C	125
Liquid fuel density at 35°C	kg/m^3	950

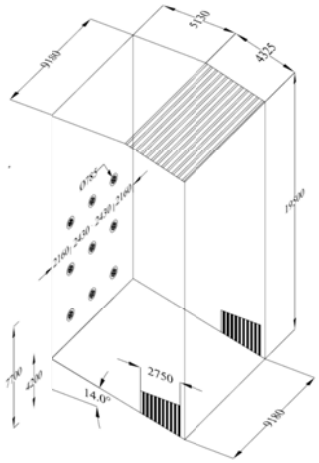


Fig. 1. Boiler geometry and dimensions (in cm).

The arrangement of the inlet air swirl directions are depicted in Fig. 2. Each burner is specified with a two-digit number in this Figure, where the first digit is the burner row number and the second digit is the burner position measured from the bottom left corner.

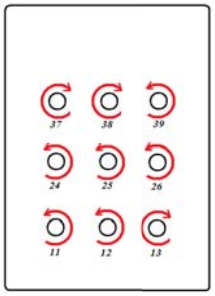


Fig. 2. Inlet air swirl directions.

3- Solution Procedure and Boundary Conditions

The governing equation is solved using the Fluent commercial software for the steady-state condition using the pressure-based solver. The applied boundary conditions are shown in Fig 3. The boiler walls are assumed to be iso-thermal. The two-step Tesner model is used for modeling soot formation and Zeldovich mechanism is used for predicting the thermal NOx. The prompt and fuel NOx are also considered in the simulations.

4- Results and Discussion

In order to validate the numerical results, the numerical results are compared with the experimental measurements performed in Toos power plant which are given in Table 2. As can be seen in the Table, the numerical simulation can predict the experimental data with less than 10 percent error.

The effect of the diameter of injected fuel droplets on the thermal efficiency of the boiler is shown in Fig 4. As the diameter of the droplets decreases, fuel evaporation occurs in a shorter time and a better mixing with the inlet air takes place. As a result, the maximum temperature of the combustion chamber, the NOx emission and the boiler efficiency increase.

[1] Corresponding author: Assistant Professor, Quchan University of Advanced Technology. anbarsouz@qiet.ac.ir.
[2] Professor, Ferdowsi University of Mashhad
[3] M.Sc., Mashhad Grid Management Company.

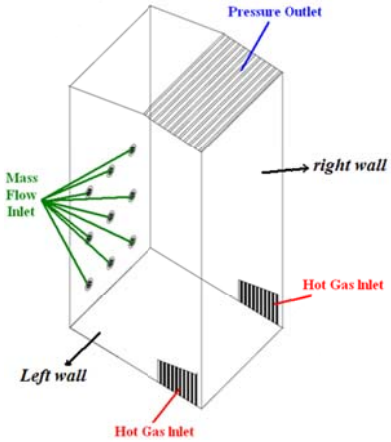


Figure 3 - Applied boundary conditions.

Table 2. Numerical results in comparison with the available experimental data in Toos power plant.

Parameter	Num.	Exp.	Error (%)
CO_2 volume fraction	14.81	14.5	2.1
Boiler thermal efficiency	84.69	85.3	0.7
Combustion products temperature (Kelvin)	1410	1283	9.9
NOx (%)	406	386	5.2

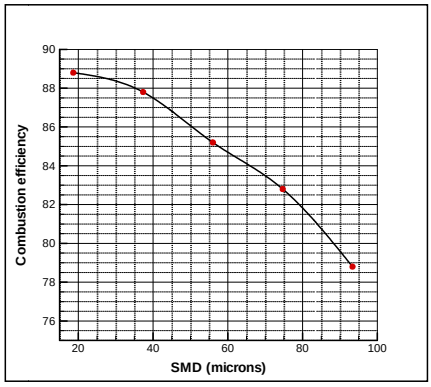


Fig. 4. Injected fuel droplets diameter effect on the boiler thermal efficiency.

Several arrangements of the inlet air swirl directions have been examined in this paper to find the most suitable one. Fig 5. shows the recommended arrangement which resulted in a better performance of the boiler. Applying this arrangement will result in a higher thermal efficiency, and at the same time, keeps the flame centered in the combustion chamber. This will increase the life time of the boiler walls which are covered with water-wall tubes.

The heat-transfer-coefficient distributions on the boiler walls are shown in Fig. 6 for the default arrangement of the inlet air swirl directions (Fig. 2) and also for the arrangement recommended in this paper (Fig 5.). As the Figure shows, the new arrangement has resulted in a more uniform distribution of the heat-transfer-coefficient on the boiler walls.

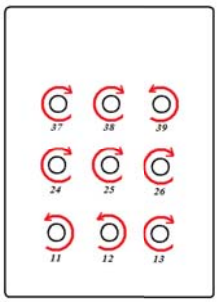
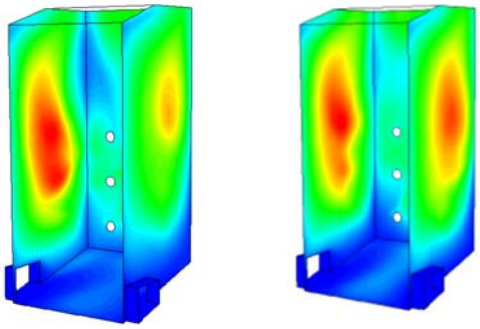


Fig. 5 The recommended arrangement for the inlet air swirl directions.



(a) **(b)**

Fig. 6 Heat transfer coefficient distributions on the boiler walls, a) with default arrangement and b) with the recommended arrangement for the inlet air swirl directions.

5- Conclusions

In this study, the Toos power plant boiler has been studied numerically to increase its thermal efficiency and reduce the pollutants emission. A three dimensional model of the boiler combustion chamber has been meshed and the governing equations of the reacting turbulent fluid flow considering radiation heat transfer have been solved using the Fluent commercial software. Numerical results have been validated by comparing them with the experimental data and a good agreement with less than 10 percent error was achieved. The effects of injected fuel droplets diameter and the inlet air swirl directions arrangement on the efficiency and pollutant emissions have been studied. Results show that decreasing the diameter of droplets increases the maximum temperature, boiler efficiency and NOx emission. A new arrangement for the inlet air swirl directions has been recommended which results in a higher boiler efficiency and also a more uniform distribution of the heat transfer on the boiler walls.

Combining the principles of fuzzy logic and reinforcement learning for control of dynamic systems

M. Goharimanesh[1] A.A. Akbari[2]
M.B. Naghibi Sistani[3]

1- Introduction

Many complicated dynamic systems use fuzzy inference systems due to its robustness and smooth response. However, they do require the existence of an expert to consider a suitable rule-set. The main challenge is, therefore, to be able to define a suitable rule-set needless of an expert. Studies have been carried out to design fuzzy logic based controllers without the need of an expert's experience and knowledge. In order to solve this issue reinforcement learning (RL) algorithm is recommended to define fuzzy rules for a fuzzy control system. Reinforcement learning can also be practical in driving the generation of the suitable rule-set based on the interactions with the environment. It can be simply combined with fuzzy logic and provide the relationship between the states and the admissible action, which is the same as creating the fuzzy logic "if…then" engine. In this paper reinforcement learning approach is used to design a real controller for controlling an inverted pendulum modeled in SIMMECHANICS environment while a force is exerted to its cart.

2- Fuzzy- Reinforcement Learning Strategy

Reinforcement learning is an influential tool for finding the optimal policy in a real process. RL uses the environment feedback and generates a signal named reinforcement. This signal might be defined as a reward or a punishment. In an analogy to a control system, environment plays the same role as the plant of the system and action is as the controller signal which is generated by an agent or an individual. The goal of RL is to find the best action for each state, in which the process which wants to move to Q-Learning is a simple algorithm which is used in this study. This algorithm has a lookup table named the Q table. It estimates the discounted future rewards for taking actions based on the given states. This method is either impractical in the case of large state-actions spaces, or impossible with continuous state spaces. Many studies proposed methods for approximating the Q table. These methods were not totally desirable because of their slow solution. An alternative approach is to integrate fuzzy sets and reinforcement learning together. In this case, all of states are the same as the inputs of fuzzy and action which are defined as the output. Algorithm 1, defines the Q-Learning reinforcement learning principals with the governing equations. In this method, Takagi-Sugeno FIS is used and all of the rules are between input membership functions. Moreover, the constant outputs are tuned by the Q-Learning.

Alg1. Q-Learning Reinforcement Learning Principals

- Observe the state x.
- For each rule: choose the actual consequence using greedy or epsilon-greedy.
- Compute the global consequence a(x) and its corresponding Q-value Q(x, a) by EQ. (2).
- Apply the action a(x) by EQ. (1). Let y be the new state.
- Receive the reinforcement r.
- Update Q-values by EQ3.(3-5).

$$a(x)=\left(\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x)\times a_i\right)/\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x) \tag{1}$$

$$Q(x,a)=\left(\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x)\times q\left[i.i^{\dagger}\right]\right)/\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x) \tag{2}$$

$$V(x)=\left(\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x)\times q\left[i.i^{*}\right]\right)/\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x) \tag{3}$$

$$\Delta Q=r+\gamma V(y)-Q(x,a) \tag{4}$$

$$\Delta q\left[i.i^{\dagger}\right]=(\alpha\Delta Q)(\alpha_i(x))/\sum_{i=1}^{N}\alpha_i(x) \tag{5}$$

In these equations, α is the learning rate, a is the action series, r is reinforcement, γ is the discount rate and α_i is the truth value. The mentioned parameters in this algorithm are arbitrary and are selected by trial and error.

3- Modeling and Simulation

In this paper, an inverted pendulum modeled in SIMMECHANICS environment is considered. This environment is a part of SIMULINK which works in MALTAB software. In this environment many mechanical structures especially robots can be modeled and simulated. As Fig. *1.* shows the pendulum was modeled in SIMMECHANICS.

[1]Ph. D. student, Mechanical engineering department, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran
[2]Corresponding author: Assistant professor, Mechanical engineering department, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran. akbari@um.ac.ir
[3]Assistant professor, Electrical engineering department, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran.

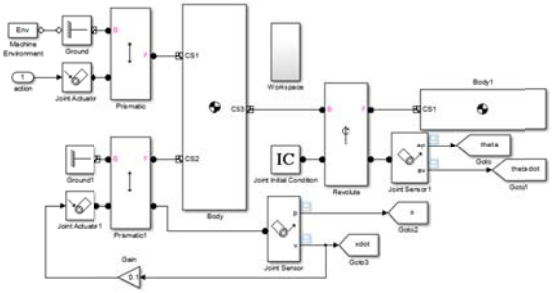
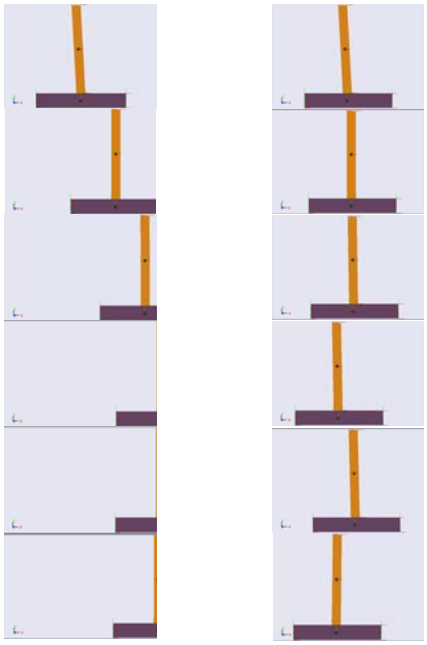


Fig. 1. Pendulum dynamics modeled in SIMMECHANICS environment

In this study we linked this environment to our fuzzy-RL main code to train the pendulum to reach a stable motion. Our goal here is to stabilize the four states of a pendulum which are the pendulum angle and angular velocity and cart position and speed.

The result of the proposed fuzzy reinforcement learning policy is shown in Fig. 2. Moreover, these results are compared to the result of a conditional fuzzy controller defined by experience of an expert. As this Figure shows, fuzzy-RL could stabilize the system in all of the four states. Screen shots of the pendulum were captured in every 10 seconds from the start time to the end of a one minute period.



a) Fuzzy control received from an expert human

b) Fuzzy control tuned by reinforcement learning

Fig. 2 comparison of an expert' and fuzzy reinforcement learning to control the inverted pendulum

The trend of the four states controlled using fuzzy reinforcement learning are shown in Figures 3-6. Simulations show that all of four states, angle of pendulum, and angular velocity of pendulum, cart position and cart velocity that are fluctuating in a limit bound. It means that the pendulum could be stabilized during the simulation using the policy created by fuzzy reinforcement learning strategy.

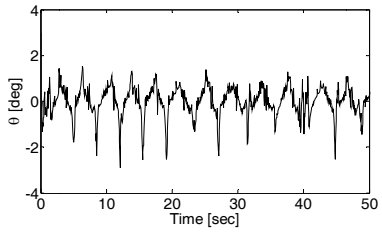


Figure 3 control of pendulum angle using FRL

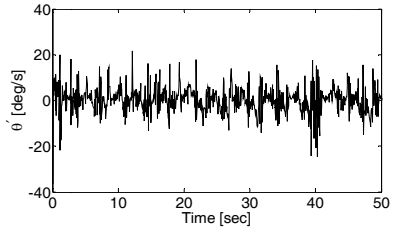


Fig. 4. Control of pendulum angular velocity using FRL

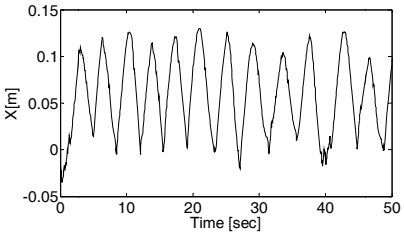


Fig. 5. Control of cart position using FRL

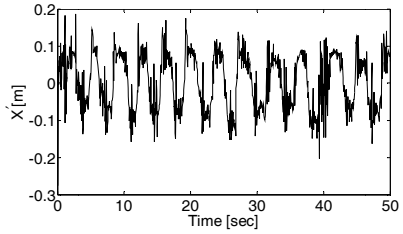


Fig. 6. Control of cart velocity using FRL

4- Conclusion

In this paper, a new free model based on fuzzy reinforcement learning is introduced to control an inverted pendulum as a classical system dynamics. In this method, a controller which is tuned by some trial systematic actions is introduced and it is finally made known to an expert machine which can set the forces exerted to the cart to stabilize the pendulum system. Instead of a real pendulum, we used a mathematical model simulated in the SIMMECHNICS environment. This environment lets us have a super easy atmosphere to model complicated dynamic systems like the inverted pendulum. Our fuzzy reinforcement learning algorithm is able to meet our desired goal in controlling the inverted pendulum.

Experimental Study on Factors Affecting Drying of Ceramics Clays

M. Bagherian[1] K. Khalili[2]
S.Y. Ahmadi Brooghani[3]

1- Introduction

Drying is a complex process in which heat and mass transfer occur simultaneously. This process is influenced by external factors (environmental temperature, relative humidity and velocity) and internal factors (porosity, particle size and distribution). Many studies have been conducted for drying process, through which different drying mechanisms have been discussed. In this paper the moisture movement inside the material has been modelled based on diffusion moisture transfer theories. The above mentioned description is governed by Fick's equation. In this model, Diffusion Coefficient is the main factor in describing drying. Therefore, by finding this parameter, drying process can be modelled mathematically. The aim of this study is to calculate the effective diffusion coefficient in various environmental conditions. To this end, full factorial design of experiments has been carried out. Three levels for temperature, relative humidity and velocity were selected. During each experiment, all of the environmental parameters including, temperature, humidity, and velocity were kept unchanged using system control. In each experiment, the changes of surface temperature and weight of sample were recorded by thermography camera and digital weight balance, respectively.

2- Theory of drying

The experimental data determine the accuracy of the obtained parameters. According to experimental data, it can be observed that, in the first stage of drying the evaporation is equal to the internal rate of evaporation from the solid to the environment. As a result of the difference in hydrostatic pressures, the moisture transfer mechanism obeys Darcy's law. The one-dimensional diffusion is a good approximation for most practical systems. Thus, the moisture transfer inside the matrix is simulated by Fick's second law of diffusion which governs a majority of moisture transfer problems in porous media.

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D\left(\frac{\partial^2 C}{\partial x^2}\right) \qquad (1)$$

This model was employed in the present study to model the drying of ceramic clay. The analytical solution of equation (1) for a rectangular shape can be expressed as shown in Eq. (2).

$$MR_{anal} = \frac{M-M_e}{M_0-M_e} = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{8}{(2n-1)\pi^2} \exp\left(\frac{-D_{eff}(2n-1)^2\pi^2 t}{(2L)^2}\right)) \qquad (2)$$

In the first step, D_0 was used and MR was calculated using Eq. (2). Consequently, the MR was compared to experimentally obtained MR, and the difference was defined as error. The χ^2; Eq. (3) was minimized by employing the Firefly algorithm.

$$\chi^2 = \sum_{i=0}^{i=n} (MR_{analitical} - MR_{exprimental})^2 \qquad (3)$$

In equation (3), $MR_{exprimental}$ is obtained from experimental data.

3- Materials and Methods

To provide experimental data, 27 experiments were carried out. The variables considered in this study included the dry bulb temperature (40, 60, 80 °C), the relative humidity (30, 50, 70 %) and velocity (1, 2, 3 ms^{-1}). These factors were designed using the full factorial DOE. Experiments were done using the setup schematically shown in Fig 1.

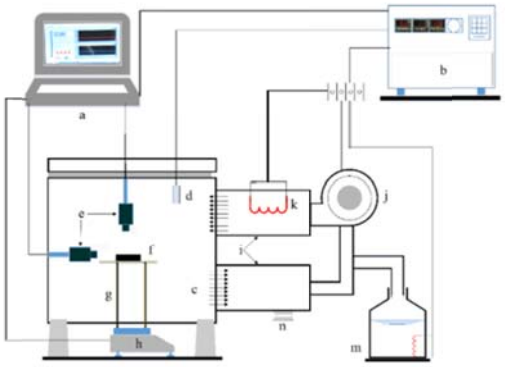


Fig. 1 Dryer setup: a) laptop, b) system control, c) dryer chamber, d) sensor, e) camera, f) sample, h) balance, i) channel j) blower, k) heater, m)humidifier

4- Thermography

Infrared thermography is a non-destructive testing technology that can be applied to determine the surface temperature of clay during drying. In this research, five predefined sample points were determined to evaluate and draw surface temperature curve. A typical sample curve is shown in Fig 2. In this curve, three stages can be observed. In the first stage which is a transient period, the material is heated until its temperature reaches the wet bulb temperature. During the next stage, i.e. the phase of drying at constant temperature, the temperature stabilizes uniformly within the material. The whole heat supplied by the air is consumed by the water evaporation at the surface at a constant rate. During the third stage, i.e. the falling rate period, the

1. PhD student, Mechanical Engineering Dept., Engineering Faculty, University of Birjand, Iran. M.Bagherian@Birjand.ac.ir.
2. Assistant professor, Mechanical Engineering Dept., Engineering Faculty, University of Birjand, Iran.
3. Assistant professor, Mechanical Engineering Dept., Engineering Faculty, University of Birjand, Iran.

temperature begins to increase and it tends to the drying air temperature. Thermography curves showed the duration of the characteristic periods of drying, critical point of drying, separating the constant drying rate period from the falling rate period, and wet & dry bulb temperatures.

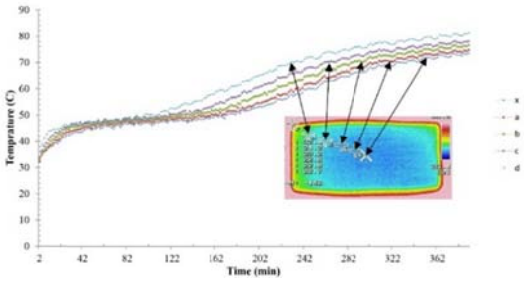


Fig 2. Surface temperature variation during drying

5- Results and discussion

The effective diffusion coefficient was determined by equation (3) and measuring the mass loss of the sample during its drying under well-defined conditions. For different experimental conditions of drying, the D_{eff} was plotted versus MR_{exp} as shown in Fig 3. In this Figure it is clear that at the beginning of the process, the effective diffusion is almost zero. This is the pre-heated stage. After passing this stage, with MR reduction, D_{eff} increases linearly until it reaches the maximum value. This period is considered as the first period of drying. During this period, a layer of saturated air, which is in thermodynamic equilibrium with the wet material, appears at the clay surface. The vapor in this layer is considered to be saturated as if it appears over a free water surface, and its temperature is equal to the wet bulb temperature. During this period, the rate of drying depends primarily on the external drying conditions which are the temperature, the relative humidity, and the flow velocity of the drying medium. As the sample dries, dry areas appear on the surface and the second stage begins. At this stage, the effective diffusion coefficient decreases exponentially approaching zero.

For the 27 experiments, statistical analysis was done to identify the main factor of the clay drying process that influenced the effective diffusion coefficient. It was found that temperature and velocity are linearly correlated and relative humidity has a reverse correlation with diffusion coefficient. Furthermore, the greatest impact on the effective diffusion coefficient is related to the temperature, velocity and environmental humidity, respectively.

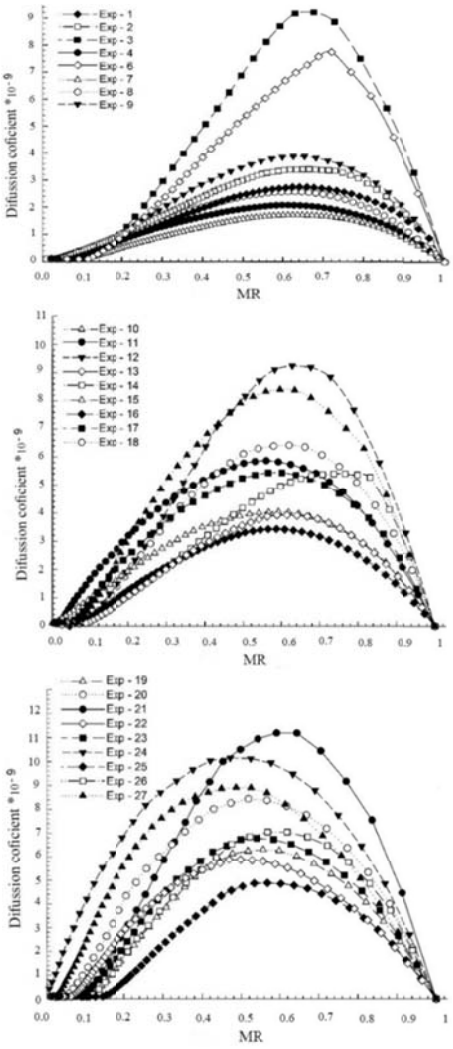


Fig3. Diffusion coefficient versus MR

6- Conclusions

In this study, the effects of temperature (40, 60, and 80), relative humidity (30, 50, and 70) and air velocity (1, 2, and 3) on the effective diffusion coefficient in rectangular sample clay ceramics were investigated. Statistical analysis and analysis of variance showed that in the calculation of the effective diffusion coefficient, the temperature, the velocity and the humidity are independent of each other. The greatest impact on the effective diffusion coefficient is related to the temperature, velocity and environmental humidity, respectively.

Experimental Investigation of the Sail Position of a Submarine on the Downstream Flow Field

Sh. Mohammad Beigi[1] M. Dehghan Manshadi[2]
A. Saidinezhad[3] A.A. Dehghan[4]

1-Introduction

A submarine is an underwater vehicle that includes a main body and various appendages. The flow field around the bare body at zero angle experiences almost no separation and vortex generation. Nevertheless, when the appendages are mounted on the body, the streamlines are influenced by the body shape and a complex vortical flow field is created. Vortical flows around the hull have a significant effect on its performance. One of these vortices is the horseshoe vortex that forms at the junction of the sail and the hull body. A submarine sail has an airfoil shape that is a place to enter and exit for the crew and also is a room for installing the control and communication devices. The sail has a significant influence on the hydrodynamic equilibrium and stability of the submarine. Figure 1 shows a schematic of the horseshoe vortex formed around the sail on the hull. The sail creates a pressure gradient that is opposite to the main flow. In this case, the boundary layer on the upstream side of the sail creates a transverse vortex. This vortex which moves forward, has to turn around the sail and as a result, a so-called horseshoe vortex is created on both sides of the sail. This vortex moves along the length of the submarine and enters into the wake region and the flow around the propeller. Therefore, the uniformity of the propeller flow field deteriorates, resulting in lower propeller efficiency and higher impeller noise production.

Many submarine maneuvers and operations should be done stealthily; but the produced noise of the propeller causes its rapid identification. So, the propeller noise must be reduced as much as possible. One of the useful ways to improve the hydrodynamic performance of a submarine is to control the wake of the submarine components such as reducing the size and strength of the horseshoe vortex.

[1]Msc in Mechanical and Aerospace Engineering, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran.
[2]Corresponding author: Associate Professor in Mechanical and Aerospace Engineering, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran. mdmanshadi@alum.sharif.edu
[3] Phd in Mechanical Engineering, Department of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran.
[4] Associate Professor in Mechanical Engineering, Department of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran.

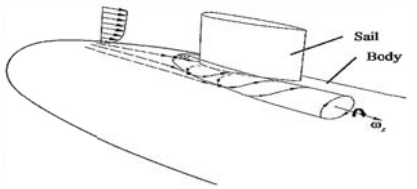


Fig. 1. Schematic of the horseshoe vortex formation around the sail on the hull

The study of the vortical flow structure around the submarine body has been considered by many researchers. The researchers measured the wake around the propeller of a submarine model (SUBOFF) equipped with a sail and all appendages in a wind tunnel for Re = 12×10^6. The flow field around a submarine model with a symmetric body equipped with the sail was studied. To remove the horseshoe vortex, they suggested that a small device should be installed downstream of the horseshoe vortex of the sail. The results showed that the proposed device has a positive effect on reducing the non-uniformity of the wake; but the selection of the device location on the hull and near the sail is very crucial and must be accurately determined. One of the factors that could influence the controlling of the horseshoe vortex is to change the location of the sail on the hull. In this study, due to the negative effect of the horseshoe vortices on the submarine wake, the horseshoe vortex structure is investigated by an innovative experimental approach called five-hole probe. Also, the size of the boundary layer that encounters the sail is changed by moving the sail on the hull and the power of the horseshoe vortex is accordingly changed.

2- Methodology

Experimental measurements are conducted in the closed circuit of Isfahan Malek Ashtar University of Technology wind tunnel. The test section dimensions are 380 × 280 mm^2 and 700 mm length. The maximum speed of the wind tunnel is 30 m/s with the turbulence intensity of 0.25 %. The standard submarine model with the length of L=700 mm having a sail with the shape of NACA 0020 is installed in the wind tunnel at free stream velocity of 16 m/s and tests are conducted by using a five-hole pressure probe. A five-hole probe with an external diameter of 3 mm was fabricated and calibrated during a complex process. Then, it was positioned in the vicinity of the submarine model hull to measure the 3D flow field. To study the effect of the sail position on the horseshoe vortex size and its strength, the sail was placed in three different longitudinal locations in the forward part of the submarine model. Selection of the front half of the hull is based on the design constraints for having more hydrodynamic stability. After installation of the sail in the middle position, the flow field downstream of the sail was measured by the five-hole probe.

3- Results and discussion

After installation of the appendages such as the sail on the submarine hull, it is expected that the velocity decreases in the wake region and some vortical flows like the horseshoe vortex be is formed. By moving away from this appendage in the direction of the flow, it is expected that the wake size and its strength is decreased. To study the wake of the sail, the five-hole probe was placed in its downstream and the flow field was measured. The contours of average velocity and the velocity vector at position x/L=0.55 were measured from the nose which is shown in Fig. 2. Almost, a symmetric flow structure may be seen around both sides of the sail.

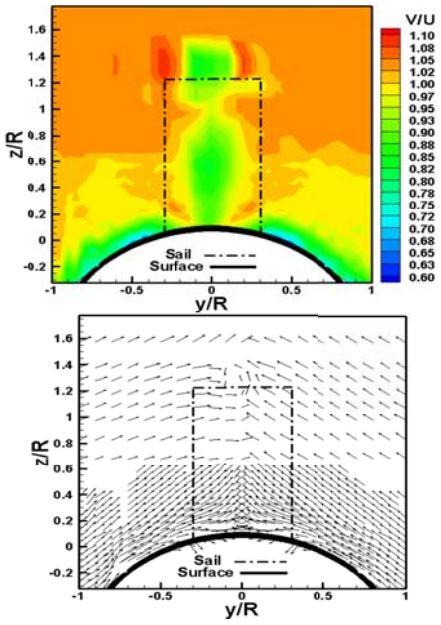


Fig. 2. Mean velocity contour and velocity vectors at position x/L=0.55 from the nose

The behavior of the horseshoe vortex is then studied as it moves towards downstream along the length of the submarine model. The results of the flow field measurement by the five-hole probe are analyzed for three different sail locations of x/L=0.21,0.28,0.35 and the data are shown in Fig. 3. The results show that for the sail location of x/L=0.21, the horseshoe vortex is formed at the transverse locations of $0.35 \leq Y/R \leq 0.55$, for sail it is located at x/L= 0.28. It is formed in $0.35 \leq Y/R \leq 0.55$ and for sail at 0.35 it is formed in this way: $0.35 \leq Y/R \leq 0.6$. It is also seen that for the sail location of x/L=0.21, the center of the horseshoe vortex is in the transverse position of Y/R=0.45, for the second position, it is in Y/R=0.4 and for the third location of the sail, the center of horseshoe vortex is in Y/R=0.35. By analyzing the above results, it can be concluded that the horseshoe vortex size is larger for the case of the sail located at the third position.

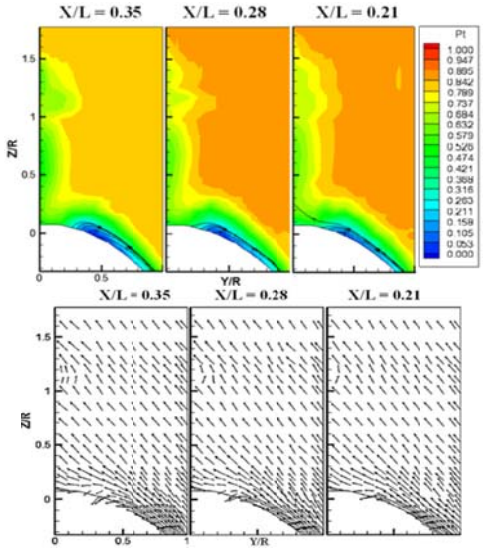


Fig. 3. Comparison of the average velocity and the velocity vector for three positions of the sail

4- Conclusions

Flow over standard submarine model is studied in the wind tunnel using a five-hole pressure probe for various longitudinal positioning of the sail on the hull body and the following results are obtained:

1- The results of the five-hole probe show that the five-hole measurements are capable of experimentally visualizing the vortical flows around the submarine such as the horseshoe vortex structure.

2- The results show that the horseshoe vortices become smaller in size by positioning the sail on the body closer to the nose, resulting in an improvement in the performance of the propeller and a reduction in the impeller induced noise.

Free vibration analysis of functionally graded rotating double tapered beam by using Euler-Bernoulli beam theory and differential transform method

F. Ebrahimi[1] S. Dashti[2]

1- Introduction

Functionally graded materials (FGMs) are the new class of composite materials which were introduced by Japanese scientists in the mid-1980s as ultra-high temperature-resistant materials for aerospace applications. This kind of material is achieved by controlling the volume fractions, microstructure, porosity, etc. of the material constituents during manufacturing, resulting in spatial gradient of macroscopic material properties of mechanical strength and thermal conductivity. Furthermore, the rotating beams are extensively used in the modeling of engineering applications such as turbo-machine and turbine blades, airplane propellers and robot manipulators. For instance, the dynamic modeling and analysis of rotating blades made of FGMs has become a topic of considerable research over the last decade. In addition, the non-homogeneous beams with varying material properties are widely used in civil, mechanical and aeronautical engineering, due to the fact that they can improve distribution of strength and weight, and guarantee structural integrity. For example, functionally graded (FG) beams made of ceramic and metal are capable of both suffering from high-temperature environment because of better thermal resistance of the ceramic phase and exhibiting stronger mechanical performance of metal phase to guarantee the structural integrity of the FGMs. Moreover, Differential transform method (DTM) is a semi-analytical-numerical technique based on Taylor series expansion developed for various types of differential equations. DTM makes it possible to obtain highly convergent and accurate results and exact solutions for differential or integro-differential equations. By using this method, the governing differential equations can be reduced to recurrence relations and the boundary conditions may be transformed into a set of algebraic equations. DTM does not pose an[3]y restrictions on both the type of material gradation and the variation of the cross section profile. Hence, it can cover most of the engineering problems dealing with the mechanical behavior of non-uniform and non-homogenous structures. Although DTM has been used for solving a vast range of problems in different fields of engineering. However, no research effort has been devoted so far to find the solution of vibrational behavior of a double tapered rotating FG beam by employing DTM. Motivated by these considerations, in the present study, utilizing the DTM, the free vibration of a rotating double tapered beam composed of FGM is investigated in conjunction with Euler-Bernoulli beam theory. The governing differential equations of motion are derived using the Hamilton's principle and the DTM is utilized to obtain a semi-analytical solution to the free transverse vibration problem. Some illustrative numerical examples are presented in order to investigate the influences of FG material volume fraction index, rotational speed, hub radius, and the taper ratios on natural frequencies of tapered rotating FG beam in detail.

[1]Corresponding author: Assistant professor, Mechanical Engineering department, Imam Khomeini International University, Qazvin, Iran. febrahimy@eng.ikiu.ac.ir

[2] BSc graduated student, Mechanical Engineering Department, Imam Khomeini International University, Qazvin, Iran.

2- Theory and Formulation

Employing the Hamilton principle and considering Kirchhoff–Love hypothesis, the governing equation for a non-uniform flexible FG beam (as it is shown in Fig 1.) can be obtained as follows:

$$\frac{d^2}{d\xi^2}\left[(1-\alpha\xi)(1-\beta\xi)^3\frac{d^2\tilde{w}}{d\xi^2}\right]-\mu^2(1-\alpha\xi)(1-\beta\xi)\tilde{w}-\eta^2\frac{d}{d\xi}\left\{\left[\frac{\alpha\beta}{4}(1-\xi^4)+\delta(1-\xi)+\frac{1}{2}(1-\alpha\delta-\beta\delta)(1-\xi^2)+\frac{1}{3}(-\alpha-\beta+\alpha\beta\delta)(1-\xi^3)\right]\frac{d\tilde{w}}{d\xi}\right\}=0 \quad (1)$$

where δ is the hub radius parameter, η is the rotational speed parameter, μ is the frequency parameter, ξ is the dimensionless distance and $\tilde{w}$ is the dimensionless flapwise deformation.

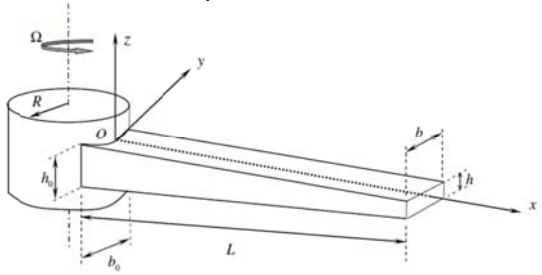


Fig. 1. Geometry of a rotating hub-double tapered FG beam

Now by applying the DTM rule on the equation of motion the following relation is obtained:

$$\left[\frac{\alpha\beta}{4}(k+1)(k-2)\eta^2-\alpha\beta\mu^2\right]W[k-2]+\left[\frac{1}{3}(-\alpha-\beta+\alpha\beta\delta)\eta^2(k-1)(k+1)+(\alpha+\beta)\mu^2\right]W[k-1]+\left[\alpha\beta^3(k-1)k\,(k+1)(k+2)+\frac{1}{2}(-\alpha\delta-\beta\delta+1)k(k+1)\eta^2-\mu^2\right]W[k]+[-\beta^2(3\alpha+\beta)(k+2)(k+1)^2k+(k+1)^2\delta\eta^2]\,W[k+1]+\left\{3\beta\,(\alpha+\beta)(k+1)^2(k+2)^2+\eta^2(k+1)(k+2)\left[\frac{1}{2}(-1+\alpha\delta+\beta\delta)+\frac{1}{3}(\alpha+\beta-\beta\delta)-\left(\frac{1}{4}\alpha\beta+\delta\right)\right]\right\}W[k+2]-[(k+1)(k+2)^2(k+3)(\alpha+3\beta)]W[k+3]+(k+1)(k+2)(k+3)(k+4)W[k+4]=0 \quad (2)$$

This equation may finally lead to a non-trivial solution from which the natural frequencies of the FG beam are obtained.

3- Numerical results and discussion

In this section some parametric studies are conducted in order to examine the influence of various FG beam parameters such as constituent volume fractions, taper ratios, rotational speed and hub radius on the natural frequencies of the rotating double tapered FG beam. The convergence trend for the first frequency is shown in Figure 2. It is found that in the DTM method after a certain number of iterations eigenvalues have converged to a value with a good precision. The effect of both breadth (α) and the height taper ratio (β) on the first natural frequency of FG rotating beam is plotted in Figure 3. It can be seen that for the constant value of rotational speed parameter, the fundamental natural frequency of tapered FG beams increase as the breadth and the height taper ratio increase.

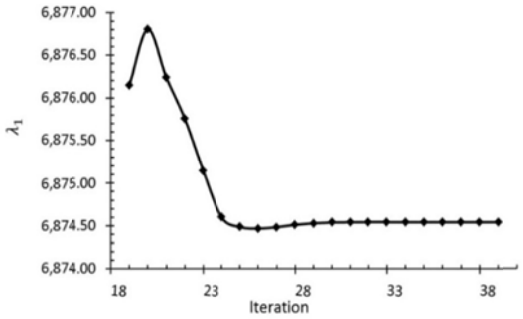


Fig. 2. Convergence study for the first frequency of rotating double tapered FG beam

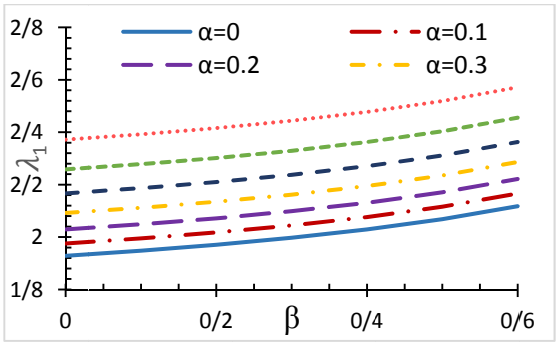


Fig. 3. The effect of taper ratios on the first three frequencies of FG rotating tapered beam

The effect of rotational speed parameter (η) on the first natural frequency of FG rotating tapered beam has been depicted in Figure 4. According to Figure 4, increasing the rotational speed increases the fundamental frequency of rotating FG tapered beam and this trend is almost the same for all values of power-law exponents. This is due to the fact that, an increase in rotational speed results in an increase in the value of the centrifugal force and hence increases the natural frequencies.

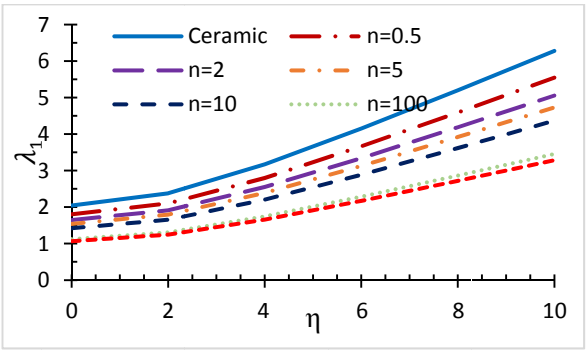


Fig. 4. The effect of rotational speed on first natural frequency of FG rotating tapered beam

Finally, the variation of the first natural frequency with various hub radius parameters is presented in Fig 5. It is observed that frequency increases with the hub radius as it is expected due to increase in centrifugal stiffening of the beam. Also the rate of increase becomes larger with the increasing rotational speed parameter because the centrifugal force is directly proportional to both of these parameters.

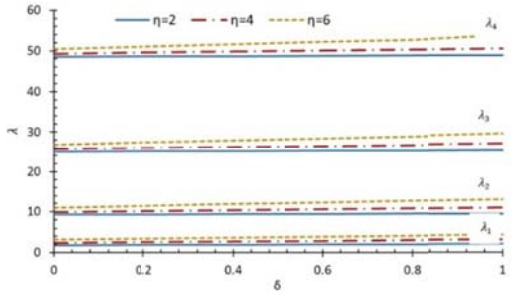


Fig 5. Effect of hub radius parameter on first four natural frequencies of FG rotating tapered beam

4- Conclusions

In this paper, free transverse vibration analysis of a rotating double tapered FG beam is investigated within the framework of a semi-analytical technique called DTM. Several important aspects such as taper ratios, hub radius and the rotational speed as well as the material volume fraction index which have impacts on natural frequencies of such beams are investigated and discussed in detail. The calculated results are compared with the ones in the literature and great agreement is considered. The numerical results indicate that the flexural natural frequencies increase with rotational speed and hub radius while they decrease with the power-law exponent and this trend is almost the same for higher mode frequencies. It is also concluded that the fundamental frequency of tapered FG beams increases as the breadth and the height taper ratio increase while the higher mode frequencies increase with the breadth taper ratio and they decrease with the height taper ratio.

Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model

A. Tarabi[1] S. Ghasemloo[2] M. Mani[3]

1- Introduction

Aerodynamics experts have recently focused on the idea of improving aircraft performance via making appropriate changes to geometric parameters of the wings. Accordingly, the researchers and designers have carried out many experiments with different changes in the aspect ratio of the wings, concluding that in-flight change in the shape of the wings can play an influential role in the improved performance of the aircrafts. The results of these studies have been the main source of what has come to be known as "Shape Morphing". A morphing wing (MW) is a wing that can undergo many changes in its geometry (e.g. span, sweep, twist, dihedral angle, etc.), allowing the wing configuration to be widely optimized in a range of flight conditions such as take-off, landing, cruise and loitering. The morphing aircrafts using variable-span wings have the benefits of both large-span (e.g. longer flight range, more fuel savings and higher aerodynamic efficiency) and short-span wings (e.g. high-speed flight and better maneuverability). Furthermore, asymmetrical changing of the wing span can be used for roll control as a substitute for aileron control surfaces.

In the present study, we used an experimental technique (i.e. wind tunnel) to develop a scale model of a variable span morphing wing (VSMW). The span change was made electro-mechanically. Moreover, the wind tunnel tests were carried out on different configurations with different spans, and at different angles of attack. This study is, in fact, concerned with the design and development of a VSMW for UAVs that morphs without the use of complex hydraulics or servo motor systems. Also in this study, some complementary activities were done to complete the previous works. First, in this study the morphing concept is implemented with a minimal effect on the weight of the wing, and the overall configuration of the wing is almost maintained unchanged especially in take-off and landing conditions. Second, in most previous studies, the morphing technology was applied to (rectangular) straight wings whereas in the current work, the wing is of a trapezoidal form, which had its own problems in terms of design and arrangement of actuation equipment due to the small size of the model.

2- Test equipment

All experiments were conducted in a subsonic wind tunnel of closed-circuit type with a test section of 80cm×80cm×200cm operating at speeds from 10 to 100 m/sec (Fig. 1). The wind tunnel was also equipped with a 6-component balance system to measure all forces and torques exerted on the model. On both sides of the test chamber wall there were transparent acrylic plastic windows to provide internal visibility.



Fig. 1. The subsonic closed-circuit wind tunnel

3- The wind tunnel model characteristics

For an experimental study of the flow characteristics around the UAV wing, we designed and developed a model consisting of a moving wing and a fixed wing. The fixed wing is made of fully-burnished aluminum, and the moving wing is made of bronze. The fixed wing sweep angle is 33 degrees at the leading edge with no twist angle. The fixed wing model airfoil is an asymmetric NACA 64A212. The fixed wing serves to hold the moving wing, and envelop the mechanism of changing the moving wing span. The different views of the wind tunnel model are shown in Fig 2.

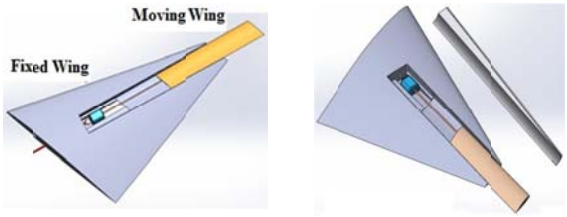


Fig. 2. The wind tunnel model (fixed wing and moving wing)

4- Experimentation process

To ensure the accuracy of the results, the balance system and the flow conditions in the wind tunnel were calibrated first. The conditions for carrying out the wind tunnel test are presented in Table 1.

Table 1 The conditions for wind tunnel test

Variable	Range of Values
V (m/s)	35, 60 and 80
Span Extension (m)	0 and 0.1
Angle of Attack (deg.)	-4 to 20

[1]- Corresponding auther: Ph.D. student, Space Research Institute, Malek e Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. abbastarabi@mut.ac.ir
[2]- Assistant professor: Space Research Institute, Malek e Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.
[3]- Professor: Dept. of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

5- The study of the influence of implementing a VSMW on the aerodynamic coefficients

Figure 3 shows the changes in the lift coefficient of the model versus the angle of attack at the speed of 60 m/s for a 0-100% extension in the wing span. According to the diagram, as the wing span increases at a fixed flight speed, the lift coefficient increases too. This increase is due to the increase in the wing area and the aspect ratio.

Figure 4 shows the changes in the aerodynamic efficiency of the model (i.e. lift to drag ratio) versus the angle of attack at the speed of 60 m/s for the wing span extending from zero to 100 percent. According to the Figure, as the wing span increases at a fixed speed, so does the aerodynamic efficiency of the model. The reason is that the aspect ratio increases with the span, and as the aspect ratio is increased, the lift coefficient is increased too, while the drag coefficient is decreased. Consequently, the ratio of these two coefficients will be increased too. As can be seen, the maximum aerodynamic efficiency occurs at about 4 degree angle of attack; i.e. the angle at which the UAV will experience the minimum thrust required and the maximum range and flight endurance.

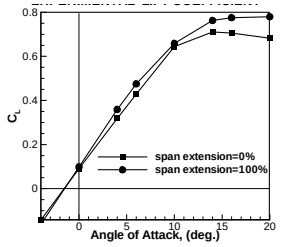


Fig. 3. Variations of lift coefficient versus angle of attack

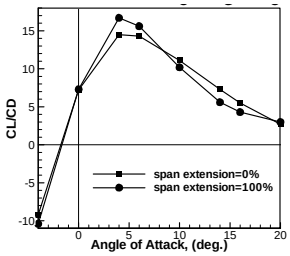


Fig. 4. Aerodynamic efficiency versus angle of attack

6- **The advantages of implementing a VSMW for increasing the range and the flight endurance of the UAV**

The mathematical equations for computing the flight endurance, range and the minimum thrust required by a jet aircraft are:

$$E = \frac{1}{c_t}\frac{C_L}{C_D}\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right) \quad (1)$$

$$R = \frac{2}{c_t}\left(\frac{2}{\rho_\infty S}\right)^{0.5}\frac{C_L^{0.5}}{C_D}\left(W_0^{0.5} - W_1^{0.5}\right) \quad (2)$$

$$(T_R)_{min} = \frac{W_O}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}} \quad (3)$$

The maximum flight endurance for a jet aircraft is achieved when the aircraft flies with the minimum required thrust. According to Eq. (3), the minimum thrust required is achieved in case of maximum lift-to-drag ratio. Therefore, the maximum flight endurance for a jet aircraft is achieved when the aircraft flies at a speed equal to the maximum lift-to-drag ratio.

According to Eq. (1), the influential parameters in the calculation of flight endurance include the specific fuel consumption, aerodynamic efficiency, fuel weight and the total weight. In the present study, the motor type has remained unchanged (i.e. the thrust and the specific fuel consumption are constant) and the weight of the fuel of the vehicle has also been assumed to be constant. On the other hand, the added weight due to the implementation of the MW concept has been ignored as it is about 1.5% compared to the total weight of the UAV. Finally, the assessment of changes in the flight endurance of the vehicle has been done based on the changes in the aerodynamic efficiency. Therefore, with using Eq. (1), the maximum extent of changes in flight endurance of the MW will increase by 17% compared to the base wing (BW).

Using the same reason, and by using Eq. (2), the maximum extent of changes in the flight range of the MW, as compared to the BW, will increase by 5%.

7- **The Roll control of UAV by using a variable-span morphing wing**

The control surfaces installed on the wing – i.e. ailerons - can be used to achieve the rolling moment. This is a regular (conventional) method. Another method for achieving the rolling moment is to use a variable-span morphing wing. By this method, the wing can be divided into a right and a left part (with respect to the central line characterizing the longitudinal axis of the UAV). Then, in order to achieve the right or left roll, a corresponding increase in the span can be made in the right or left part of the wing.

8- Conclusions

This paper concerns design, development and testing of a MW for an unmanned aerial vehicle with the aim of improving the vehicle's performance over its flight envelope. For this purpose, a VSMW model that allows changes in wing span was developed and exposed to wind tunnel testing. The MW model was tested in a low speed wind tunnel facility at a variety of Reynolds numbers from 250×10^3 to 620×10^3 under steady wind speeds (i.e. 35, 60 and 80 m/s). Experimental wind tunnel results were then compared against BW test specimen to evaluate the performance of the MW. The experiment demonstrated an improvement in the aerodynamic efficiency of the VSMW in the form of a reduction in the drag and a subsequent increase of 5 and 17 percent in flight range and endurance, respectively. It was also found that the maximum aerodynamic efficiency of the wing model occurs at 4 degree angle of attack, which was 17.4 for the MW with 100 percent increase in the wing span. This research also shows how the VSMW can be used as an alternative and effective method of roll control instead of the conventional method using aileron control surfaces.

Automated Fault Detection of Tri-Lobe Compressor Using Wavelet Transformation and Support Vector Machine

M. Karimi[1] S. Aliabadi[2]

1- Introduction

Condition Monitoring (CM) is commonly used in the industry to maintain the equipment as well as reduce cost and improve the efficiency of the machinery. There is a routine schedule in the heavy industries such as vehicle manufacturing companies to perform vibration data acquisition of rotating machinery. The data is then analyzed and some of the usual faults are identified in the time, frequency, and time-frequency domains. Because the obtained vibration signals are stochastic, some of the techniques in the time and frequency domains fail to detect some of the defects. Thus, the time-frequency domain analysis has been widely developed to extract the energy distribution of the signal as the fault features in the both domains. Wavelet transformation has been widely used in condition monitoring for its advantages over other time-frequency methods. The main advantage of wavelet transformation is its capability of displaying components of signal with different frequencies in the time domain. Several articles have been published with some applications of wavelet transformation in fault detection of gears with broken tooth or crack. The manual fault detection was based on an expert capability and how the signal was interpreted. Recently, the challenge is intelligent pattern recognition of faults from data. In order to make the whole process automatic, an expert system must be designed to train a neural network using the extracted features from the vibration data. The support vector machine is an alternative method which is capable of classifying the features. The main advantage of the support vector machine compared to artificial neural network is using fewer samples for training the network without compromising efficiency. This paper focuses on autonomous fault detection of a Tri-Lobe compressor with different seeded faults. In order to compare the results, three steps namely: data acquisition from an experimental test rig, data analysis, and applying artificial intelligent methods on data were performed.

[1] Corresponding author: Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran. karimi_mh@yahoo.com
[2] M.Sc., Department of Mechanical Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran

2- Wavelete transformation and support vector machine Algorithms

The wavelet transformation is similar to the Fourier transformation which can be used for stochastic signals. Therefore, the original signal is transformed into different Daubechies wavelet categories. Each category has some coefficients associated with a unique frequency which is shifted and scaled from the original signal preserving some properties of the signal. If the signal is obtained from a faulty component of the machine, the low frequency wavelet may have the information of one fault while the high frequency wavelet may have the other properties of other faults. Several further decompositions can be carried out to achieve a component signal with the main information about the fault.

Support vector machine theory is based on classifying data using a super-plane called super-separator. A super-plane separator which causes a maximum distance between the plane and the closest data is chosen as the optimum solution. Figure 1 displays two different types of data (points) namely: black squares indicate minus type (class) and white circles show positive type. The support vector machine theory tries to classify data into two types using a support vector to maximize the margin distance from the origin.

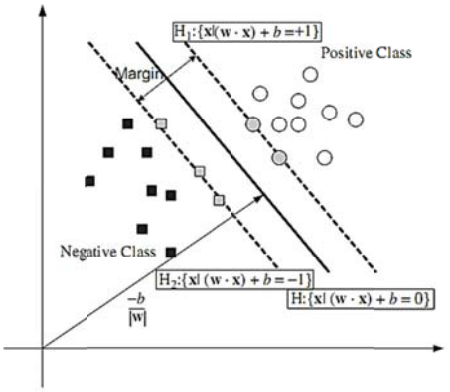


Fig. 1. A two dimensional classification using the support vector machine

This idea is then generalized to classify data into several different types where faults might be more than two in the compressor. Figure 2 show an algorithm of support vector machine which compares one class of data against the others.

3- Fault detection process in experimental test rig consisting of a Tri-Lope compressor

A Tri-Lope roots blower compressor was installed to perform all three steps of vibration analysis. A piezoelectric accelerometer was mounted horizontally to collect data with 2560 samples per second enough to avoid aliasing phenomena. Figure 3 shows the test rig consisting of the compressor and data acquisition hardware.

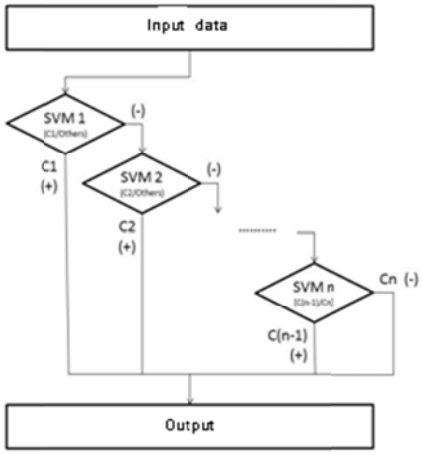


Figure 2. Decision making method one against all



Fig. 3. Experimental test rig consists of the compressor and data acquisition hardware

Four different cases were considered and designed to be used for intelligent classification namely: healthy (with no seeded faults), unbalancing, misalignment, and both unbalancing and misalignment faults. In order to test the robustness and repeatability of the designed algorithm the data was recorded five times for a one second duration. Figure 4 shows the four different mentioned vibration signals in the time domain, respectively. It can be observed from this Figure that visual inspections of the signals and some time domain techniques fail to extract a feature for fault diagnostic and classification. Discreet wavelet transformation was conducted on the vibration signal with misalignment fault and the results are shown in Figure 5. The energy distribution in each component is a good criterion for further classification. A fraction of invisible energy in each Daubechy signal was computed as a percentage. Only six further decompositions were carried out in discrete wavelet transformation. Table 1 shows the energy percentage for two types of faults.

Table 1. Energy percentage for each coefficient

	Unbalanacing1	Misalignment1	Unbalanacing2	Misalignment2
a5	36.91	14.26	33.42	13.5
d5	35.88	44.69	35.55	44.57
d4	9.05	9.95	8.93	9.48
d3	4.46	3.33	4.74	3.16
d2	3.19	2.96	3.24	2.79
d1	10.5	24.81	11.12	26.5

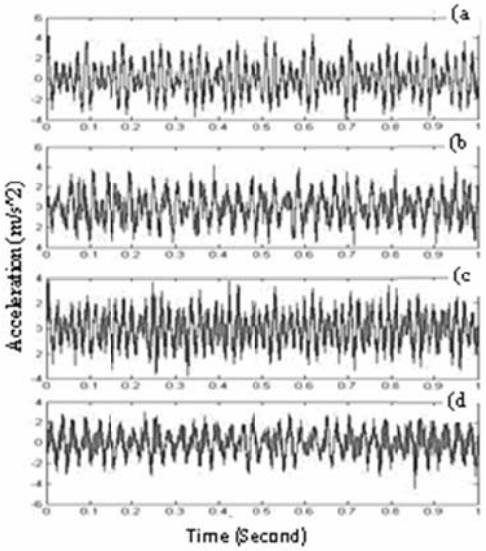


Fig. 4. Four types of vibration signals: a) healthy (with no seeded fault, b) unbalancing, c) misalignment d) combination of unbalancing and misalignment

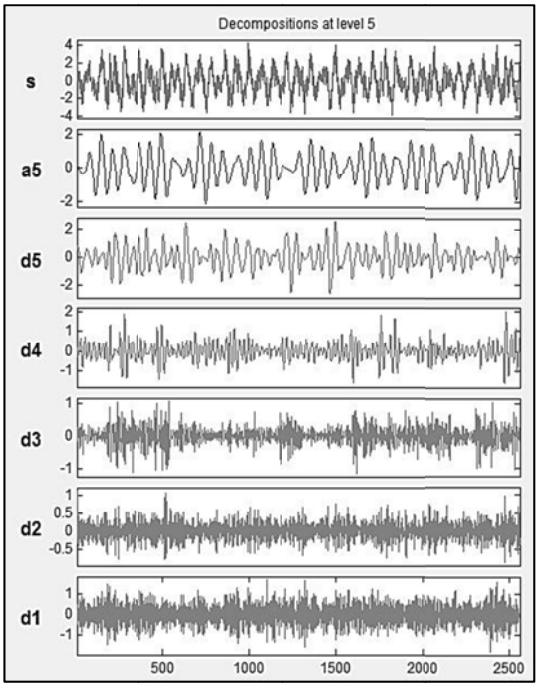


Figure 5. Discrete wavelet transformation of signal with misalignment fault

4- Conclusions

Three different support vector machines were placed consequently and a MATLAB code was written to classify each fault condition (class). In order to test the designed support vector machines some experimental data with known class of faults were not used in the training process. The whole algorithm was trained with the other data and was tested with unused data. It was observed that support vector machine was able to classify the fault completely with zero error. Therefore, it makes the whole process very promising for autonomous fault detection in the industry.

Study on Energy absorption of Crushing Element in ER24PC Locomotive

P. Hosseini Tehrani[1] I. Ferestadeh[2]

1- Introduction

One of the ways of energy absorption during an impact is the use of energy absorbents. These absorbents show different deformations dependent on geometry and loading conditions but plastic deformations in all of them cause kinetic energy dissipation resulting from the impact. Dynamic progressive buckling is one of the common energy absorption methods in thin-walled energy absorbents under impact.

In thick-walled energy absorbents where the ratio of thickness (h) to medium level radius (R) is higher than 0.05, the structure damage results from folding and sheet rupture. The reason is the high thickness of sheet in these absorbents. Increase of sheet thickness enhances resistance of energy absorbent and phenomenon of progressive buckling does not occur in these absorbents.

Consider that the dimensions of the crash element of Siemens ER24PC locomotive are such that it is regarded as thick-walled energy absorbent. Therefore, rupture of the sheet causes destruction during collision. Then, it is necessary to use damage models for prediction of rupture for accurate modeling of the destruction process of this crash element under impact.

In this paper, three damage models i.e. Johnson – Cook, GTN and Modified Rousselier damage models have been examined for estimation of damage in testing collision of crush element of Siemens ER24PC locomotive. First, the beginning of damage (for each one of these models) is described and then the necessary information for entering these damage criteria in Abaqus software is explained. By comparing results of modeling with different damage criteria with results of laboratory test, suitable damage criteria have been specified. Also, the desirable damage model is verified by using ECE R66 standard.

Finally, in order to improve the energy absorption capacity metallic foam is used as a filler in the energy absorber element. Through comparing the energy absorption behavior of foam filled crushing element with the non-filled element the foam performance in the crushing element has been evaluated.

1 -Associate Professor, Iran University of Science and Technology. hosseini_t@iust.ac.ir
2-Corresponding Author: M.Sc. Student, Iran University of Science and Technology. imanferestade@rail.iust.ac.ir

2- Modeling and solving with finite element method

The crushing element of Siemens locomotive has been modeled with the Abaqus software. The crush element is conical with rectangular side. Dimensions of the smaller base are 400mm×430 mm and dimensions of the larger base are 480 mm×800 mm. Length of the crash element is 830 mm and its thickness is 15 mm. Since its thickness is not low compared with its dimensions, solid element was used for its modeling. Young's modulus for the desired steel is 200 Gpa, Poisson coefficient is 0.3 and density is equal to $7800\mathrm{kg/m^3}$. Crush element is connected to a rigid base on one side. A rigid sheet has been used as impactor in modeling. The centralized mass of 100 tons has been applied in the center of this rigid sheet which is equivalent to the mass of the train.

Surface to surface algorithm has been used for contact of the rigid impactor and crush element and the general contact algorithm has been used for contact of different parts of the crush element with each other at the time of impact. In both cases, friction coefficient has been considered to be equal to 0.3 which is the friction coefficient for steel to steel contact. The crush element is completely bound on the side of its base and the rigid sheet collides with it from the other side at the speed of 120 Km/hr. This speed is the motion speed of Siemens locomotive in Iran lines.

To ensure the finite element model was sufficiently accurate, it is validated using a theoretical model derived by Wierzbicki and Abramowicz, which predicts the mean crush load during the progressive buckling phase.

3- Using damage models in simulation

For this purpose, three Johnson –Cook, GTN and Modified Rousselier damage models have been used. First, the beginning of damage (for each one of these models) is described and then the necessary information for entering these damage criteria in Abaqus software is explained. By comparing results of modeling with different damage criteria with results of laboratory test, suitable damage criteria have been finally specified.

4- Determining suitable damage model

To determine suitable damage model, results of simulation with different damage models should be compared with laboratory results. Therefore, testing information of an almost similar crush element has been used to select the suitable damage model. Work on this crush element has been performed by İnce and Türkmen in 2011. Considering that the material of this crush element is steel and the ratio of length to thickness is equal to $\frac{\mathrm{l}}{\mathrm{t}} = 55$, its geometrical conditions have good agreement with conditions of the crash element of Siemens locomotive ($\frac{l}{t} = 55.3$).

Therefore, the information in [32] has been used and a model was developed for this crush element. Then, simulation was done with three different damage models within 50 milliseconds and the results of simulation were compared with the results of the laboratory test. Figure 1 shows a comparison of simulation results with different damage models with the results of laboratory information. As it is shown in the Figure, the modified Rousselier damage model has the best agreement with laboratory results. Therefore, the best model for estimation of impact conditions of the crash element of Siemens locomotive should be the modified Rousselier damage model.

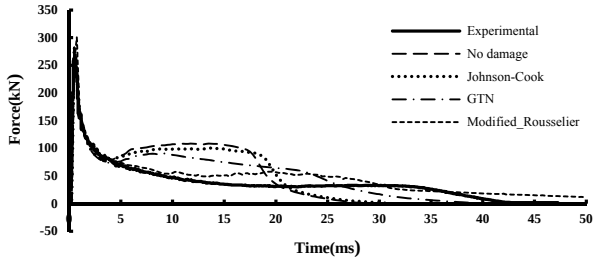


Fig. 1. Diagram of force in terms of time for three damage models and laboratory results

5- Comparing energy absorption rate in the modified Rousselier damage model with energy absorption standard

In this section, the results of simulation with considering the modified Rousselier damage model have been compared with the conditions mentioned in ECE R 66 standard. Considering this standard, computer modeling is correct when the following two conditions are established concurrently:

1- Hourglass energy value should be less than 5% of total energy.

2- Energy ratio parameter should not exceed 1 ± 0.05.

After the simulation, it is clear that hourglass energy value is standard in the mentioned limit because maximum hourglass energy (0.39MJ) is equivalent to 0.7% of total energy (55.93 MJ). Therefore, the first standard condition is established. The second standard condition has been established because energy ratio parameter varies from 0.99994 to 1.00003 which is in the determined standard limit and it does not exceed the limits referred in the standard.

6- Use of foam to increase the absorbed energy

Aluminum foam has been used as an energy absorbent. The aluminum foam which has been considered here is produced with continuous casting process and is recognized as Hydro Aluminum AS. The density of this foam is 340 kg/m^3, its Young's modulus is 0.948 Gpa and its Poisson coefficient is 0.325. Geometrical dimensions of the desired foam are such that empty volume of the crash element is completely filled by putting it inside the crash element. The mass of the aluminum foam with the mentioned geometrical dimensions is 68.34 kg and the mass of the component increases by 11.3% by putting it inside the crash element.

The Effect of foam filling

Simulation was done with the modified Rousselier damage model and by putting aluminum foam material with the specifications which were mentioned in the previous section inside the crash element of the Siemens locomotive. After the simulation, from diagram of energy absorption for the empty crash element and crash element filled with foam it is found that energy absorption increases by 24% in the presence of foam while maximum force grows only by 0.2% .

7- Conclusion

In this paper, collision performance of Siemens ER24PC locomotive was studied. This was done with numerical solution and Abaqus software. During this simulation, two parameters of maximum force and absorbed energy which are two important factors in studies of collision performance of parts were studied.

At the end, the following results were achieved:

1- Comparison of software results with results of analytical solution showed that the precision of modeling results in Abaqus software is acceptable.

2- Because thickness of plate of the crash element of the Siemens locomotive is high and it is ruptured during collision, simulation does not show correct results without considering damage criterion.

3- Damage models of Abaqus software do not show fracture behavior correctly because they consider the material to be continuous and without pores while microstructural damage models consider the material to be porous.

4- Since the modified Rousselier damage model considers a sentence for fracture resulting from shear, it shows fracture behavior of the crash element of Siemens locomotive more accurately than the GTN damage model which lacks these characteristics. Therefore, it is the best damage model for simulating collision of the crash element of Siemens locomotive.

5- To validate simulations with the modified Rousselier damage model, *ECE R 66* standard was used and it was shown that the performed simulations satisfy the conditions mentioned in *ECE R 66* standard well.

6- Use of aluminum foam increases energy absorption by 24% while maximum force grows only by 0.2%. Therefore, aluminum foam can be used inside the crash element of Siemens locomotive to increase energy absorption.

CONTENTS

Study of Energy absorption of Crushing element in ER24PC Locomotive	P. Hosseini Tehrani I. Ferestadeh	1
Automated Fault Detection of Tri-Lobe Compressor Using Wavelet Transformation and Support Vector Machine	M. Karimi S. Aliabadi Farahani	19
Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model	A. Tarabi S. Ghasemloo M. Mani	35
Free Vibration Analysis of Functionally Graded Rotating Double Tapered Beam by using Euler-bernoulli Beam Theory and Differential Transform Method	F. Ebrahimi S. Dashti	51
Experimental Investigation of the Sail Position of a Submarine on the Downstream Flow Field	Sh. Mohammad Beigi M. Dehghan Manshadi A. Saeidinezhad A.A. Dehghan	71
Study the Factors affecting the Moisture Diffusion Coefficient in Drying Clay Ceramics and Explanations the Analytical Model Process	M. Bagherian K. Khalili S.Y. Ahmadi Brooghani	87
Combining the Principles of Fuzzy Logic and Reinforcement Learning for Control of Dynamic Systems	M. Goharimanesh A.A. Akbari M.B. Naghibi-Sistani	103
Numerical Simulation of Toos Power Plant Boiler to Improve its Thermal Efficiency	M. Anbarsooz M. Pasandideh-Fard N. Shaleh	117
Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds	S. Mahmoudi M.H. Djavareshkian M.S. Tavakoli	135
Modeling of a Stable Droplet Suspended in Vapor by Lattice Boltzmann Method (Research Note)	E. Amiri Rad	153
A New Hybrid Strategy for Modeling of Forward Kinematics of Parallel Robots (Research Note)	I. Kardan A. Akbarzadeh	163
Multimode Wheeled Mobile Robot with Height Control on Uneven Surfaces (Research Note)	M. bamdad A. Mardani	173

JOURNAL OF APPLIED AND COMPUTATIONAL SCIENCES IN MECHANICS

Ferdowsi University of Mashhad

ISSN: 2008-918X

Editor- in-Chief: Dr. M.R. Mahpeykar
General Director: Dr. H. Niazmand
Published: Ferdowsi University of Mashhad

Editorial Board:

M.H. Abolbashari	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
H. Ahmadian	Professor	Iran University of Science & Technology
A. Baradaran Rahimi	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
M. Boroomand	Associate professor	AmirKabir University of Technology
M. Pasandideh Fard	Associate professor	Ferdowsi University of Mashhad
M. Taj Far	Associate professor	AmirKabir University of Technology
M.R. Khalili	Professor	K. N. Toosi University of Technology
M. Salimi	Professor	Isfahan University
E. Shirani	Professor	Isfahan University of Technology
M. Tahani	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
A. Abedian	Associate professor	Sharif University of Technology
M. Kadkhodayan	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
M.R. Mahpeykar	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
H. Niazmand	Professor	Ferdowsi University of Mashhad

Text Editor: Dr. M.H. Abolbashari and E. Dehghan
Administrative Director: T. Hooshmand

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics
Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad
P. O. Box: 91775-1111, Mashhad, I.R. IRAN
Tel : +98 51 38806024 **F**ax : +98 51 38763301
Email : ejour@um.ac.ir Web site : http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

ISSN 2008 - 918X

Ferdowsi University
of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

(Journal of Faculty of Engineering)

Sarial No. 13

Study of Energy absorption of Crushing element in R24PC Locomotive 1
P. Hosseini Tehrani - I. Ferestadeh

Automated Fault Detection of Tri-Lobe Compressor Using Wavelet Transformation and Support Vector Machine 19
M. Karimi - S. Aliabadi Farahani

Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model 35
A. Tarabi - S. Ghasemloo - M. Mani

Free Vibration Analysis of Functionally Graded Rotating Double Tapered Beam by using Euler-bernoulli Beam Theory and Differential Transform Method 51
F. Ebrahimi - S. Dashti

Experimental Investigation of the Sail Position of a Submarine on the Downstream Flow Field 71
Sh. Mohammad Beigi - M. Dehghan Manshadi
A. Saeidinezhad - A.A. Dehghan

Study the Factors affecting the Moisture Diffusion Coefficient in Drying Clay Ceramics and Explanations the Analytical Model Process 87
M. Bagherian -K. Khalili - S.Y. Ahmadi Brooghani

Combining the Principles of Fuzzy Logic and Reinforcement Learning for Control of Dynamic Systems 103
M. Goharimanesh - A.A. Akbari- M.B. Naghibi-Sistani

Numerical Simulation of Toos Power Plant Boiler to Improve its Thermal Efficiency 117
M. Anbarsooz - M. Pasandideh-Fard - N. Shaleh

Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds 135
S. Mahmoudi - M.H. Djavareshkian - M.S. Tavakoli

Modeling of a Stable Droplet Suspended in Vapor by Lattice Boltzmann Method (Research Note) 153
E. Amiri Rad

A New Hybrid Strategy for Modeling of Forward Kinematics of Parallel Robots (Research Note) 163
I. Kardan - A. Akbarzadeh

Multimode Wheeled Mobile Robot with Height Control on Uneven Surfaces (Research Note) 173
M. bamdad -A. Mardani

Vol. 27, No.1,
Autumn & Winter, 2016