

آنالیز اثرات پارامترهای بدنه بالگرد بر ضرایب آیرودینامیکی

با بکارگیری طرح تاگوچی و متدولوژی رویه پاسخ

حسین شیخی

دانشجوی دکتری، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، گروه مهندسی صنایع، تهران، ایران

عباس سقایی*

دانشیار، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، گروه مهندسی صنایع، تهران، ایران

چکیده در طراحی بالگرد، تعیین شکل هندسی بدنه از مسائل اصلی و اولیه می‌باشد که بر مشخصات عملکردی بالگرد موثر می‌باشد. ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد معیار اصلی تعیین کننده کیفیت و مناسب بودن شکل هندسی بدنه بالگرد محسوب می‌شوند. طراحی بهینه شکل هندسی بدنه بالگرد فعالیتی پیچیده می‌باشد و تعیین اثرات پارامترهای مختلف هندسه بالگرد بر ضرایب آیرودینامیکی ضروری است. در این مقاله، طراحی آزمایشات کامپیوتری بر مبنای شبیه‌سازی دینامیک سیال محاسباتی به منظور مطالعه اثرات پارامترهای اصلی شکل هندسی بدنه بالگرد، نظیر نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد و نسبت شعاع انحنا دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد، بر ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و گشتاور پیچشی بکار برده شده است. آزمایشات بر اساس آرایه متعامد $L_{27}(3^4)$ تاگوچی طراحی شده است. برای تعیین ارتباط میان ضرایب آیرودینامیکی و پارامترهای شکل هندسی بدنه بالگرد و میزان اهمیت هر پارامتر در ضرایب آیرودینامیکی، از نمودارهای رویه سه بعدی، نسبت‌های سیگنال به نویز، میانگین اثرات اصلی، متدولوژی رویه پاسخ و آنالیز واریانس استفاده شده است. همچنین، مدل‌های ریاضی برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و گشتاور پیچشی از طریق متدولوژی رویه پاسخ توسعه داده شد. نتایج در سطح اطمینان ۹۵ درصد نشان می‌دهد که موثرترین پارامتر در مقدار ضریب پسای بدنه بالگرد پارامتر نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد و در ضرایب برآ و گشتاور پیچشی پارامتر نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد است.

کلمات کلیدی دینامیک سیال محاسباتی، ضرایب آیرودینامیکی، طرح تاگوچی، متدولوژی رویه پاسخ، آنالیز واریانس

۱- مقدمه

سر و صدای بالگرد، ارتفاع پروازی، مصرف سوخت، مانورپذیری و به میزان زیادی موثر است، توجه زیادی را به خود جلب کرده است [۲]. هر یک از اجزاء بالگرد بر روی ضرایب آیرودینامیک بالگرد اثر خاص خود را دارند. بعضی از اجزاء نظیر مجموعه هاب روتور اصلی و بدنه بالگرد دارای نقش اساسی و برخی اجزاء نظیر مجموعه هاب روتور دمی و ارابه فرود اثر محدودی دارند. در جدول ۱ میزان اثر مجموعه‌های مختلف بالگرد بر روی ضریب آیرودینامیکی پسا نشان داده شده است [۳]. با توجه به میزان تاثیر مجموعه هاب اصلی بالگرد بر روی ضرایب آیرودینامیکی، مطالعات گسترده‌ای [۴]-[۷] بر روی شناسایی پارامترهای موثر شکل هندسی بلید بر روی ضرایب آیرودینامیکی در شرایط پروازی مختلف و بهینه‌سازی آن انجام شده است.

برای رقابت در بازارهای جهانی شرکت‌های تولیدی تلاش می‌کنند تا محصولات بهتر و ارزان‌تر را سریع‌تر تولید کنند [۱]. برای یک سیستم پیچیده نظیر یک وسیله پرنده، طراحی ذاتاً کار دلهره‌آور و پیچیده‌ای است که اغلب شامل اهداف متعدد، رشته‌های متعدد و فرآیندهای محاسباتی شدید برای شبیه‌سازی محصول می‌باشد [۱]. امروزه، کاربرد بهینه‌سازی در حوزه طراحی آیرودینامیک به طور فزاینده‌ای افزایش یافته است. بهینه‌سازی طرح آیرودینامیک بالگرد از آن جایی که بر قابلیت مداومت پروازی، سرعت کروز، پایداری و کنترل‌پذیری بالگرد،

* (Corresponding author) a.saghaei@srbiau.ac.ir

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۱/۳۰

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۷/۲۲

و آنالیز واریانس فراهم شده است. نتیجه‌گیری در بخش ۴ ارائه شده است.

۲- طراحی آزمایشات شبیه‌سازی دینامیک سیال محاسباتی به روش تاگوچی

۲-۱ تعیین ورودی‌ها و پارامترهای مسئله

به دلیل شکل هندسی پیچیده بدنه بالگرد محاسبه ضرایب آیرودینامیکی آن بر اساس حل دقیق معادلات نویر-استوکس امکان پذیر نمی‌باشد [۱۰] و [۱۱]. لذا برای دستیابی به ضرایب آیرودینامیک از آزمایشات تجربی تست تونل باد و یا آزمایشات کامپیوتری دینامیک سیال محاسباتی (CFD) استفاده می‌شود [۱۲]. در این مقاله برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد، آزمایشات کامپیوتری بر اساس شبیه‌سازی دینامیک سیال محاسباتی بکار برده شده است. شبیه‌سازی‌ها توسط نرم‌افزار فلونت ۶،۳ انجام شده است که بر مبنای روش حجم محدود کار می‌کند.

یکی از نکات مهم در بکارگیری نرم‌افزارهای شبیه‌سازی این موضوع می‌باشد که آیا نرم‌افزار بکار برده شده در مسئله مورد نظر از اعتبار کافی برخوردار می‌باشد و یا به عبارت دیگر تا چه میزان می‌توان به نتایج حاصل از شبیه‌سازی کامپیوتری اطمینان نمود. دقت و صحت نرم‌افزار فلونت در شبیه‌سازی جریان حول بالگرد و تخمین ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد پیش از این، مورد ارزیابی قرار گرفته است و نتایج نشان می‌دهد در سطح اطمینان ۹۹ درصد هیچ تفاوت معناداری در واریانس و میانگین ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد بدست آمده بر اساس دو روش تست تونل باد و CFD توسط نرم‌افزار فلونت وجود ندارد و اعتبار این نرم‌افزار در این مسئله اثبات شده است [۱۳].

برای شناسایی پارامترهای موثر بر ضرایب آیرودینامیکی در اجرای آزمایشات کامپیوتری و سازماندهی اطلاعات درباره ورودی‌ها و عدم قطعیت آن‌ها از نقشه ورودی/عدم قطعیت استفاده شده است که ابزاری کارآ برای این مقصود است [۱۴].

اطلاعاتی که در این نقشه فراهم می‌شود، عبارتند از:

- ۱) لیست ورودی‌ها و پارامترها که بالقوه با اهمیت هستند،
- ۲) رتبه‌بندی ورودی‌ها بر اساس میزان اهمیت،
- ۳) عدم قطعیت، توزیع‌ها یا دامنه مقادیر ممکن برای هر ورودی،
- ۴) وضعیت رایج هر ورودی را توصیف می‌کند که چگونه ورودی معمولاً در مدل رفتار می‌کند [۱۴].

تهیه نقشه ورودی/عدم قطعیت نیاز به خبرگی فرد متخصص

جدول ۱: مقدار تاثیر مجموعه‌های بالگرد بر ضرایب آیرودینامیکی پسا [۳]

مجموعه	درصد از کل
بدنه بالگرد	۳۰
محفظه موتور	۶
هاب روتور اصلی و شفت	۳۵
هاب روتور دمی	۴
ارابه فرود اصلی	۶
ارابه فرود دمی	۴
پایدارکننده افقی	۱
پایدارکننده عمودی	۱
تداخل روتور/بدنه	۷
سیستم آگزور	۳
سایر	۳
جمع کل	۱۰۰

بر اساس مرور ادبیات انجام شده، مطالعات محدودی [۸] و [۹] به مطالعه و شناسایی پارامترهای موثر شکل هندسی بدنه بالگرد بر ضرایب آیرودینامیک، مدل‌سازی و بهینه‌سازی شکل هندسی بدنه بالگرد پرداخته‌اند.

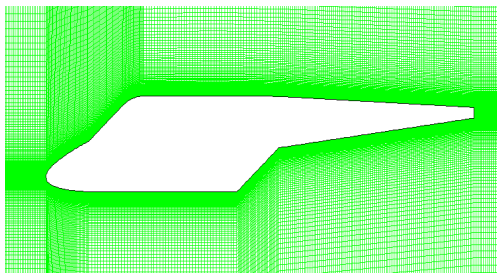
هدف اصلی این مقاله بررسی اثرات پارامترهای اصلی شکل هندسی بدنه بالگرد شامل نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L)، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد (D/L) و نسبت شعاع انحنا دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد (R/W)، بر ضرایب آیرودینامیکی پسا (C_D)، برآ (C_L) و گشتاور پیچشی (C_M) با بکارگیری طراحی آزمایشات می‌باشد. طراحی آزمایشات به روش تاگوچی و بر اساس طرح $L_{25}(5^3)$ انجام شده است. برای شناسایی پارامترهای مهم و موثر بر ضرایب آیرودینامیکی و رتبه‌بندی آن‌ها، نمودارهای رویه، نسبت سیگنال به نویز (S/N) و میانگین اثرات اصلی ترسیم شده و آنالیز واریانس اجرا شد. شناسایی پارامترهای موثر بر ضرایب آیرودینامیکی و نوع ارتباط آن‌ها با ضرایب آیرودینامیکی می‌تواند فرآیند طراحی را تسریع کرده و راهنمای مناسبی برای طراح جهت دستیابی به طرح آیرودینامیک‌تر باشد. در نهایت، مدل‌های ریاضی پیش‌بینی بر اساس متدولوژی رویه پاسخ توسعه داده شدند. در اختیار داشتن مدل‌های ریاضی در بهینه‌سازی طرح بسیار موثر خواهند بود.

ادامه این مقاله به صورت زیر سازماندهی شده است. نحوه تعیین پارامترها و دامنه آن‌ها جهت اجرای آزمایشات به روش دینامیک سیال محاسباتی و طرح آزمایش به روش تاگوچی در بخش ۲ بیان شده است. در بخش ۳، نتایج و تجزیه و تحلیل‌ها بر اساس نمودار رویه، نمودار سیگنال به نویز، نمودار میانگین اثرات اصلی

جدول ۲: نقشه ورودی/عدم قطعیت در تخمین ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد به روش CFD

ورودی	اثر	عدم قطعیت	وضعیت کنونی	مقدار یا دامنه
هندسه	۵	هیچ عدم قطعیتی ندارد	قابل کنترل	$0.1 < \frac{W}{L} < 0.18$
	۵	هیچ عدم قطعیتی ندارد	قابل کنترل	$0.1 < \frac{D}{L} < 0.19$
	۵	هیچ عدم قطعیتی ندارد	قابل کنترل	$0.1 < \frac{D}{L} < 0.14$
مشخصات جریان	۳	نامعلوم	ثابت	۰/۲
	۲	نامعلوم	ثابت	$1/0.1 \times 10^5$ پاسکال
زاویه جریان	۳	هیچ عدم قطعیتی ندارد	ثابت	صفر درجه
مشخصات سیال	۲	نامعلوم	ثابت	۱/۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب
	۲	نامعلوم	ثابت	1.0×10^{-6} پاسکال ثانیه
مدل حل جریان و آشفتگی	۴	نامعلوم	ثابت	---
پارامترهای عددی	۴	نامعلوم	همگرایی/مصالحه سرعت	۱۰۵۴۷۶۵
	۲	نامعلوم	ثابت	میدان پیرامونی فشار
	۱	نامعلوم	ثابت	---
	۲	نامعلوم	ثابت	$0 < CFL \leq 1$

سری شبیه‌سازی‌های اولیه صورت گرفت تا شناخت اولیه‌ای نسبت به اثر هر یک از پارامترهای هندسی بدنه بالگرد، بر روی ضرایب آیرودینامیک پسا، برآ و گشتاور پیچشی حاصل گردد. در انجام آزمایشات کامپیوتری به روش CFD توسط نرم‌افزار فلوئنت، شبیه‌سازی‌ها در حالت دوبعدی و پایا، با روش مجزاسازی مرتبه دوم برای جریان، جریان آشفتگی (با مدل آشفتگی K-ε RNG)، مدل گاز ایده‌آل، مدل لزجت آشفتگی، فرموله‌بندی ضمنی و مدل شار Roe-FDS، در عدد ماخ ۰/۲، مش سازمان یافته و با تعداد مش ۱۰۵۴۷۶۵ تنظیم شده است. یک طرح اولیه از بدنه بالگرد به طور پیش فرض تعیین گردید و مطابق شکل ۱ مدل‌سازی و شبکه‌بندی شد. در آزمایشات اولیه پارامترهای هندسی W/L و D/L در مقادیر {۰/۱، ۰/۲، ۰/۳، ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶، ۰/۷، ۰/۸، ۰/۹، ۱} و پارامتر R/W در مقادیر {۰/۱، ۰/۰۵، ۰/۱، ۰/۱۵، ۰/۲، ۰/۲۵، ۰/۳۵، ۰/۴} و در



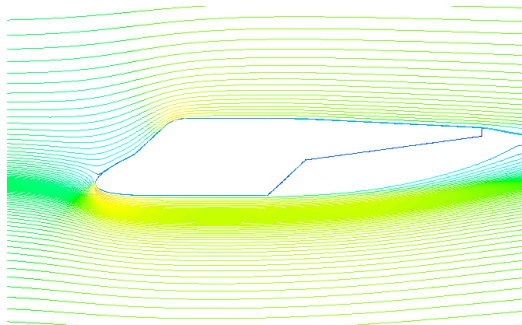
شکل ۱: تصویری از بدنه بالگرد پیش فرض و شبکه‌بندی آن

داشته تا اولویت‌ها را در میان تعداد زیاد ورودی‌ها تعیین کند [۱۴]. در جدول ۲ ورودی‌های کلیدی مدل‌سازی و اجرای آزمایشات شبیه‌سازی دینامیک سیال محاسباتی در حالت دوبعدی به منظور تخمین ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد در قالب نقشه ورودی/عدم قطعیت استخراج شده است. بر اساس جدول ۲ در شبیه‌سازی دینامیک سیال محاسباتی برای تخمین ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد، پارامترهای هندسی بدنه بالگرد به عنوان با اهمیت‌ترین پارامترها شناسایی شدند.

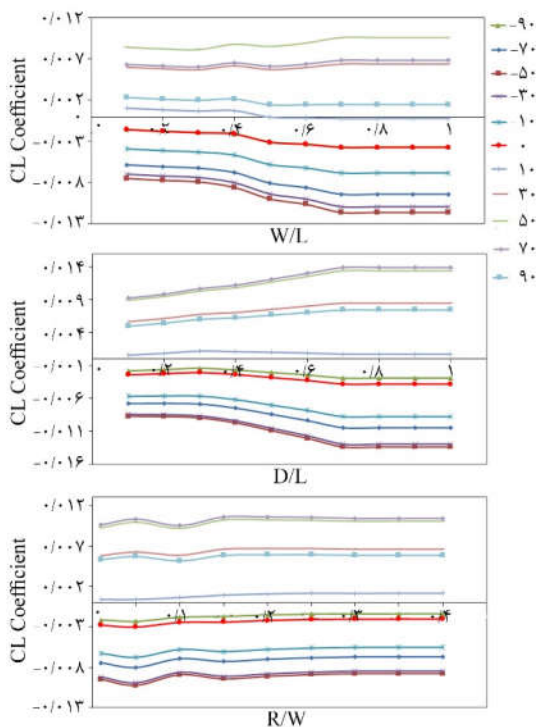
۲-۲ تعیین دامنه موثر و سطوح پارامترها

در بررسی‌های اولیه سه پارامتر هندسی، نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L)، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد (D/L) و نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد (R/W) با بکارگیری نقشه ورودی/عدم قطعیت و بر اساس نظر خبرگان به عنوان موثرترین ورودی‌ها در آزمایشات CFD شناسایی شدند. گام بعدی در طراحی آزمایشات تعیین سطوح هر پارامتر به منظور اجرای آزمایشات می‌باشد. داشتن شناخت اولیه درباره نحوه رفتار ضرایب آیرودینامیکی بر اساس پارامترهای هندسی ورودی برای تعیین سطوح مناسب پارامترها بسیار حائز اهمیت است. لذا، یک

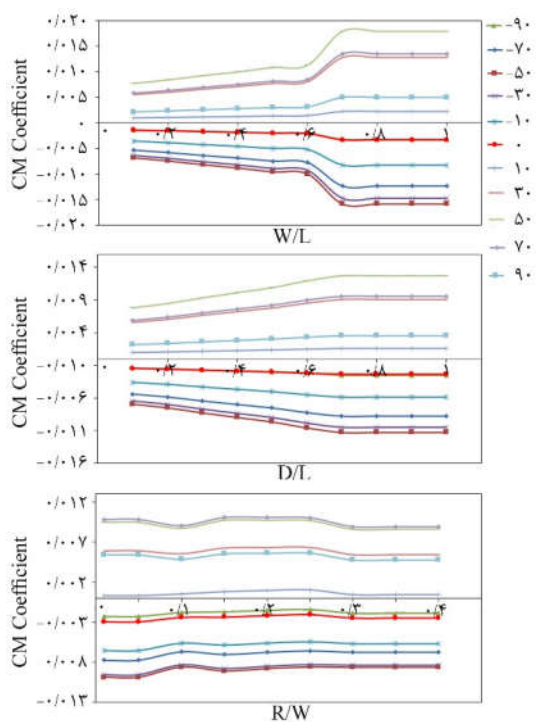
زوایای حمله مختلف از -90° الی 90° درجه تنظیم شد. شبیه‌سازی‌های کامپیوتری اجرا شده (شکل ۲) و پس از همگرایی حل، نتایج استخراج گردید. نتایج در شکل‌های ۳ الی ۵ ارائه شده است. برای تعیین سطوح پارامترها و طراحی آزمایشات، بررسی همبستگی میان ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و گشتاور پیچشی بدنه بالگرد ضروری است. بدین ترتیب می‌توان از بین روش‌های تحلیل چند متغیره و تک متغیره روش مناسب را انتخاب نمود.



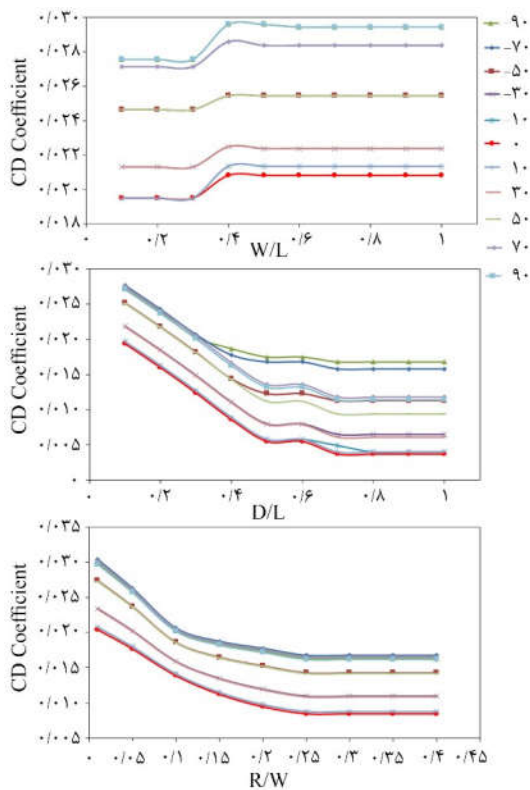
شکل ۲: نمایی از خطوط جریان بر روی بدنه بالگرد در فرآیند شبیه‌سازی



شکل ۴: روند تغییرات ضریب برآ بر حسب مقادیر مختلف پارامترهای هندسی در زوایای حمله مختلف



شکل ۵: روند تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب مقادیر مختلف پارامترهای هندسی در زوایای حمله مختلف



شکل ۳: روند تغییرات ضریب پسا بر حسب مقادیر مختلف پارامترهای هندسی در زوایای حمله مختلف

۶ الی ۸). روش تاگوچی یک راهکار کارآ برای انجام آزمایشات با حداقل تعداد می‌باشد [۱۵]. تاگوچی نسبت سیگنال به نویز (S/N) را به عنوان یک مشخصه کیفیت برای انتخاب مهم‌ترین پارامترها به کار می‌برد (رابطه ۱).

جدول ۳: ماتریس ضریب همبستگی پیرسون ضرایب آیرودینامیکی

	C_D	C_L	C_M
C_D	۱	۰/۲۱۰	۰/۲۰۳
C_L	۰/۲۱۰	۱	۰/۰۱۴
C_M	۰/۲۰۳	۰/۰۱۴	۱

جدول ۴: ماتریس همبستگی جزئی در تحلیل واریانس ضرایب

	C_D	C_L	C_M
C_D	۱	۰/۲۱۰۸۸	۰/۳۲۶۱۱
C_L	۰/۲۱۰۸۸	۱	-۰/۰۰۱۹۲
C_M	۰/۳۲۶۱۱	-۰/۰۰۱۹۲	۱

ماتریس ضریب همبستگی پیرسون و ماتریس همبستگی جزئی حاصل از تحلیل واریانس چند متغیره برای ضرایب آیرودینامیکی در جداول ۳ و ۴ ارائه شده است. با توجه به همبستگی ضعیف ضرایب آیرودینامیکی، به صورت مستقل تحلیل و مدل‌سازی می‌شوند. لذا بر اساس مقادیر همبستگی بین ضرایب آیرودینامیکی و نتایج حاصل شده از آزمایشات اولیه و شکل‌های ۳ الی ۵، برای هر یک از ضرایب آیرودینامیک پسا، برآ و گشتاور پیچشی دامنه تغییرات موثر و سطوح پارامترهای D/L ، W/L و R/W طبق جدول ۵ تعیین شد.

۲-۳ طرح آزمایشات تاگوچی

برای هر یک از ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و گشتاور پیچشی طرح آزمایش برای سه پارامتر هندسی بدنه بالگرد با پنج سطح به روش آرایه متعامد تاگوچی (3^5) L_{25} سازماندهی شد (جدول

جدول ۵: پارامترهای هندسی بدنه بالگرد و سطوح آن در تخمین ضریب پسای بدنه بالگرد

نام ضریب	نام فاکتور	نماد	سطوح فاکتور				
پسا (C_D)	نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد	W/L	۰/۱	۰/۲	۰/۳	۰/۴	۰/۵
	نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد	D/L	۰/۱	۰/۳	۰/۵	۰/۷	۰/۹
	نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد	R/W	۰/۰۱	۰/۱	۰/۲	۰/۳	۰/۴
برآ (C_L)	نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد	W/L	۰/۱	۰/۳	۰/۵	۰/۶	۰/۷
	نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد	D/L	۰/۱	۰/۳	۰/۵	۰/۷	۰/۹
	نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد	R/W	۰/۰۱	۰/۰۵	۰/۱	۰/۱۵	۰/۴
گشتاور پیچشی (C_M)	نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد	W/L	۰/۱	۰/۴	۰/۶	۰/۷	۰/۸
	نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد	D/L	۰/۱	۰/۳	۰/۵	۰/۷	۰/۹

نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد R/W ۰/۰۱ ۰/۰۵ ۰/۱ ۰/۲۵ ۰/۳

که ضریب برآ با پارامترهای مذکور رابطه خطی دارد. به منظور تشریح بیشتر نمودارهای روبه، نمودار سمت چپ بالا در شکل ۷ را در نظر بگیرید. که اثر پارامتر نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L) را در مقادیر مختلف پارامتر هندسی نسبت بزرگترین ارتفاع بالگرد به طول بالگرد (D/L) بر روی ضریب آیرودینامیکی برآ نشان می‌دهد. در این نمودار قابل مشاهده است که با افزایش مقدار نسبت W/L مقدار ضریب آیرودینامیکی برآی بدنه بالگرد کاهش می‌یابد. همچنین برای دستیابی به کمترین مقدار ضریب آیرودینامیکی هر دو پارامتر W/L و D/L بایست افزایش یابند. اثرات هر سطح پارامتر بر روی ضرایب آیرودینامیکی با بکارگیری نسبت سیگنال به نویز (S/N) تجزیه و تحلیل می‌شود. نسبت S/N برای هر آزمایش محاسبه شده و نتایج در جداول ۶ الی ۸ ارائه شده است. جدول پاسخ (جدول ۷) میانگین هر مشخصه متغیر پاسخ (یعنی نسبت S/N یا میانگین) را برای هر سطح هر پارامتر نشان می‌دهد. در این جدول آماره دلالتا برای پارامترهای هندسی محاسبه شده است. هر چه مقدار دلالتای پارامتری بزرگتر باشد، نشان‌دهنده میزان اهمیت و تاثیرگذاری بیشتر آن پارامتر بر روی متغیر پاسخ است [۱۵] و [۱۶]. در جدول ۹ بر اساس مقدار آماره دلالتا پارامترها رتبه‌بندی شده‌اند. همانطور که مشهود است مهم‌ترین پارامتر تاثیرگذار بر روی ضریب پسا پارامتر D/L و مهم‌ترین پارامتر تاثیرگذار بر روی ضرایب برآ و گشتاور پیچشی پارامتر W/L است. میانگین‌های سطوح در جدول پاسخ، برای تعیین این که کدام سطح هر پارامتر بهترین نتایج را حاصل می‌کند بکار برده می‌شود. همچنین نمودارهای نسبت S/N که برای ارزیابی اثرات پارامترهای هندسی W/L، D/L و R/W بر روی ضرایب آیرودینامیکی بکار برده می‌شود، در شکل‌های ۹ الی ۱۱ ترسیم شده‌اند. بر اساس تجزیه و تحلیل نسبت S/N در شکل‌های فوق، مقادیر بهینه پارامترهای هندسی برای ضریب آیرودینامیکی پسا $W/L = 0.1$ ، $D/L = 0.9$ و $R/W = 0.2$ تعیین شد. برای ضریب برآ $W/L = 0.1$ ، $D/L = 0.3$ و $R/W = 0.4$ و برای ضریب گشتاور پیچشی $W/L = 0.1$ ، $D/L = 0.1$ و $R/W = 0.1$ به عنوان مقادیر بهینه پارامترها مشخص شدند.

۳-۲ شناسایی اثرات پارامترهای هندسی بر ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد و مدل‌سازی ریاضی آن‌ها

در بهینه‌سازی پارامترها می‌بایست تعیین نمود که بهترین مقدار پارامتر، مقدار حداقل، حداکثر و یا یک مقدار اسمی مشخص می‌باشد و بر اساس آن نسبت S/N را محاسبه نمود [۱۶] و [۱۷]. در تخمین ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد، طرحی بهینه‌تر می‌باشد که قدرمطلق ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و گشتاور پیچشی آن کوچکتر بوده و به صفر میل کند.

$$S/N = -10 \cdot \log \frac{1}{n} (y_1^2 + y_2^2 + \dots + y_n^2) \quad (1)$$

در رابطه ۱، y_1, y_2, \dots, y_n مقادیر ضریب آیرودینامیکی بدنه بالگرد به دست آمده در تکرار n ام در یک تنظیم خاص آزمایش است [۱۵]. در این جا به دلیل انجام آزمایشات به روش کامپیوتری که منجر می‌شود که خطای تصادفی در اندازه‌گیری حذف شود، در هر تنظیم، آزمایش فقط یک مرتبه انجام شده است. در این مرحله آزمایشات در ماخ ۰/۲ و در زاویه حمله صفر درجه انجام شده است.

۳- تجزیه و تحلیل آزمایشات

۳-۱ تحلیل نمودار روبه و نمودار سیگنال به نویز

اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد یکی از مهم‌ترین نیازمندی‌ها در طراحی بالگرد است، به طوری که آن به عنوان با اهمیت‌ترین معیار کیفیت طراحی بدنه بالگرد در نظر گرفته شده است. در طراحی شکل بدنه بالگرد، ضرایب آیرودینامیکی بدنه به طور عمده به وسیله پارامترهای هندسی نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L)، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد (D/L) و نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد (R/W) کنترل می‌شود. نمودارهای ۶، ۷ و ۸ نمودارهای روبه پاسخ سه بعدی را که از روش روبه پاسخ و با بکارگیری نرم افزار Minitab 17.1 به ترتیب برای ضرایب آیرودینامیکی پسا، برا و گشتاور پیچشی بدست آمده است، نشان می‌دهند. در هر یک از نمودارهای روبه روند تغییرات مقدار ضریب آیرودینامیکی بر حسب تغییرات دو پارامتر هندسی بدنه بالگرد نشان داده شده است. بر اساس نمودارهای ۶ الی ۸ ضرایب آیرودینامیکی پسا و گشتاور پیچشی با پارامترهای هندسی W/L، D/L و R/W رابطه غیرخطی دارند، در صورتی

با توجه به همبستگی ضعیف میان ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد، متدولوژی رویه پاسخ (RSM) و آنالیز واریانس (ANOVA) برای تجزیه و تحلیل اثرات پارامترهای هندسی

جدول ۶: طرح آزمایش، نتایج اندازه گیری شده و نسبت های S/N محاسبه شده برای ضریب پسا

شماره آزمایش	مقادیر پارامترها			نتایج آزمایش و نسبت های S/N	
	W/L	D/L	R/W	Cb	S/N
۱	۰/۱	۰/۱	۰/۰۱	۰/۰۱۸۳۲۴۶	۳۴/۷۳۹۳
۲	۰/۱	۰/۳	۰/۱	۰/۰۱۵۱۴۳۶	۳۶/۳۹۵۴
۳	۰/۱	۰/۵	۰/۲	۰/۰۰۹۹۶۵۹	۴۰/۰۲۹۶
۴	۰/۱	۰/۷	۰/۳	۰/۰۰۹۱۸۵۹	۴۰/۷۳۷۵
۵	۰/۱	۰/۹	۰/۴	۰/۰۰۹۱۸۵۹	۴۰/۷۳۷۶
۶	۰/۲	۰/۱	۰/۲	۰/۰۱۶۴۴۳۲	۳۵/۶۸۰۳
۷	۰/۲	۰/۳	۰/۳	۰/۰۱۲۸۷۹۲	۳۷/۸۰۲۲
۸	۰/۲	۰/۵	۰/۴	۰/۰۰۹۸۹۷۵	۴۰/۰۸۹۵
۹	۰/۲	۰/۷	۰/۰۱	۰/۰۱۲۱۸۹۹	۳۸/۲۸۰۰
۱۰	۰/۲	۰/۹	۰/۱	۰/۰۱۳۱۵۴۹	۳۷/۶۱۸۲
۱۱	۰/۳	۰/۱	۰/۴	۰/۰۱۴۱۵۴۷	۳۶/۹۸۲۰
۱۲	۰/۳	۰/۳	۰/۰۱	۰/۰۱۴۷۹۸۳	۳۶/۵۹۵۸
۱۳	۰/۳	۰/۵	۰/۱	۰/۰۱۰۸۰۹۴	۳۹/۳۳۳۹
۱۴	۰/۳	۰/۷	۰/۲	۰/۰۱۱۰۴۳۸	۳۹/۱۳۷۶
۱۵	۰/۳	۰/۹	۰/۳	۰/۰۱۰۸۹۴۶	۳۹/۲۵۵۸
۱۶	۰/۴	۰/۱	۰/۱	۰/۰۱۴۹۸۹۸	۳۶/۴۸۴۱
۱۷	۰/۴	۰/۳	۰/۲	۰/۰۱۲۰۴۹۶	۳۸/۳۸۰۵
۱۸	۰/۴	۰/۵	۰/۳	۰/۰۱۲۱۵۷۶	۳۸/۳۰۳۰
۱۹	۰/۴	۰/۷	۰/۴	۰/۰۱۱۹۳۴۷	۳۸/۴۶۳۸
۲۰	۰/۴	۰/۹	۰/۰۱	۰/۰۱۳۸۰۴۴	۳۷/۱۹۹۷
۲۱	۰/۵	۰/۱	۰/۳	۰/۰۱۳۳۲۷۹	۳۷/۵۳۶۶
۲۲	۰/۵	۰/۳	۰/۴	۰/۰۱۴۰۹۱۴	۳۷/۰۲۰۹
۲۳	۰/۵	۰/۵	۰/۰۱	۰/۰۱۵۲۸۶۴	۳۶/۳۱۳۹
۲۴	۰/۵	۰/۷	۰/۱	۰/۰۱۲۰۷۰۹	۳۸/۳۶۵۲
۲۵	۰/۵	۰/۹	۰/۲	۰/۰۰۹۳۷۲۸	۴۰/۵۶۲۶

جدول ۷: طرح آزمایش، نتایج اندازه گیری شده و نسبت های S/N محاسبه شده برای ضریب برآ

شماره آزمایش	مقادیر پارامترها			نتایج آزمایش و نسبت های S/N	
	W/L	D/L	R/W	Cl	S/N
۱	۰/۱	۰/۱	۰/۰۱	۰/۰۰۱۸۴۴۰	۵۴/۶۸۵۰
۲	۰/۱	۰/۳	۰/۰۵	۰/۰۰۲۱۵۴۳	۵۲/۳۳۳۷
۳	۰/۱	۰/۵	۰/۱	۰/۰۰۲۲۷۰۳	۵۲/۸۷۸۴
۴	۰/۱	۰/۷	۰/۱۵	۰/۰۰۲۳۰۵۴	۵۲/۷۴۵۰
۵	۰/۱	۰/۹	۰/۴	۰/۰۰۲۱۹۸۸	۵۳/۱۵۶۴
۶	۰/۳	۰/۱	۰/۱	۰/۰۰۲۱۸۹۳	۵۳/۱۹۳۷
۷	۰/۳	۰/۳	۰/۱۵	۰/۰۰۲۱۰۵۰	۵۳/۵۳۵۱
۸	۰/۳	۰/۵	۰/۴	۰/۰۰۲۱۷۰۹	۵۳/۴۶۷۱
۹	۰/۳	۰/۷	۰/۰۱	۰/۰۰۲۶۳۱۳	۵۱/۵۹۶۶
۱۰	۰/۳	۰/۹	۰/۰۵	۰/۰۰۲۵۹۸۸	۵۱/۷۰۴۶
۱۱	۰/۵	۰/۱	۰/۴	۰/۰۰۲۴۷۰۵	۵۲/۱۴۴۵

۱۲	۰/۵	۰/۳	۰/۰۱	۰/۰۰۲۴۰۱۷	۵۲/۳۸۹۸
۱۳	۰/۵	۰/۵	۰/۰۵	۰/۰۰۲۶۹۱۵	۵۱/۴۰۰۲
۱۴	۰/۵	۰/۷	۰/۱	۰/۰۰۲۶۱۸۹	۵۱/۶۳۷۵
۱۵	۰/۵	۰/۹	۰/۱۵	۰/۰۰۲۷۴۵۶	۵۱/۲۲۷۲
۱۶	۰/۶	۰/۱	۰/۰۵	۰/۰۰۲۶۱۹۶	۵۱/۶۳۵۴
۱۷	۰/۶	۰/۳	۰/۱	۰/۰۰۲۴۰۸۱	۵۲/۳۶۶۵
۱۸	۰/۶	۰/۵	۰/۱۵	۰/۰۰۲۳۹۱۶	۵۲/۴۲۶۳
۱۹	۰/۶	۰/۷	۰/۴	۰/۰۰۲۸۱۵۷	۵۱/۰۰۸۱
۲۰	۰/۶	۰/۹	۰/۰۱	۰/۰۰۳۰۷۹۵	۵۰/۳۳۰۵
۲۱	۰/۷	۰/۱	۰/۱۵	۰/۰۰۲۶۰۷۱	۵۱/۶۷۶۷
۲۲	۰/۷	۰/۳	۰/۴	۰/۰۰۲۱۹۴۴	۵۳/۱۷۳۹
۲۳	۰/۷	۰/۵	۰/۰۱	۰/۰۰۲۷۸۴۷	۵۱/۱۰۴۳
۲۴	۰/۷	۰/۷	۰/۰۵	۰/۰۰۳۱۹۲۸	۴۹/۹۱۶۵
۲۵	۰/۷	۰/۹	۰/۱	۰/۰۰۲۸۴۰۰	۵۰/۹۳۳۵

جدول ۸: طرح آزمایش، نتایج اندازه گیری شده و نسبت های S/N محاسبه شده برای ضریب گشتاور پیچشی

شماره آزمایش	مقادیر پارامترها			نتایج آزمایش و نسبت های S/N	
	W/L	D/L	R/W	C _M	S/N
۱	۰/۱	۰/۱	۰/۰۱	۰/۰۰۱۷۴۰۵	۵۵/۱۸۶۳
۲	۰/۱	۰/۳	۰/۰۵	۰/۰۰۱۸۱۲۶	۵۴/۸۳۴۰
۳	۰/۱	۰/۵	۰/۱	۰/۰۰۲۰۹۱۶	۵۳/۵۹۰۵
۴	۰/۱	۰/۷	۰/۳۵	۰/۰۰۲۱۴۰۵	۵۳/۳۸۹۷
۵	۰/۱	۰/۹	۰/۳	۰/۰۰۲۰۹۸۹	۵۳/۵۶۰۳
۶	۰/۴	۰/۱	۰/۱	۰/۰۰۱۸۲۵۴	۵۴/۷۷۲۷
۷	۰/۴	۰/۳	۰/۳۵	۰/۰۰۲۱۴۶۹	۵۳/۳۶۳۸
۸	۰/۴	۰/۵	۰/۳	۰/۰۰۲۲۴۵۹	۵۲/۹۷۲۱
۹	۰/۴	۰/۷	۰/۰۱	۰/۰۰۲۳۹۸۸	۵۲/۴۰۰۰
۱۰	۰/۴	۰/۹	۰/۰۵	۰/۰۰۱۹۹۸۷	۵۳/۹۸۴۹
۱۱	۰/۶	۰/۱	۰/۳	۰/۰۰۲۰۰۰۲	۵۳/۹۷۸۶
۱۲	۰/۶	۰/۳	۰/۰۱	۰/۰۰۲۱۱۷۵	۵۳/۴۸۳۷
۱۳	۰/۶	۰/۵	۰/۰۵	۰/۰۰۲۳۸۷۹	۵۲/۴۳۹۵
۱۴	۰/۶	۰/۷	۰/۱	۰/۰۰۲۱۰۴۶	۵۳/۵۳۶۷
۱۵	۰/۶	۰/۹	۰/۳۵	۰/۰۰۲۱۰۴۶	۵۳/۹۱۶۳
۱۶	۰/۷	۰/۱	۰/۰۵	۰/۰۰۲۳۷۴۶	۵۲/۴۸۸۲
۱۷	۰/۷	۰/۳	۰/۱	۰/۰۰۲۳۳۵۵	۵۲/۶۳۲۵
۱۸	۰/۷	۰/۵	۰/۳۵	۰/۰۰۲۲۴۱۵	۵۲/۹۸۹۱
۱۹	۰/۷	۰/۷	۰/۳	۰/۰۰۲۴۹۰۱	۵۲/۰۷۵۸
۲۰	۰/۷	۰/۹	۰/۰۱	۰/۰۰۲۶۴۶۰	۵۱/۵۴۸۳
۲۱	۰/۸	۰/۱	۰/۳۵	۰/۰۰۲۲۹۴۶	۵۲/۷۸۶۰
۲۲	۰/۸	۰/۳	۰/۳	۰/۰۰۲۰۹۸۴	۵۳/۵۶۲۱
۲۳	۰/۸	۰/۵	۰/۰۱	۰/۰۰۲۴۴۵۷	۵۲/۳۳۱۹
۲۴	۰/۸	۰/۷	۰/۰۵	۰/۰۰۲۷۴۰۱	۵۱/۲۴۴۸
۲۵	۰/۸	۰/۹	۰/۱	۰/۰۰۲۴۷۶۷	۵۲/۱۲۲۶

(R/W) و اثرات متقابل آن ها بر ضرایب آیرودینامیک پسا، برآ و گشتاور پیچشی بدنه بالگرد بکار برده شده است. در نتیجه اجرای متدولوژی رویه پاسخ در سطح اطمینان ۹۵ درصد و برازش یک مدل مرتبه دوم بر نتایج آزمایشات CFD، برای هر

نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L)، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد (D/L) و نسبت شعاع انحناء دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد

از روش رویه پاسخ انجام شده و نتایج در جدول ۱۰ ارائه شده است. مقدار آماره F و درصد مشارکت هر پارامتر برای شناسایی معنادار بدون اثر آن پارامتر بر ضرایب آیرودینامیکی و میزان اثر آن محاسبه شده است.

شکل ۸: نمودارهای رویه پاسخ سه بعدی برای ضرایب آیرودینامیک گشتاور پیچشی بدنه بالگرد

$$C_D = 0.002035 - 0.000374 \times \frac{W}{L} - 0.001739 \times \frac{D}{L} - 0.002332 \times \frac{R}{W} + 0.000914 \times \left(\frac{D}{L}\right)^2 \quad (2)$$

$$+ 0.00405 \times \left(\frac{R}{W}\right)^2$$

$$+ 0.000947 \times \left(\frac{W}{L}\right) \times \left(\frac{D}{L}\right)$$

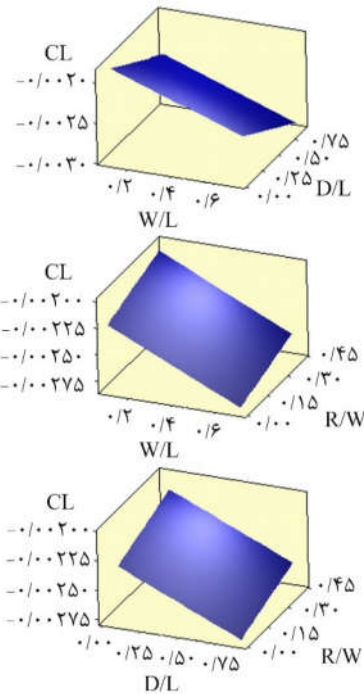
$$C_L = -0.001185 - 0.000989 \times \frac{W}{L} - 0.000577 \times \frac{D}{L} + 0.000561 \times \frac{R}{W} \quad (3)$$

$$C_M = -0.001586 - 0.000319 \times \frac{W}{L} - 0.001001 \times \frac{D}{L} - 0.001052 \times \frac{R}{W} - 0.000772 \times \left(\frac{W}{L}\right)^2 + 0.000774 \times \left(\frac{D}{L}\right)^2 + 0.000260 \times \left(\frac{W}{L}\right) \times \left(\frac{R}{W}\right) \quad (4)$$

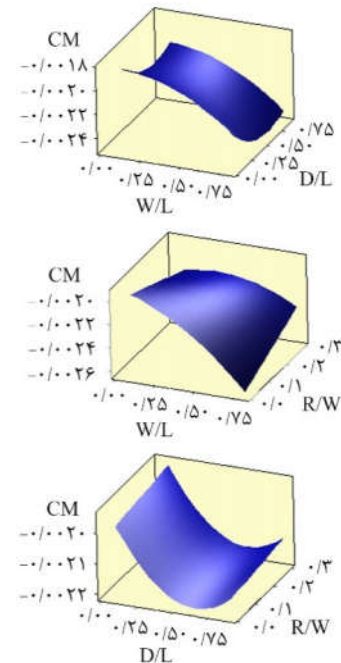
بر اساس نتایج حاصل شده، موثرترین متغیر بر ضرایب آیرودینامیک پسا متغیر D/L با درصد مشارکت ۴۲/۹۰٪ است، سایر متغیرهای موثر بعدی به ترتیب R/W، D/L×D/L و R/W×R/W با درصد مشارکت ۲۰/۸۴٪، ۶/۸۶٪ و ۶/۹۹٪ می‌باشند. اما در سطح اطمینان ۹۵ درصد متغیرهای W/L و W/L×D/L اثر معناداری بر روی ضرایب پسا ندارند به دلیل این که مقدار P-Value آن‌ها بزرگتر از ۰/۰۵ شده است. هر سه متغیر W/L، D/L و R/W در سطح اطمینان ۹۵ درصد بر ضرایب پسا اثر معناداری داشته و موثرترین آن‌ها متغیر W/L با درصد مشارکت ۴۵/۵۲٪ است. بر روی ضرایب آیرودینامیکی گشتاور پیچشی مانند ضرایب پسا، متغیر W/L با درصد مشارکت ۴۰/۸۰٪ است. متغیر موثر بعدی W/L×R/W با درصد مشارکت ۷/۲۳٪ می‌باشد. اما در سطح اطمینان ۹۵ درصد اثر متغیرهای D/L، R/W، D/L×W/L و D/L×D/L با توجه به مقدار P-Value آن‌ها معنادار نیست.

۴- نتیجه‌گیری

یک از ضرایب آیرودینامیکی مدل‌های ریاضی طبق روابط ۲ الی ۴ حاصل شد. برای مدل‌های ۲ الی ۴ مقدار ضریب تعیین به ترتیب برابر ۸۰/۲۳٪، ۷۸/۱۶٪ و ۷۲/۱۰٪ بدست آمد که نشان دهنده دقت نسبتاً مناسب مدل‌های برازش داده شده است. محاسبات آنالیز واریانس بر اساس مدل‌های ریاضی حاصل شده



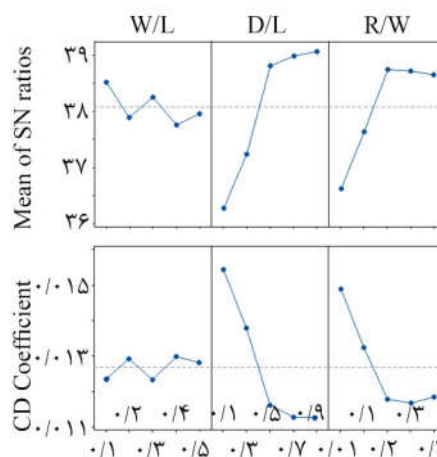
شکل ۷: نمودارهای رویه پاسخ سه بعدی برای ضرایب آیرودینامیک برای بدنه بالگرد



شکل هندسی بدنه بالگرد از مشخصه‌های مهم کیفیتی بالگرد می‌باشد که بر مشخصات عملکردی آن تاثیر بسزایی دارد. طراحی شکل هندسی بدنه بالگرد فرآیندی پیچیده، زمان بر و همراه با سعی و خطای بسیار از سوی طراح برای دستیابی به طرح آیرودینامیک تر می‌باشد. شاخص میزان آیرودینامیک بودن یک طرح بدنه بالگرد، ضرایب آیرودینامیک آن می‌باشند. جدول ۹: جدول پاسخ برای نسبت های S/N و میانگین ها

نام ضریب	سطوح فاکتورها	نسبت های S/N			میانگین‌ها		
		W/L	D/L	R/W	W/L	D/L	R/W
ضریب پسا (C _D)	۱	۳۸/۵۳	۳۶/۲۸	۳۶/۶۳	۰/۰۱۲۳۶	۰/۰۱۵۴۴	۰/۰۱۴۸۸
	۲	۳۷/۸۹	۳۷/۲۴	۳۷/۶۴	۰/۰۱۲۹۱	۰/۰۱۳۷۹	۰/۰۱۳۲۳
	۳	۳۸/۲۶	۳۸/۸۱	۳۸/۷۶	۰/۰۱۲۳۴	۰/۰۱۱۶۲	۰/۰۱۱۷۸
	۴	۳۷/۷۷	۳۹/۰۰	۳۸/۷۳	۰/۰۱۲۹۹	۰/۰۱۱۲۹	۰/۰۱۱۶۸
	۵	۳۷/۹۶	۳۹/۰۷	۳۸/۶۶	۰/۰۱۲۸۲	۰/۰۱۱۲۸	۰/۰۱۱۸۵
مقدار آماره دلتا		۰/۷۶	۲/۷۹	۲/۱۳	۰/۰۰۰۶۵	۰/۰۰۴۱۶	۰/۰۰۳۲۰
رتبه		۳	۱	۲	۳	۱	۲
ضریب برآ (C _L)	۱	۵۳/۳۶	۵۲/۶۷	۵۲/۰۰	۰/۰۰۲۱۵۵	۰/۰۰۲۳۴۶	۰/۰۰۲۵۴۸
	۲	۵۲/۶۶	۵۲/۹۶	۵۱/۶۰	۰/۰۰۲۳۳۹	۰/۰۰۲۲۵۳	۰/۰۰۲۶۵۱
	۳	۵۱/۷۶	۵۲/۲۲	۵۲/۲۰	۰/۰۰۲۵۸۶	۰/۰۰۲۴۶۲	۰/۰۰۲۴۶۵
	۴	۵۱/۵۳	۵۱/۳۸	۵۲/۳۲	۰/۰۰۲۶۶۳	۰/۰۰۲۷۱۳	۰/۰۰۲۴۴۱
	۵	۵۱/۳۶	۵۱/۴۵	۵۲/۵۵	۰/۰۰۲۷۲۴	۰/۰۰۲۶۹۳	۰/۰۰۲۳۷۰
مقدار آماره دلتا		۲/۰۰	۱/۵۸	۰/۹۵	۰/۰۰۰۵۶۹	۰/۰۰۰۴۶۰	۰/۰۰۰۲۸۱
رتبه		۱	۲	۳	۱	۲	۳
ضریب گشتاور پیچشی (C _M)	۱	۵۴/۱۱	۵۳/۸۴	۵۲/۹۷	۰/۰۰۱۹۷۷	۰/۰۰۲۰۴۷	۰/۰۰۲۲۷۰
	۲	۵۳/۵۰	۵۳/۵۸	۵۳/۰۰	۰/۰۰۲۱۲۳	۰/۰۰۲۱۰۲	۰/۰۰۲۲۶۳
	۳	۵۳/۴۷	۵۲/۸۴	۵۳/۳۳	۰/۰۰۲۱۲۵	۰/۰۰۲۲۸۳	۰/۰۰۲۱۶۷
	۴	۵۲/۳۵	۵۲/۵۳	۵۳/۲۶	۰/۰۰۲۴۱۸	۰/۰۰۲۳۷۵	۰/۰۰۲۱۶۸
	۵	۵۲/۳۹	۵۳/۰۳	۵۳/۲۳	۰/۰۰۲۴۱۱	۰/۰۰۲۲۴۷	۰/۰۰۲۱۸۷
مقدار آماره دلتا		۱/۷۷	۱/۳۱	۰/۳۶	۰/۰۰۰۴۴۱	۰/۰۰۰۳۲۸	۰/۰۰۰۱۰۳
رتبه		۱	۲	۳	۱	۲	۳

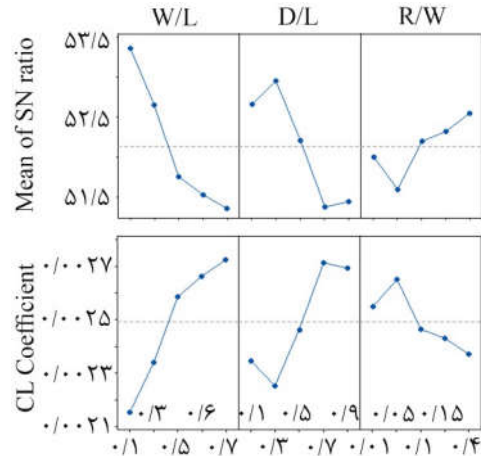
به طرح بهینه‌تر می‌شود. در این مقاله هدف کاهش زمان و هزینه طراحی بهینه بدنه بالگرد از طریق شناسایی ارتباط و میزان تاثیر پارامترهای هندسی بدنه بالگرد بر روی ضرایب آیرودینامیکی می‌باشد. در بررسی‌های اولیه با بکارگیری نقشه ورودی/عدم قطعیت سه پارامتر هندسی نسبت بزرگترین عرض بدنه بالگرد به طول بالگرد (W/L)، نسبت بزرگترین ارتفاع بدنه بالگرد به طول بالگرد (D/L) و نسبت شعاع انحنا دماغه به بزرگترین عرض بدنه بالگرد (R/W)، بر ضرایب آیرودینامیکی پسا (C_D)، برآ (C_L) و گشتاور پیچشی (C_M) بدنه بالگرد به



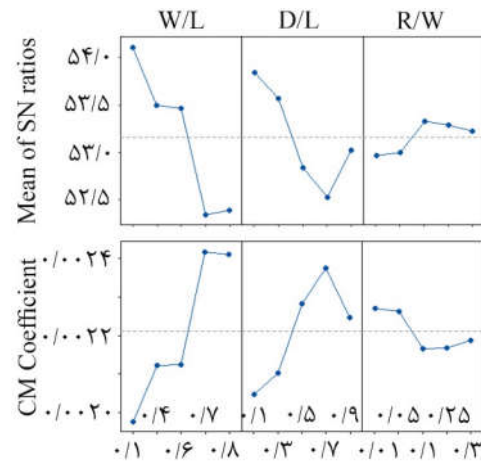
شکل ۹: نمودارهای اثرات اصلی، نمودار بالایی میانگین نسبت S/N، نمودار پایینی اثرات فاکتورهای قابل کنترل بر روی ضریب پسا

شناسایی پارامترهای مهم و موثر شکل هندسی بدنه بالگرد بر ضرایب آیرودینامیکی منجر به کاهش تلاش طراح برای دستیابی

شد. برای هر پارامتر ۵ سطح تعیین گردید و طرح آزمایشات بر اساس آرایه متعامد تاگوچی $L_{25}(3^5)$ سازماندهی و اجرا شد. با بکارگیری متدولوژی رویه پاسخ نمودارهای رویه سه بعدی ترسیم شد که از طریق این نمودارها ارتباط بین پارامترهای هندسی بدنه بالگرد با ضرایب آیرودینامیکی مشخص گردید. بر اساس نمودارهای رویه بین پارامترهای هندسی و ضرایب پسا و برآ رابطه غیرخطی برقرار است، در صورتی که این پارامترها با ضریب برآ رابطه خطی دارند. همچنین بر اساس این نمودارها روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بر حسب پارامترهای هندسی مشخص شد. با ترسیم نمودارهای نسبت S/N و میانگین اثرات اصلی و آماره دلتا موثرترین پارامترها بر هر ضریب آیرودینامیکی و میزان بهینه پارامتر مشخص گردید. بر ضریب آیرودینامیکی پسا پارامتر D/L بیشترین تاثیر را داشته و پارامتر R/W رتبه دوم اهمیت و پارامتر W/L رتبه سوم را به خود نسبت داده است. در خصوص ضرایب برآ و گشتاور پیچشی مهمترین عامل، پارامتر W/L است و پارامترهای D/L و R/W به ترتیب در رتبه های بعدی قرار دارند. با اجرای متدولوژی رویه پاسخ (RSM) بر نتایج حاصل از آزمایشات و برازش مدل مرتبه دوم، مدل های ریاضی برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد بر اساس پارامترهای هندسی بدنه توسعه داده شد. مقدار ضریب تعیین برای ضرایب پسا، برآ و گشتاور پیچشی به ترتیب ۸۰٪/۲۳، ۷۸٪/۱۶ و ۷۲٪/۱۰ بدست آمد. همچنین با اجرای آنالیز واریانس (ANOVA) در سطح اطمینان ۹۵ درصد معنادار بودن اثر پارامترهای هندسی بر ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد تجزیه و تحلیل شد. نتایج حاصل از آنالیز واریانس مطابق با نتایج آزمایشات تاگوچی بوده و مهمترین پارامتر هندسی در مقدار ضریب پسا را پارامتر D/L با میزان تاثیرگذاری ۴۲٪/۹۰ شناسایی کرد. برای ضرایب برآ و گشتاور پیچشی نیز مهمترین عامل، پارامتر W/L تعیین شد که به ترتیب دارای میزان تاثیر ۴۵٪/۵۲ و ۴۰٪/۸۰ است. در تحقیقات آتی، در نظر گرفتن زوایه حمله و سرعت جریان به عنوان متغیرهای نوین در طراحی آزمایشات و بکارگیری رویکرد طراحی مقاوم پارامتر پیشنهاد می شود. همچنین، می توان یک مدل برنامه ریزی چندهدفه برای بهینه سازی آیرودینامیکی بدنه بالگرد بر اساس مدل های ریاضی حاصل شده از متدولوژی رویه پاسخ توسعه داد.



شکل ۱۰: نمودارهای اثرات اصلی، نمودار بالایی میانگین نسبت S/N، نمودار پایینی اثرات فاکتورهای قابل کنترل بر روی ضریب برآ



شکل ۱۱: نمودارهای اثرات اصلی، نمودار بالایی میانگین نسبت S/N، نمودار پایینی اثرات فاکتورهای قابل کنترل بر ضریب گشتاور پیچشی

عنوان پارامترهای موثر بر ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد شناسایی شدند. در گام بعدی با اجرای تعدادی آزمایشات کامپیوتری به روش شبیه سازی دینامیک سیال محاسباتی و محاسبه ماتریس همبستگی پیرسون و ماتریس همبستگی جزئی حاصل از تحلیل چند متغیره ضرایب آیرودینامیکی بدنه بالگرد، با توجه به ضعیف بودن میزان همبستگی ضرایب آیرودینامیکی برای هر ضریب آیرودینامیکی آزمایشات مجزا و مستقل طراحی

جدول ۱۰: نتایج آنالیز واریانس برای متغیرهای پاسخ (ضرایب آیرودینامیک)

منبع تغییر	درجه آزادی (DF)	مجموع مربعات خطا (SSE)	میانگین مربعات خطا (MSE)	آماره F	P-value	درصد مشارکت
ضریب پسا (C _D)						
W/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۳۳	۰/۵۷۴	۰/۱/۳۶
D/L	۱	۰/۰۰۰۰۵۹	۰/۰۰۰۰۵۹	۳۹/۰۶	۰/۰۰۰	۴۲/۹۰
R/W	۱	۰/۰۰۰۰۲۸	۰/۰۰۰۰۲۸	۱۲/۶۷	۰/۰۰۲	۲۰/۸۴

D/L*D/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۹	۰/۰۰۰۰۰۹	۶/۳۴	۰/۰۲۲	۶/۱۸۶
R/W*R/W	۱	۰/۰۰۰۰۱۰	۰/۰۰۰۰۱۰	۶/۸۰	۰/۰۱۸	۶/۱۹۹
W/L*D/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۳	۰/۰۰۰۰۰۳	۲/۰۹	۰/۱۶۶	۲/۱۲۹
سایر پارامترهای هندسی + خطا	۱۸	۰/۰۰۰۰۲۷	۰/۰۰۰۰۱۵			۱۹/۱۷۷
کل	۲۴	۰/۰۰۰۱۳۶				۱۰۰/۱۰۰
ضریب برآ (C_L)						
W/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۴۳/۷۷	۰/۰۰۰	۴۵/۱۵۲
D/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۲۵/۶۶	۰/۰۰۰	۲۶/۶۸
R/W	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۵/۷۳	۰/۰۲۶	۵/۱۹۶
سایر پارامترهای هندسی + خطا	۲۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۰/۰۰۰۰۰۰			۲۱/۱۸۴
کل	۲۴	۰/۰۰۰۰۰۲				۱۰۰/۱۰۰
ضریب گشتاور پیچشی (C_M)						
W/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۰/۰۰۰۰۰۱	۲۳/۹۶	۰/۰۰۰	۴۰/۱۵۰
D/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۳/۶۱	۰/۰۷۴	۱۴/۱۹۱
R/W	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۱۷	۰/۶۸۶	۱/۱۸۹
W/L*W/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۱/۵۵	۰/۲۲۹	۲/۱۴۱
D/L*D/L	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۲/۸۵	۰/۱۰۹	۴/۱۸۶
W/L*R/W	۱	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۴/۶۶	۰/۰۴۵	۷/۱۲۳
سایر پارامترهای هندسی + خطا	۱۸	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰			۲۷/۱۹۰
کل	۲۴	۰/۰۰۰۰۰۲				۱۰۰/۱۰۰

مراجع

- including airfoil shape for forward flight. *Aerospace Science and Technology*, 42 (1), 106-117.
- [7] Leusink, D., Alfano, D. Cinnella, P., & Robinet, J-C. (2013). *Aerodynamic rotor blade optimization at Eurocopter - a new way of industrial rotor blade design*. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2013-0779.
- [8] Prouty R.W. (2001). *Helicopter Performance, Stability, and Control*. Second Edition, Krieger Publishing Company.
- [9] Reiß, R., Grawunder, M., & Breitsamter, C.H. (2015). *AERODYNAMIC ANALYSIS OF A HELICOPTER FUSELAGE WITH ROTATING ROTOR HEAD*. *Progress in Flight Physics*, 7 (1), 99-110 .
- [10] White, F.M. (2011). *Fluid Mechanics*. Seventh Edition, McGraw-Hill.
- [11] Blazek, J. (2015). *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. Third Edition, Butterworth-Heinemann.
- [12] Antoniadis, A.F., Drikakis, D., Zhong, B., Barakos, G., Steijl, R., Biava, M., Vigevano, L., Brocklehurst, A., Boelens, O., Dietz, M., Embacher, M., & Khier, W. (2012). *Assessment of CFD*
- [1] Wang, G.G., & Shan, S. (2006). *Review of Metamodeling Techniques in Support of Engineering Design Optimization*. *Journal of Mechanical Design*, 129 (4), 370-380.
- [2] Ahmed, M.Y.M., & Qin, N. (2009). *Surrogate-Based Aerodynamic Design Optimization: Use of Surrogates in Aerodynamic Design Optimization*. 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, ASAT-13-AE-14.
- [3] Gordon Leishman, J. (2006). *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Second Edition, Cambridge University Press.
- [4] Walsh, J.L., Bingham, G.J., & Riley, M.F. (1985). *Optimization Methods Applied to the Aerodynamic Design of Helicopter Rotor Blades*. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Langley Research Center, NASA Technical Memorandum 89155, Virginia.
- [5] Vu, N.A., Lee, J.W., & Shu, J.I. (2013). *Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance*. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26 (1), 1-8.
- [6] Vu, N.A., & Lee, J.W. (2015). *Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades*

- [15] Sarikaya, M., & Güllü, A. (2014). *Taguchi design and response surface methodology based analysis of machining parameters in CNC turning under MQL*. *Journal of Cleaner Production*, 65 (1), 604-616.
- [16] Hernández, S., & Díaz, J. (2012). *An application of Taguchi's method to robust design of aircraft structures*. *WIT Transactions on The Built Environment*, 124 (1), 3-12.
- [17] Siva Prasad, K., Srinivasa Rao, C.H., & Nageswara Rao, D. (2012), *Application of Design of Experiments to Plasma Arc Welding Process: A Review*. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. & Eng.*, 34 (1), 75-81.
- methods against experimental flow measurements for helicopter flows*. *Aerospace Science and Technology*, 19 (1), 86-100.
- [۱۳] شیخی، ح، و سقایی، ع. (۱۳۹۵). ارزیابی عملکرد و اعتبارسنجی نرم‌افزار فلوننت در تخمین ضرایب آیرودینامیک بدنه بالگرد بر اساس روش آزمون فرض، دومین کنفرانس بین المللی دستاوردهای نوین پژوهشی در صنایع، مکانیک و هوافضا.
- [14] Bayarri, M.J., Berger, J.O., Paulo, R., Sacks, J. Cafeo, J.A., Cavendish, J., Lin, C-H., & Tu, J. (2007). *A Framework for Validation of Computer Models*. *Technometrics*, 49 (2), 138-154.