

(Notes Overview)

Application of Response Surface Method to Estimate Aerodynamic Coefficients and Stability Derivatives For Sounding Rocket

S. Ya'ghob-nezhad¹ and S.H. Hashemi Mehne^{2*}

1, 2. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

*Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

hmehne@ari.ac.ir

One of the main sections of sounding rockets control loop that their trajectory to the simulation track is controlled by varying the angles of the canard panels at any moment, is fast calculation of aerodynamic coefficients and stability derivatives in various aerodynamic modes of sounding rocket that are created due to change the angle of canard panels and flight and environmental parameters. In this paper we have tried by using response surface experimental design method that follows the style of inferential statistics, obtain mathematical relationships of aerodynamic coefficients and stability derivatives for specified sounding rocket as a function of the angle of attack, sideslip angle, flight altitude, Mach number and deflection angles of four Canard panels. To create the design space that response surface method has suggested, should compute the aerodynamic coefficients and stability derivatives corresponding to the input variables in treatments that determines the response surface design. For this purpose, the Missile Datcom software is used. At first, The CCF central composite design with 90 treatments and quadratic model has been created. Then by using two methods limit the range of input variables and the use of higher grade models, we have tried to increase the precision of functions. Statistical methods were used to assess the adequacy of the models. Comparison between the original values of aerodynamic coefficients and stability derivatives are obtained from Missile Datcom code and values estimated by the response surface models, indicates the high accuracy of these models.

Keywords: Sounding rocket, Canard control, Aerodynamic coefficients & stability derivatives, MD Software, Response surface methodology

1. M. Sc.

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

یادداشت تحقیقاتی

به کارگیری روش رویه پاسخ به منظور تخمین ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری راکت کاوش

سعیده یعقوب نژاد^۱ و سیدحامد هاشمی مهنه^{۲*}

۱ و ۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، کد پستی ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

hmehne@ari.ac.ir

یکی از بخش‌های اصلی حلقه کنترل راکت‌های کاوشی که مسیرشان نسبت به مسیر شبیه‌سازی در هر لحظه به کمک تغییر در زوایای پیل‌های کانارد کنترل می‌شود، محاسبه سریع ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری در مدهای آیرودینامیکی مختلف راکت کاوش است که به دلیل تغییر زاویه پیل‌های کانارد و پارامترهای پروازی و محیطی ایجاد می‌شوند. در این مقاله سعی شده است با استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ که از اسلوب آمار استنباطی پیروی می‌کند، روابط ریاضی ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری یک راکت کاوش خاص به عنوان توابعی از زاویه حمله، زاویه اسلیپ، ارتفاع پروازی و عدد ماخ و زوایای انحراف چهار پیل کانارد به دست آورده شود. برای ایجاد فضای طرح پیشنهادی توسط روش رویه پاسخ، باید ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری متناظر با متغیرهای ورودی پیش گفته در تیمارهایی که طرح رویه پاسخ مشخص می‌کند، محاسبه شوند. بدین منظور از نرم‌افزار میسایل دتکام استفاده شده است. ابتدا طرح مرکب مرکزی CCF با ۹۰ تیمار و مدل درجه دو ایجاد شده است. در ادامه با به‌کارگیری دو روش محدود نمودن دامنه سطوح متغیرهای ورودی و استفاده از مدل‌های درجه بالاتر، سعی شده است دقت توابع افزایش یابد. برای بررسی کفایت مدل‌ها از روش‌های آماری استفاده شده است. مقایسه بین مقادیر اصلی ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری که از کد میسایل دتکام به دست آمده‌اند با مقادیر تخمین زده شده توسط مدل‌های رویه پاسخ، از دقت بالای این مدل‌ها حکایت دارد.

واژه‌های کلیدی: راکت کاوش، کنترل کانارد، ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری، نرم‌افزار میسایل دتکام، روش رویه پاسخ

CY	ضریب نیروی جانبی
CLN	ضریب گشتاور یاو
CLL	ضریب گشتاوررول
CNA	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به زاویه حمله
CMA	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به زاویه حمله
CYB	مشتق ضریب نیروی جانبی نسبت به زاویه اسلیپ
CLNB	مشتق ضریب گشتاور یاو نسبت به زاویه اسلیپ
CLLB	مشتق ضریب گشتاور رول نسبت به زاویه اسلیپ
CL	ضریب لیفت
CD	ضریب درگ

علائم و اختصارات

AOA	زاویه حمله (deg)
AOS	زاویه اسلیپ (deg)
B	ضریب مدل رگرسیون
CN	ضریب نیروی قائم
CM	ضریب گشتاور پیچ
CA	ضریب نیروی محوری

۱. کارشناسی ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

کاوش است، مادامی که راکت کاوش در فاز رفت و جو غلیظ قرار دارد، مسیرش نسبت به مسیر شبیه‌سازی در هر لحظه به کمک تغییر در زوایای کاناردها کنترل می‌شود. یکی از بخش‌های اصلی یک چنین حلقه کنترلی، محاسبه سریع ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری در مودهای آیرودینامیکی مختلف راکت کاوش است که به دلیل تغییر زاویه کاناردها و پارامترهای پروازی و محیطی ایجاد می‌شود. در واقع در هر لحظه باید بتوان بر اساس عدد ماخ، زاویه حمله، زاویه اسلیپ، ارتفاع پروازی و زاویه پنل‌های کانارد، ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری را تخمین زد. شایان ذکر است که سیستم هدایت بوست در ۱۰ الی ۱۸ ثانیه ابتدای پرتاب عمل می‌کند [۲]. در این پژوهش سعی کرده‌ایم با استفاده از یکی از ابزارهای ریاضی و آمار یعنی روش طراحی آزمایش‌ها، فرمول‌های هر یک از ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری یک راکت کاوش خاص در فاز رفت را به صورت توابی از هشت متغیر ورودی زاویه حمله، زاویه اسلیپ، عدد ماخ، ارتفاع پروازی و زوایای انحراف چهار پنل کانارد به دست آوریم.

طراحی آزمایش‌ها (DOE) شامل یک آزمایش یا مجموعه‌ای از آزمایش‌هایی می‌شود که به‌طور آگاهانه در متغیرهای ورودی فرآیند تغییراتی ایجاد می‌کنند تا از این طریق، میزان تغییرات حاصل در پاسخ خروجی مشاهده و شناسایی شود. روش‌های مختلفی از طراحی آزمایش‌ها وجود دارد که از آن جمله می‌توان به طرح کاملاً تصادفی^۳، طرح بلوک‌بندی تصادفی^۴ که خود شامل طرح‌های مربع لاتین^۵ و طرح مربع لاتین یونانی است، طرح فاکتوریل کامل^۶، طرح فاکتوریل کسری^۷، طرح پلکت-برمن^۸ و طرح رویه پاسخ^۹ اشاره کرد [۳].

در این پژوهش از طرح رویه پاسخ استفاده شده است. این روش علاوه بر ارائه معادلات ریاضی متغیرهای پاسخ به صورت تابعی از متغیرهای ورودی، نمودارهای سه بعدی اثر تقابلی متغیرهای ورودی مؤثر بر پاسخ که رویه پاسخ نامیده می‌شود، را نیز ارائه می‌دهند. با استفاده از این نمودارها می‌توان به اطلاعات ارزشمندی پیرامون سیستم آیرودینامیک و کنترل پرنده دست یافت. طراحی آزمایش‌ها اولین بار در دهه ۱۹۲۰ میلادی توسط رونالد فیشر برای بررسی و تعیین تأثیر عوامل مؤثر بر افزایش محصولات کشاورزی ابداع گردید. پس از آن در طی جنگ جهانی دوم کمبود منابع برای نیروهای متفقین تا آنجا پیش رفت که

CL/CD	نسبت لیفت به درگ
X-CP	موقعیت مرکز فشار
CNQ	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به سرعت زاویه‌ای حول محور y
CMQ	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به سرعت زاویه‌ای حول محور y
CNAD	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله
CMAD	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله
CCF	طرح رویه پاسخ مرکز وجه
M	عدد ماخ
DP1	زاویه انحراف پنل یک
R^2	ضریب تبیین
R^2_{adj}	ضریب تبیین تنظیم شده
RSM	روش‌شناسی رویه پاسخ
X	متغیر ورودی
α	زاویه حمله (deg)
β	زاویه اسلیپ (deg)
i	شمارنده متغیر ورودی
j	شمارنده متغیر ورودی
k	شمارنده متغیر ورودی
m	شمارنده متغیر ورودی

مقدمه

راکت کاوش، یک راکت کوچک است که به منظور انجام برخی آزمایش‌ها و ثبت اطلاعات، در یک مسیر پرتابه‌ای زیرمداری در ارتفاع حدود ۱۰۰ الی ۷۰۰ کیلومتر بالا رفته و به زمین باز می‌گردد. به طور کلی مسیر پرواز راکت‌های کاوش به سه بخش تقسیم می‌شود که عبارتند از: فاز بالارفتن، فاز آزمایش و فاز بازگشت. هر راکت کاوش شامل زیرسیستم‌های موتور، محموله، سیستم هدایت بوست و سیستم کنترل وضعیت است. زیرسیستم هدایت بوست وظیفه کنترل و هدایت راکت را در فاز بالارفتن از زمین به عهده دارد. این زیرسیستم خود شامل سیستم اندازه‌گیری اینرسی، حساسگر و عملگر است. عملگر، جزئی از سیستم هدایت بوست است که نیروی کنترل وارد بر بدنه را تولید می‌کند. عملگرهای رایج مورد استفاده در سیستم هدایت بوست راکت‌های کاوش، کانارد و سیستم کنترل بردار پیش‌رانس است [۱]. در سیستم هدایت بوست با کانارد که یکی از روش‌های متداول و کم‌هزینه در کنترل راکت‌های

3. Randomized Complete Design
4. Randomized Complete Block Design
5. Latin Square Design
6. Full Factorial Design
7. Fractional Factorial Design
8. Plackett-Burman
9. Response Surface Design

است و نتایج به دست آمده از مدل رویه پاسخ را با داده‌های حاصل از آزمون تونل باد مربوط به این پرتابگر سرنشین‌دار دو مرحله‌ای مقایسه کرده است. این بررسی نیز به دقت قابل قبول نتایج حاصل از مدل رویه پاسخ اشاره می‌کند.

ترزا گیل انگلیش [۱۰] نیز از روش طراحی آزمایش‌ها و رویه پاسخ در آزمون تونل باد یک هواپیمای بدون سرنشین کوچک با بال تندم^{۱۲} استفاده کرده است. در این تحقیق آمده است، آزمون‌های تونل باد با رویکرد رایج شامل آزمایش‌هایی در سطوح مختلف یک فاکتور می‌شوند به طوری که سایر فاکتورهای ورودی ثابت نگه داشته شده‌اند و این روش برای سایر فاکتورها نیز به همین صورت تکرار می‌شود. این رویکرد برای به دست آوردن اثر هر ورودی به تنهایی بر روی پاسخ مؤثر است اما توانایی مشخص کردن اثر تقابلی ورودی‌ها را روی پاسخ که معمولاً بر کارایی هواپیما اثرگذار هستند، ندارد. هدف تحقیق این است که با استفاده از روش طراحی آزمایش‌ها و رویه پاسخ که سبب کاهش هزینه‌ها می‌شود، استراتژی برای آزمون توسعه دهد که در آن تعدادی نقاط آزمون مؤثر برای اجرا در تونل باد ارائه می‌شوند که رفتار آیرودینامیکی هواپیمای بدون سرنشین را به صورت تابعی از تغییرات طرح و تغییرات در ورودی‌های کنترل و وضعیت مشخص می‌کنند. تحلیل نتایج حاصل از رویکرد رویه پاسخ، توانایی‌های آن را در تعیین اثرات تقابلی فاکتورها و ارائه تحلیل‌های کنترل و پایداری به خوبی نشان می‌دهد. استفاده از این روش در آزمون تونل باد، رویکرد مفیدی در بهینه‌سازی و توصیف مشخصات آیرودینامیک پرنده فراهم آورده است.

روش رویه پاسخ

روش‌شناسی رویه پاسخ^{۱۳} که به اختصار RSM نامیده می‌شود، مجموعه‌ای از تکنیک‌های آماری و ریاضی است که برای فرآیندهای گسترش، بهبود و بهینه‌سازی مفید بوده، می‌تواند با کمترین منابع و داده‌های کمی، با طرح آزمایش مناسب، همزمان اثرات چندین متغیر را روی پاسخ بررسی کند [۱۱]. به طور کلی طرح‌های رویه پاسخ استاندارد شامل دو نوع طرح مرکب مرکزی و طرح باکس-بنکن است [۱۲]. پایه اصلی طرح مرکب مرکزی را طرح‌های فاکتوربال کامل و فاکتوربال کسری تشکیل می‌دهند. طرح‌های فاکتوربال، طرح‌هایی هستند که در آن‌ها هدف، بررسی اثر چند عامل کنترلی و اثرات متقابل این چند عامل روی متغیر پاسخ مورد نظر است. تعداد آزمایش در طرح‌های فاکتوربال کامل 2^k

بسیاری از مفاهیم بهینه‌سازی از جمله طراحی آزمایش‌ها مورد توجه شایان رهبران جنگ قرار گرفت [۴].

روش رویه پاسخ در سال ۱۹۵۱، توسط آقایان باکس و ویلسون معرفی شد. آن‌ها پیشنهاد دادند که برای دست یافتن به پاسخ بهینه از مدل چند جمله‌ای درجه دو استفاده شود [۵]. آن‌ها در سال ۱۹۶۰ تحقیقات خود را پیرامون طرح مرکب مرکزی و طرح‌های سه سطحه ادامه دادند. همچنین پژوهش مشابهی توسط هارتلی در سال ۱۹۵۹ انجام شده است. مهم‌ترین تحقیق‌ها در توسعه تئوری طرح بهینه در حوزه طراحی آزمایش‌ها، در سال‌های جنگ جهانی دوم توسط الفویگ (در سال‌های ۱۹۵۲، ۱۹۵۵، ۱۹۵۹) و چیرنف (در سال ۱۹۵۳) و کیفر (در سال‌های ۱۹۵۸، ۱۹۵۹، ۱۹۶۰ و ۱۹۶۲) انجام شده است [۶]. در سال ۱۹۸۷، روش رویه پاسخ، توسط باکس و دراپر برای مدل کردن پاسخ‌های تجربی توسعه داده شد [۷]. یک سال پس از آن‌ها، در سال ۱۹۸۸ مایرز و موننگمری تحقیقات خود را در همین راستا آغاز کردند [۵]. از سال ۱۹۹۵، این روش به سمت مدل کردن آزمایش‌های عددی سوق پیدا کرد [۷]. در سال‌های اخیر نیز توجه شایانی به این علم در بسیاری از حوزه‌های مهندسی و حتی علوم انسانی شده است و به عنوان یک ابزار رقابتی در دنیای صنعت شناخته می‌شود.

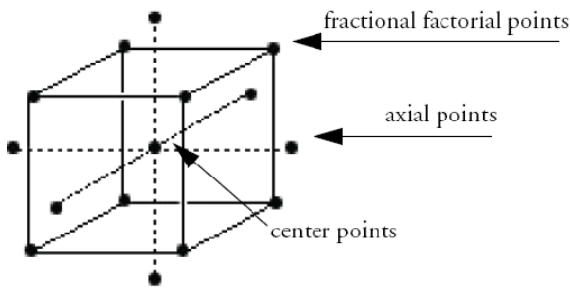
روش رویه پاسخ، در حوزه هوا و فضا از روش‌های تقریباً نوین به شمار می‌رود. در این زمینه درو لاندمن و همکارانش [۸] به منظور کاهش زمان مورد نیاز آزمون تونل باد یک هواپیمای خاص، به جای استفاده از دیدگاه قدیمی که در آن یک فاکتور تغییر داده شده و سایر فاکتورها ثابت نگه داشته می‌شوند، از روش رویه پاسخ که همه فاکتورها اعم از مستقل و پاسخ را در نظر می‌گیرد و امکان بررسی ترم‌های اثر متقابل در آن وجود دارد، استفاده کرده‌اند. در این بررسی از مدل هواپیمای X-31 با مقیاس نوزده درصد استفاده شده است. علت انتخاب این مدل به دو دلیل است. رفتار آیرودینامیکی غیرخطی در زوایای حمله بالا و وجود پایگاه داده قابل توجه. سه متغیر زاویه حمله، زاویه اسلیپ و زاویه انحراف سطوح کنترل به عنوان متغیرهای مستقل و شش نیرو و گشتاور آیرودینامیکی شامل نیروهای جانبی، لیفت و درگ و گشتاورهای رول، یاو و پیچ به عنوان متغیرهای پاسخ انتخاب شده‌اند. مقایسه مدل به دست آمده از روش رویه پاسخ با پایگاه داده از کارایی بالای مدل رویه پاسخ در توصیف مشخصات آیرودینامیکی هواپیما حکایت می‌کند.

جرمی ال هنک [۹] امکان استفاده از مدل رویه پاسخ که از داده‌های دینامیک سیالات محاسباتی^{۱۰} برای پرتابگر آرس آی^{۱۱} با آیرودینامیک فراصوت به دست آمده است را مورد بررسی قرار داده

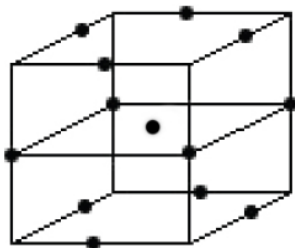
12. Tandem
 13. Response Surface Methodology

10. Computational Fluid Dynamic
 11. Ares I

طرح باکس- بنکن یک طرح مستقل درجه دو است که شامل طرح‌های فاکتوریال کامل یا فاکتوریال کسری نیست. در این طرح، آزمایش‌ها در نقطه وسط لبه‌های فضای پردازش و در مرکز انجام می‌شوند [۳]. شکل (۲) و شکل (۳)، به ترتیب ساختار ساده دو طرح مرکب مرکزی و طرح باکس- بنکن را برای سه متغیر ورودی نشان می‌دهند.



شکل ۲- طرح مرکب مرکزی



شکل ۳- طرح باکس- بنکن

مراحل طراحی و تحلیل به روش رویه پاسخ

مراحل طراحی و تحلیل این روش به این صورت است که در مرحله اول پس از درک درست مسئله، متغیرهای پاسخ، متغیرهای مستقل و سطوح آن‌ها تعیین می‌شوند. در مرحله دوم، یکی از انواع طرح‌های رویه پاسخ انتخاب می‌شوند. پس از مشخص کردن نوع طرح در مرحله سوم، مدل کاملی به فضای طرح که توسط روش رویه پاسخ پیشنهاد می‌شود، برازش می‌شود. در مرحله چهارم با استفاده از رگرسیون مرحله‌ای، ضرایبی از مدل که تأثیر چندانی روی پاسخ ندارند، حذف می‌شوند. در مرحله پنجم نیز با استفاده از روش‌های آماری مانند آنالیز واریانس و روش‌های گرافیکی مانند نمودارهای باقیمانده، کفایت مدل و میزان رضایت بخشی آن تعیین می‌شود. در مرحله ششم نمودارهای سه بعدی اثر متقابل متغیرهای مستقل بر پاسخ‌ها که به آن‌ها رویه پاسخ گفته می‌شود و همچنین کانتورهای پاسخ تولید می‌شوند. در انتها نیز کانتورها و رویه‌های پاسخ به دست آمده، مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرند [۳]. فلوجارت روند طراحی و تحلیل روش رویه پاسخ در شکل (۴) آمده است.

آزمایش است که نشان‌دهنده k متغیر ورودی و دو سطح برای هر متغیر است. این سطوح را سطوح کم و زیاد نامیده و به ترتیب با علامت $+1$ و -1 کدگذاری می‌شوند. طرح مرکب مرکزی، یک طرح فاکتوریال یا فاکتوریال کسری به علاوه نقاط مرکزی را شامل می‌شود که با گروهی از نقاط که به آن‌ها نقاط ستاره گفته می‌شود و امکان تخمین انحراف را به وجود می‌آورند، تکمیل می‌شود. اگر فاصله از مرکز فضای طرح تا یک نقطه فاکتوریال، برای هر متغیر ورودی ± 1 واحد باشد، فاصله از مرکز فضای طرح تا یک نقطه ستاره، $\alpha \pm$ است، به طوری که $|\alpha| > 1$ است. مقدار دقیق α به خصوصیت‌های مشخص طرح و به تعداد متغیرهای ورودی طرح بستگی دارد. تعداد نقاط ستاره در طرح مرکب مرکزی دو برابر تعداد متغیرهای ورودی است. بنابراین تعداد آزمایش در یک طرح مرکب مرکزی به صورت رابطه ۱ محاسبه می‌شود.

$$(1) \quad \text{تعداد نقاط مرکزی} + 2k + 2^k = \text{تعداد آزمایش}$$

که این تعداد آزمایش، حداقل تعداد تیمار لازم برای دستیابی به معادلات ریاضی متغیرهای خروجی است. به طور کلی، طرح مرکب مرکزی با توجه به محل قرارگیری نقاط ستاره به سه نوع تقسیم می‌شود که عبارتند از: طرح محیط شده (CCC)، طرح محاط شده (CCI) و طرح مرکز وجه (CCF). شکل (۱)، سه نوع طرح مرکب مرکزی را برای دو متغیر ورودی نشان می‌دهد [۳].



شکل ۱- مقایسه سه نوع طرح مرکب مرکزی

جدول ۱- مشخصات فنی راکت کاوش

مشخصات	نام متغیر
۸/۴۰۹ متر	طول راکت کاوش بدون در نظر گرفتن دماغه
۰/۶۱ متر	قطر استوانه
۰/۶۸ متر	طول دماغه
۰/۶۱ متر	قطر دماغه
۰/۱۳ متر	شعاع سر دماغه
۲	تعداد مجموعه بالک‌ها
۴	تعداد پنل‌های بالک ۱
۴	تعداد پنل‌های بالک ۲
۰، ۹۰، ۱۸۰، ۲۷۰ درجه	زاویه نصب پنل‌های بالک ۱ دور تا دور بدنه
۰، ۴۵، ۱۳۵، ۲۲۵، ۳۱۵ درجه	زاویه نصب پنل‌های بالک ۲ دور تا دور بدنه

جدول ۲- متغیرهای ورودی (مستقل) و بازه تغییرات آن‌ها

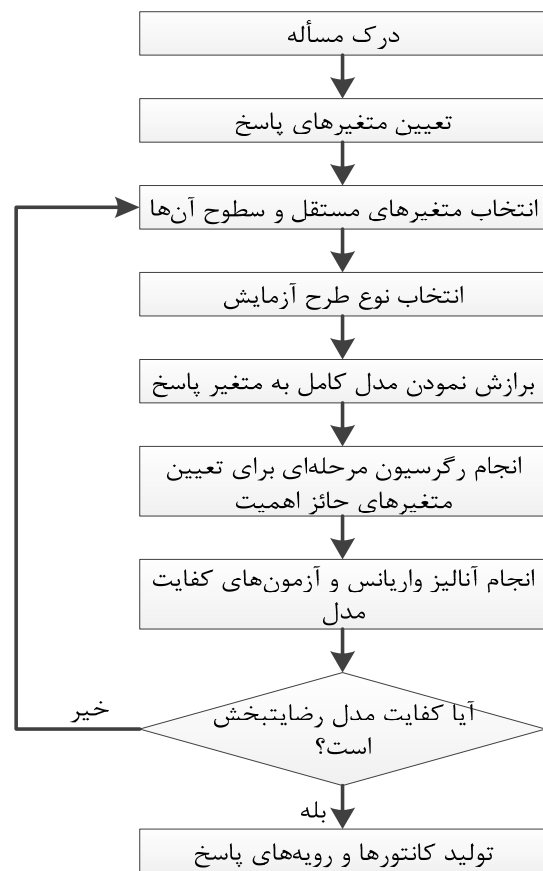
متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عدد ماخ	[۰/۲، ۵/۵]	-
زاویه حمله	[-۵، +۵]	درجه
زاویه اسلیپ	[-۵، +۵]	درجه
ارتفاع پروازی	[۱، ۵۰]	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	[-۲۰، +۲۰]	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	[-۲۰، +۲۰]	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	[-۲۰، +۲۰]	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	[-۲۰، +۲۰]	درجه

متغیرهای خروجی یا پاسخ که همان ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری هستند، شامل نوزده متغیر می‌شوند که در جدول (۳) بیان شده‌اند.

جدول ۳- متغیرهای خروجی

نماد	نام متغیر خروجی (پاسخ)
CN	ضریب نیروی قائم
CM	ضریب گشتاور پیچ ^{۱۴}
CA	ضریب نیروی محوری
CY	ضریب نیروی جانبی
CLN	ضریب گشتاور یاو ^{۱۵}

14. Pitch
 15. Yaw



شکل ۴- نمودار روند طراحی و تحلیل روش رویه پاسخ

۳- هندسه مسئله و متغیرهای مستقل و پاسخ

در ادامه هندسه مسئله و متغیرهای مستقل و پاسخ شرح داده شده است.

۳-۱- هندسه مسئله

هندسه راکت کاوشی که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است از نوع متقارن بوده و بدنه اصلی آن شامل یک استوانه و دماغه به شکل مخروطی است. این راکت کاوش همچنین دارای دو مجموعه بالک، هر کدام با چهار پنل است. پنل‌های مجموعه بالکی که به دماغه نزدیک‌تر است متحرک هستند و در واقع این بالک همان کانارد است. بالک دوم که در قسمت عقب راکت کاوش قرار دارد، ثابت است. مشخصات فنی این راکت کاوش جدول (۱) بیان شده است.

متغیرهای مستقل و پاسخ

متغیرهای ورودی یا مستقل عبارتند از: زاویه حمله، زاویه اسلیپ، عدد ماخ، ارتفاع پروازی و زوایای انحراف چهار پنل کانارد. در جدول (۲)، بازه تغییرات این متغیرها آمده است.

$$f = B_0 + \sum_{j=1}^8 B_j x_j + \sum_{j=1}^8 B_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j}^8 \sum B_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

جدول ۴- متغیرهای ورودی (مستقل) و سطوح آن‌ها در طرح رویه پاسخ اول

واحد	کد و سطح مربوطه			نماد ریاضی	متغیر ورودی
	-۱	۰	+۱		
-	۰/۲	۲/۸۵	۵/۵	x_1	عدد ماخ
درجه	-۵	۰	+۵	x_2	زاویه حمله
کیلومتر	۱	۲۵/۵	۵۰	x_3	ارتفاع پروازی
درجه	-۵	۰	+۵	x_4	زاویه اسلیپ
درجه	-۲۰	۰	+۲۰	x_5	زاویه انحراف پنل ۱ کانارد
درجه	-۲۰	۰	+۲۰	x_6	زاویه انحراف پنل ۲ کانارد
درجه	-۲۰	۰	+۲۰	x_7	زاویه انحراف پنل ۳ کانارد
درجه	-۲۰	۰	+۲۰	x_8	زاویه انحراف پنل ۴ کانارد

به منظور بررسی صحت مدل از ضریب تبیین (R^2) و به R^2_{adj} استفاده گردید. مقدار این کمیت از تقسیم مجموع مربعات تصحیح شده کل بر مجموع مربعات تیماری (رگرسیون) به دست می‌آید. هرچه مجموع مربعات تصحیح شده کل و مجموع مربعات رگرسیون به هم نزدیک باشند، مدل جامع‌تری به دست می‌آید. به عبارت دیگر، هر چه مجموع مربعات رگرسیون با مجموع مربعات تصحیح شده کل برابر باشد، نشان می‌دهد که تغییرات مربوط به فاکتورها تقریباً برابر با کل تغییرات است و میزان خطا کم است. این موضوع نشان‌دهنده انتخاب صحیح فاکتورهاست و لذا مدل تدوین شده از صحت بالایی برخوردار است. اگرچه افزایش مقدار R^2 معرف صحت بالای مدل است، اما هر چه تعداد عوامل نیز افزایش یابد، مقدار R^2 بیش‌تر می‌شود. R^2_{adj} معیاری است که مشکل پیشین را حل کرده و نتایج دقیق‌تری را نشان می‌دهد. R^2_{adj} به جای استفاده از مجموع مربعات، از میانگین مجموع مربعات استفاده می‌کند. با این کار درجات آزادی که در واقع نشان‌دهنده تعداد فاکتورها هستند در محاسبات دخیل می‌شوند. مقادیر R^2_{adj} برای مدل ایجاد شده در همه متغیرهای پاسخ بیش از ۹۰ درصد است [۱۳].

نماد	نام متغیر خروجی (پاسخ)
CLL	ضریب گشتاور رول ^{۱۶}
CNA	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به زاویه حمله
CMA	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به زاویه حمله
CYB	مشتق ضریب نیروی جانبی نسبت به زاویه اسلیپ
CLNB	مشتق ضریب گشتاور یاو نسبت به زاویه اسلیپ
CLLB	مشتق ضریب گشتاور رول نسبت به زاویه اسلیپ
CL	ضریب لیفت
CD	ضریب درگ
CL/CD	نسبت لیفت به درگ
X-CP	موقعیت مرکز فشار
CNQ	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به سرعت زاویه‌ای حول محور y
CMQ	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به سرعت زاویه‌ای حول محور y
CNAD	مشتق ضریب نیروی قائم نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله
CMAD	مشتق ضریب گشتاور پیچ نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله

تجزیه و تحلیل آماری

در این تحقیق ابتدا از طرح مرکب مرکزی CCF که شامل طرح فاکتوریل کسری $1/4$ است با ده تکرار در نقطه مرکزی و یک بلوک برای هشت متغیر مستقل در سه سطح استفاده شد. این سطوح در جدول (۴) آمده است. با توجه به رابطه (۱)، حداقل تعداد تیمار لازم برای به دست آوردن توابع ریاضی متغیرهای خروجی‌ها، برابرست با:

$$\text{تعداد آزمایش} = \left(\frac{2^8}{4} \right) + (2 \times 8) + 10 = 90 \quad (1)$$

این ۹۰ تیمار در شکل (۵) آمده است. برای تحلیل و بررسی اطلاعات و همچنین به دست آوردن فرمول‌های هر یک از نوزده متغیر پاسخ و نمودارهای رویه پاسخ، از نرم‌افزار Minitab 16 استفاده شد. ابتدا باید مقادیر متغیرهای خروجی متناظر با هر یک از ۹۰ تیمار مشخص شده در شکل (۵) به دست آورده شود. بدین منظور از نرم‌افزار میسایل دتکام استفاده شده است. شایان ذکر است که هر چقدر متغیرهای خروجی متناظر با ۹۰ تیمار با دقت بالاتری به دست آیند، دقت توابع ریاضی متغیرهای پاسخ که از پوش مدل رابطه (۲) بر فضای طرح به دست می‌آیند، بالاتر خواهد بود.

زاویه حمله پرداخته شود. با تقسیم بازه زاویه حمله به دو قسمت، دو زیر طرح ایجاد شده است. یکبار سطح فاکتور زاویه حمله از منفی پنج تا صفر در نظر گرفته و برای همه متغیرهای پاسخ، مدل‌های برازش شده استخراج شد. بار دوم نیز طرح رویه پاسخ دیگری با سطح فاکتور زاویه حمله از صفر تا مثبت پنج، ایجاد و برای تک تک متغیرهای پاسخ، تحلیل انجام شد و توابع ریاضی برازش شده به داده‌ها به دست آمد. جدول (۵)، بازه تغییرات هشت متغیر ورودی در این طرح را نشان می‌دهد.

در سومین طرح به بررسی امکان اثر زاویه اسلیپ پرداختیم. در این طرح که مانند طرح دوم خود به دو زیر طرح الف و ب تقسیم می‌شود، بازه زاویه اسلیپ به دو بخش مثبت و منفی تقسیم شده است. در زیر طرح الف، طرح رویه پاسخ با در نظر گرفتن سطح فاکتور زاویه اسلیپ منفی و در زیر طرح ب طرح رویه پاسخ دیگری با سطح فاکتور زاویه اسلیپ مثبت ایجاد، تحلیل و بررسی شدند. مدل‌های ریاضی برای پاسخ‌ها در هر دو زیر طرح به دست آمد. جدول (۶)، بازه تغییرات هشت متغیر ورودی در این طرح را نشان می‌دهد.

طرح چهارم از چهار زیر طرح الف، ب، ج و د تشکیل شده است و به بررسی اثر همزمان زاویه حمله و زاویه اسلیپ بر مدل ریاضی می‌پردازد. در این طرح‌ها بازه تغییرات هر دو زاویه حمله و زاویه اسلیپ به دو قسمت مثبت و منفی تقسیم شده است. در زیر طرح الف، طرح رویه پاسخ برای سطح زاویه حمله و زاویه اسلیپ ۰ تا ۵، در زیر طرح ب، طرح برای سطح زاویه حمله ۰ تا ۵ و زاویه اسلیپ ۰ تا ۵، در زیر طرح ج، طرح برای زاویه حمله ۰ تا ۵ و زاویه اسلیپ ۰ تا ۵، در زیر طرح د، طرح رویه پاسخ برای زاویه حمله و زاویه اسلیپ ۰ تا ۵ ایجاد شدند و در هر چهار زیر طرح برای همه متغیرهای پاسخ توابع ریاضی استخراج گردید.

در طرح پنجم، بازه تغییرات زوایای پنل‌های کانارد به دو قسمت تقسیم شده است. جدول (۸) بازه تغییرات متغیرهای ورودی را در این طرح نشان می‌دهد. با توجه به این که چهار پنل داریم که هر کدام را به دو قسمت زوایای مثبت و منفی تقسیم کرده‌ایم، بنابراین این طرح خود شامل ۱۶ زیر طرح است اما به منظور بررسی صحت و دقت این روش فقط یک مورد از این زیر طرح‌ها انجام شده است به طوری که زوایای منفی همه پنل‌ها در نظر گرفته شده است. پس از ایجاد طرح به منظور کاهش زمان انجام پژوهش، تنها تابع ریاضی برای متغیر پاسخ ضریب گشتاور رول که مدل اول با دقت کمی آن را تخمین می‌زد، به دست آمده است.

در طرح ششم، بازه تغییرات شش فاکتور از هشت فاکتور به دو قسمت مثبت و منفی تقسیم شده است. بازه تغییرات متغیرهای

Run	Blk	A	B	C	D	E	F	G	H
46	1	1	1	-1	-1	-1	1	1	-1
47	1	0	0	0	0	0	0	0	0
48	1	0	0	0	0	0	0	0	0
49	1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1
50	1	0	0	0	0	0	0	0	0
51	1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1
52	1	0	0	0	0	0	0	0	0
53	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1
54	1	0	0	0	0	0	0	0	0
55	1	1	1	1	1	-1	-1	1	-1
56	1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1
57	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1
58	1	0	0	-1	0	0	0	0	0
59	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1
60	1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	1
61	1	0	0	0	0	0	0	0	0
62	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	1	-1
63	1	0	0	0	1	0	0	0	0
64	1	1	-1	-1	1	1	1	1	-1
65	1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1
66	1	-1	-1	-1	1	1	1	1	-1
67	1	-1	-1	-1	1	1	1	1	1
68	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
69	1	1	1	-1	1	1	1	1	-1
70	1	0	0	0	0	0	0	0	-1
71	1	0	0	0	0	0	0	-1	0
72	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
73	1	0	0	0	0	0	0	0	0
74	1	1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1
75	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1
76	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	1	-1
77	1	0	0	0	0	0	0	0	1
78	1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1
79	1	0	0	0	0	0	0	-1	0
80	1	-1	1	-1	-1	1	1	1	-1
81	1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	-1
82	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	1
83	1	0	0	0	0	0	0	0	1
84	1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	-1
85	1	1	1	-1	-1	1	1	1	1
86	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
87	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
88	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	1

شکل ۵- تیمارهای طرح مرکب مرکزی ۱ در نرم‌افزار Minitab 16

به منظور ارزیابی کفایت مدل، نمودارهای «احتمال نرمال باقیمانده»، نمودار «باقیمانده‌ها در مقابل مقادیر برازش شده» و نمودار «باقیمانده‌ها در مقابل مرتبه داده‌ها» برای کلیه متغیرهای پاسخ رسم شدند. نمودارهای احتمال نرمال باقیمانده نشان می‌دهند برای متغیرهای پاسخ CA، CY، CLN، CLL، CD، X-CP و CYB، مقادیر باقیمانده نرمال نیستند و حتی با استفاده از روش‌های تبدیل که بر روی آن‌ها انجام شد نیز نرمال نمی‌شوند. در چنین شرایطی یا باید دامنه سطوح فاکتورها را محدود کرد و یا می‌توان از مدل‌های درجه بالاتر استفاده کرد [۱۴]. در ادامه هر یک از این دو راه حل مورد بررسی قرار گرفت.

تقسیم دامنه سطوح متغیرهای مستقل

به منظور بررسی راه حل اول، ۹ طرح رویه پاسخ ایجاد شده است که هر کدام از آن‌ها خود شامل زیر طرح‌هایی می‌شوند. کلیه این ۹ طرح مانند اولین طرح، طرح مرکب مرکزی CCF با ده تکرار در نقطه مرکزی و یک بلوک برای هشت متغیر مستقل در سه سطح هستند که توسط نرم‌افزار Minitab 16 ایجاد، تحلیل و بررسی شده‌اند. در ادامه نحوه تقسیم دامنه متغیرهای ورودی در هر یک از این طرح‌ها بیان می‌شود.

در طرح شماره ۲ سعی شده است تا با تقسیم داده‌ها به دو قسمت زاویه حمله مثبت و زاویه حمله منفی به بررسی امکان اثر

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, +20]$	درجه

جدول ۸- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح پنجم

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه

جدول ۹- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح ششم

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, 0]$ & $[0, +20]$	درجه

در طرح هفتم بازه تغییرات زوایای حمله و اسلیپ به سه قسمت تقسیم شده است. جدول (۱۰) بازه تغییرات متغیرهای ورودی را در طرح نهم بیان می‌کند. همان طور که مشاهده می‌شود، این طرح خود شامل ۹ زیرطرح مجزاست که از این ۹ زیر طرح تنها یک زیر طرح که شامل بازه $[-5, -1]$ برای هر دو فاکتور زاویه حمله و زاویه اسلیپ است، انجام شده و تابع ریاضی برای ضریب گشتاور رول به دست آمده است.

طرح هشتم به تقسیم بازه تغییرات پنل‌های کانارد به سه قسمت می‌پردازد. بازه تغییرات متغیرهای ورودی در این طرح در جدول (۱۱) آمده است. این طرح با توجه به این که چهار پنل کانارد داریم که هر کدام به سه بازه تقسیم شده‌اند، شامل ۸۱ زیرطرح

ورودی در جدول (۹) آورده شده است. با توجه به اینکه تعداد شش فاکتور هر کدام به دو بازه تقسیم شده‌اند، این طرح خود شامل ۶۴ زیرطرح است که به دلیل کاهش زمان انجام پژوهش فقط یک مورد از آن‌ها به طوری که بازه منفی همه شش فاکتور در نظر گرفته شده، انجام شده است. پس از ایجاد طرح تابع ریاضی مربوط به ضریب گشتاور رول محاسبه شده است.

در ادامه با بررسی نتایج حاصل از مدل‌های قبلی، مشاهده شد که اختلافها بین مقادیر تخمین زده شده توسط مدل‌ها و مقادیر به دست آمده از کد میسایل دتکام، در نزدیکی عدد صفر بیشتر از سایر قسمت‌هاست. بنابراین، تصمیم گرفته شده تا با تقسیم بازه تغییرات فاکتورها به سه قسمت امکان دستیابی به مدل‌های دقیق‌تر بررسی شود.

جدول ۵- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح دوم الف و ب

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, +20]$	درجه

جدول ۶- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح سوم الف و ب

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, +20]$	درجه

جدول ۷- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح چهارم الف، ب، ج و د

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, 0]$ & $[0, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, -1]$ و $[+1, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, -1]$ و $[-1, +1]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, -1]$ و $[-1, +1]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, -1]$ و $[-1, +1]$	درجه

به کارگیری مدل‌های درجه بالاتر

برای بررسی راه حل دوم یعنی به کارگیری مدل‌های درجه بالاتر از مدل درجه سه استفاده می‌کنیم. از آنجاکه طرح CCF به سه سطح برای هر فاکتور نیاز دارد، نمی‌توان از آن برای ایجاد مدل درجه سه استفاده کرد زیرا برای ایجاد مدل درجه سه به یک طرح با پنج سطح برای هر فاکتور نیاز است. بنابراین به منظور ایجاد مدل درجه سه از طرح CCF تو در تو با دو بلوک استفاده می‌کنیم. بلوک اول، یک طرح CCF با سطوح فاکتور موجود در جدول (۴) بوده و بلوک دوم شامل یک طرح CCF دیگر با سطوح فاکتور مندرج در جدول (۱۳) به علاوه نقاط ستاره‌ای بلوک اول است. شکل (۶)، طرح CCF تو در تو را در حضور دو فاکتور نشان می‌دهد. برای ایجاد طرح و همچنین تحلیل و بررسی آماری و استخراج معادلات ریاضی متغیرهای پاسخ از نرم‌افزار 9 Design-Expert استفاده شد. مدل رگرسیون چند جمله‌ای برای هر یک از متغیرهای پاسخ به صورت رابطه (۳) است.

$$f = QuadraticModel + \sum_{j=1}^k B_{jjj}x_j^3 + \sum_{i<j<m}^k \sum B_{ijm}x_i x_j x_m + \sum_{i<j}^k \sum B_{iij}x_i^2 x_j + \sum_{i<j}^k \sum B_{ijj}x_i x_j^2 \quad (3)$$

جدول ۱۲- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح نهم

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-1, +1]$ و $[-5, -1]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-1, +1]$ و $[-5, -1]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, -1]$ و $[-1, +1]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, -1]$ و $[-1, +1]$	درجه

است که به دلیل کاهش زمان، برای هر چهار پنل بازه تغییرات به صورت $[-20, -1]$ در نظر گرفته شده است. پس از ایجاد طرح رویه پاسخ، تابع ریاضی برای ضریب گشتاور رول به دست آمده است.

در طرح نهم بازه تغییرات زوایای حمله، اسلیپ و چهار پنل کانارد به سه قسمت تقسیم شده است. جدول (۱۲) بازه تغییرات متغیرهای ورودی را نشان می‌دهد. همان طور که مشخص است، بازه تغییرات شش فاکتور به سه قسمت تقسیم شده است. بنابراین این طرح خود از ۷۲۹ زیر طرح مجزا تشکیل شده است. یعنی برای هر یک از متغیرهای پاسخ، ۷۲۹ تابع ریاضی وجود دارد که با توجه به بازه‌ای که مقادیر فاکتورهای ورودی در آن‌ها قرار دارند، مقدار پاسخ از یک تابع ریاضی به دست می‌آید. به منظور کاهش زمان تنها یک زیر طرح از ۷۲۹ زیر طرح انجام شده است به طوری که بازه تغییرات برای زوایای حمله و اسلیپ به صورت $[-5, -1]$ و برای زوایای پنل‌ها به صورت $[-20, -1]$ در نظر گرفته شده است. پس از ایجاد طرح رویه پاسخ، تابع ریاضی برای ضریب گشتاور رول محاسبه شده است.

جدول ۱۰- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح هفتم

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عددماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-1, +1]$ و $[-5, -1]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-1, +1]$ و $[-5, -1]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر
زاویه انحراف پنل ۱ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۲ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۳ کانارد	$[-20, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنل ۴ کانارد	$[-20, +20]$	درجه

جدول ۱۱- بازه تغییرات متغیرهای ورودی در طرح هشتم

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
عدد ماخ	$[0/2, 5/5]$	-
زاویه حمله	$[-5, +5]$	درجه
زاویه اسلیپ	$[-5, +5]$	درجه
ارتفاع پروازی	$[1, 50]$	کیلومتر

همه متغیرهای پاسخ نشان می‌دهد. با توجه به جدول (۱۴) تا (۱۶) نتایج زیر حاصل می‌شوند:

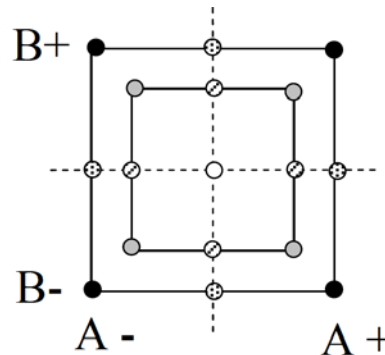
الف- در ۱۰ متغیر پاسخ یعنی CA، CM، CLN، CD، CLL، CL/CD، CNA، CYB، CLNB، CNAD و CMAD، تقسیم کردن بازه تغییرات متغیرهای ورودی سبب دستیابی به مدل دقیق‌تر شده است. البته این کار در میان سه متغیر پاسخ موقعیت مرکز فشار، ضریب گشتاور رول و مشتق ضریب گشتاور رول نسبت به زاویه اسلیپ که در مدل اول دقت خوبی را نشان نمی‌دادند، تنها باعث دقیق‌تر شدن و قابل قبول شدن مدل ضریب گشتاور رول شده است.

ب- مدل درجه سه، در متغیرهای پاسخ CN، CM، CY، CLN، CL و X-CP از تعداد کمتری خطای بیش از ۵۰ درصد نسبت به سایر مدل‌ها برخوردار است. در این متغیرها مدل رویه پاسخ درجه سه از مدل رویه پاسخ درجه دو دقیق‌تر می‌باشد. علاوه بر این در همه متغیرهای پاسخ با توجه به نمودار احتمال نرمال آن‌ها، داده‌ها نرمال هستند.

ج- مدل‌های ایجاد شده در مشتق ضریب گشتاور رول نسبت به زاویه اسلیپ دقت خوبی را نشان نمی‌دهند. در موقعیت مرکز فشار و ضریب گشتاور رول نیز اگرچه تقسیم بازه تغییرات فاکتورها و استفاده از تابع درجه سه موثر بوده است، اما تیمارهای با اختلاف بیش از ۵۰ درصد هنوز هم تا حدودی در آن‌ها زیاد است. علت مناسب نبودن مدل‌ها برای این سه متغیر، غیرخطی بودن بیش از انتظار آن‌هاست به طوری که در هر کدام از فاکتورهای ورودی به بیش از سه سطح نیاز دارند. شکل (۷) و شکل (۸)، روند ضریب گشتاور رول را نسبت به متغیرهای ورودی زاویه حمله، اسلیپ و با ثابت نگه داشتن سایر متغیرها نشان می‌دهند. همان‌طور که مشخص است، ضریب گشتاور رول برای زاویه حمله به هفت سطح، برای زاویه اسلیپ به پنج سطح نیاز دارد.

در ادامه به منظور مقایسه بین مدل‌ها، مقادیر واقعی ۱۹ متغیر پاسخ که از کد میسایل دتکام به دست آمده است با مقادیر حاصل از مدل رویه پاسخ درجه دو و درجه سه در جدول (۱۷) آمده‌اند. برای مدل رویه پاسخ درجه دو از بین طرح‌های اول تا نهم، طرحی که با توجه به جدول‌های (۱۶) تا (۱۷)، تعداد کمتری خطای بیش از ۵۰ درصد دارد انتخاب شده است. مقادیر موجود در جدول (۱۷) در زاویه حمله ۵- درجه، عدد ماخ ۰/۲، ارتفاع پروازی ۱۰ کیلومتر، زاویه اسلیپ ۵- درجه و زوایای پنهان‌های کانارد هر کدام ۱۰ درجه، به دست آمده‌اند.

متغیر ورودی	بازه تغییرات	واحد
	$[-20, -1]$ & $[+1, +20]$	
زاویه انحراف پنهان ۳ کانارد	$[-20, -1]$ & $[+1, +20]$	درجه
زاویه انحراف پنهان ۴ کانارد	$[-20, -1]$ & $[+1, +20]$	درجه



شکل ۶- طرح CCF تو در تو با دو فاکتور

جدول ۱۳- سطوح متغیرهای ورودی در بلوک دوم طرح CCF تو در تو

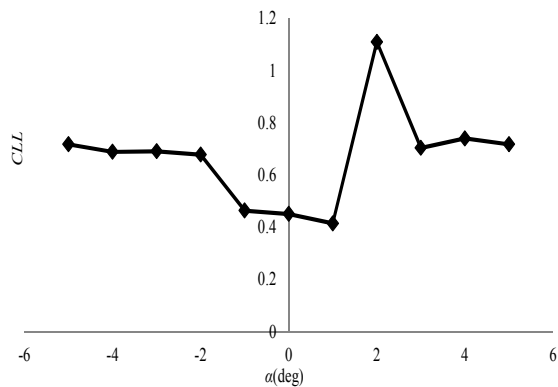
متغیر ورودی	کد و سطح مربوطه		
	-۱	۰	+۱
عندماخ	۱/۵۲۵	۲/۸۵	۴/۱۷۵
زاویه حمله	-۲/۵	۰	۲/۵
زاویه اسلیپ	-۲/۵	۰	۲/۵
ارتفاع پروازی	۱۳۲۵۰	۲۵۵۰۰	۳۷۷۵۰
زاویه انحراف پنهان ۱ کانارد	-۱۰	۰	۱۰
زاویه انحراف پنهان ۲ کانارد	-۱۰	۰	۱۰
زاویه انحراف پنهان ۳ کانارد	-۱۰	۰	۱۰
زاویه انحراف پنهان ۴ کانارد	-۱۰	۰	۱۰

نتایج و بحث

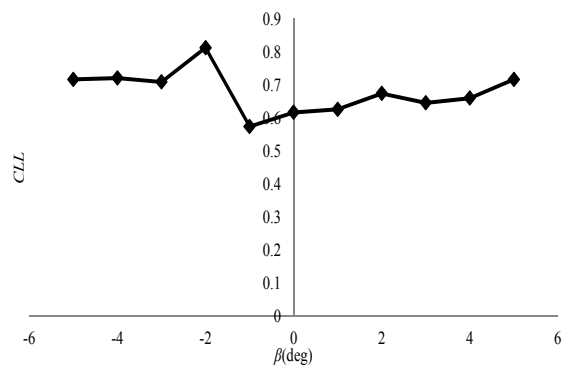
به منظور ارزیابی صحت و دقت رویه‌های پاسخ درجه دو و درجه سه ایجاد شده، در ۲۴۰۰ تیمار، متغیرهای پاسخ با معادلات به دست آمده از هر کدام از طرح‌ها تخمین زده شد و با مقادیر حاصل از نرم‌افزار میسایل دتکام مقایسه شد و خطای نسبی آن‌ها به دست آمد. جدول‌های (۱۴) تا (۱۶) تعداد خطاهای بیش از ۵۰ درصد را برای

جدول ۱۶- تعداد خطاهای بیش از ۵۰ درصد در مدل‌ها در ۲۴۰۰ تیمار-۳

پاسخ						طرح
CMAD	CNAD	CMQ	CNQ	CLLB	CLNB	
۰	۰	۷۴۰	۶۷۷	۱۴۵۸	۷۰۶	۱
۰	۰	۸۹۸	۸۳۶	۱۴۱۸	۴۸۹	الف
۰	۰	۴۳۴	۳۰۵	۱۲۹۲	۴۷۸	ب
۰	۱۳	۷۰۶	۷۲۵	۱۵۱۸	۳۷۳	الف
۰	۱۴	۷۱۰	۶۹۶	۱۳۳۲	۵۶۲	ب
۸	۴۰	۷۸۱	۸۷۹	۱۵۸۰	۳۶۰	الف
۱۲	۳۶	۷۲۸	۸۷۱	۱۴۵۵	۱۰۵۸	ب
۰	۰	۳۰۰	۲۵۸	۱۵۳۰	۲۴۵	ج
۰	۰	۲۸۸	۲۵۴	۱۴۷۴	۳۱۷	د
۰	۴۴	۹۷۷	۹۲۸	۱۶۵۶	۹۳۷	CCF تو در تو



شکل ۷- نمودار CLL بر حسب زاویه حمله با ثابت نگه داشتن سایر متغیرهای مستقل



شکل ۸- نمودار CLL بر حسب زاویه اسلیپ با ثابت نگه داشتن سایر متغیرهای مستقل

جدول ۱۴- تعداد خطاهای بیش از ۵۰ درصد در مدل‌ها در ۲۴۰۰ تیمار-۱

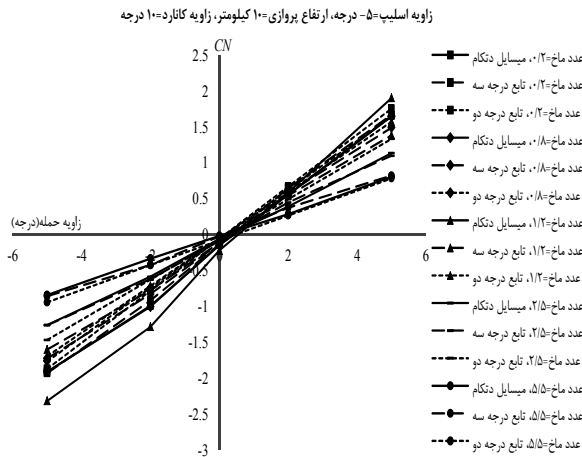
پاسخ						طرح
CLL	CLN	CY	CA	CM	CN	
۱۲۵۷	۶۱۱	۴۶۷	۲۸۲	۵۱۹	۳۱۳	۱
۱۳۴۰	۵۳۲	۳۸۲	۷۷۱	۴۲۳	۳۳۳	الف
۱۳۳۸	۵۹۷	۴۶۲	۶۴۶	۴۰۴	۳۲۰	ب
۱۴۴۴	۶۵۵	۵۴۵	۱۰۹	۳۷۸	۲۷۶	الف
۱۴۸۴	۶۸۲	۵۸۳	۱۲۲	۳۵۹	۲۶۰	ب
۱۳۱۹	۶۲۸	۴۹۶	۳۵۰	۳۵۹	۲۹۱	الف
۱۳۱۴	۵۵۰	۴۵۸	۳۶۴	۳۷۲	۲۹۶	ب
۱۳۳۵	۵۳۰	۴۴۷	۳۴۷	۳۷۰	۳۰۰	ج
۱۳۶۶	۵۷۵	۴۹۳	۲۹۰	۳۴۳	۲۸۳	د
۹۳۰	-	-	-	-	-	۵
۸۲۸	-	-	-	-	-	۶
۸۴۶	-	-	-	-	-	۷
۹۲۴	-	-	-	-	-	۸
۸۱۲	-	-	-	-	-	۹
۱۱۵۳	۵۲۹	۳۵۴	۵۳۲	۳۷۴	۲۳۶	CCF تو در تو

جدول ۱۵- تعداد خطاهای بیش از ۵۰ درصد در مدل‌ها در ۲۴۰۰ تیمار-۲

پاسخ							طرح
CYB	CMA	CNA	X-CP	CL/CD	CD	CL	
۷۵۳		۹۲	۱۱۹۹	۷۹۳	۲۷۱	۳۴۵	۱
۶۹۶	۱۲۹	۶۰	۱۰۷۳	۱۴۴۴	۷۳۵	۳۳۲	الف
۵۶۲	۱۳۱	۴۷	۲۳۰۰	۱۴۴۳	۶۱۰	۳۱۳	ب
۳۷۵	۹۷	۶۷	۱۳۰۹	۷۰۳	۷۲	۳۰۳	الف
۶۰۲	۱۴۱	۹۲	۱۱۴۹	۶۶۱	۸۸	۲۵۳	ب
۳۶۴	۵۸	۳۷	۸۵۷	۷۴۳	۳۱۴	۳۰۱	الف
۱۴۴۴	۲۳۹	۱۰۷	۸۴۸	۱۲۲۸	۳۳۱	۲۹۷	ب
۲۱۸	۳۳۲	۱۳۹	۲۳۲۴	۷۸۰	۳۰۶	۲۸۶	ج
۳۲۷	۲۱۹	۱۱۸	۱۰۱۲	۱۲۶۴	۲۲۲	۲۷۱	د
۹۷۷	۲۱۳	۱۰۲	۸۶۳	۱۱۵۸	۴۸۶	۲۶۷	CCF تو در تو

جدول ۱۷ مقایسه مدل‌های رویه پاسخ برای همه پاسخ‌ها

با توجه به جدول‌های (۱۵) تا (۱۷) و بررسی این جداول، برای هر یک از متغیرهای پاسخ، مدل دقیق‌تر انتخاب شد که در ادامه بیان می‌شود.



شکل ۹- نمودار CN حاصل از کد میسایل دتکام و سایر مدل‌ها بر حسب زاویه حمله و در اعداد ماخ مختلف

مدل‌های رویه پاسخ

جدول (۱۸) درجه مدل و طرح انتخاب شده برای هر یک از متغیرهای پاسخ که نسبت به سایر مدل‌ها دقیق‌تر است و نیز مقادیر R^2_{adj} مدل‌ها را نشان می‌دهد. در همه طرح‌ها از روش رگرسیون مرحله‌ای برای رسیدن به ضرایب مؤثر بر پاسخ استفاده شده است. مقادیر R^2_{adj} به غیر از دو متغیر X-CP و CLLB مقادیر بسیار مناسبی هستند و نشان می‌دهند که مدل‌های حاصل درصد بالایی از داده‌ها را پوشش می‌دهند. جدول (۱۹) تا (۲۱) ضرایبی را که در مدل‌های منتخب متغیرهای پاسخ وجود دارند، نشان می‌دهند. علامت \times نشان‌دهنده ترم‌های اثرگذار در متغیرهای پاسخ است.

جدول ۱۸- مشخصات مدل‌های منتخب برای کلیه متغیرهای پاسخ

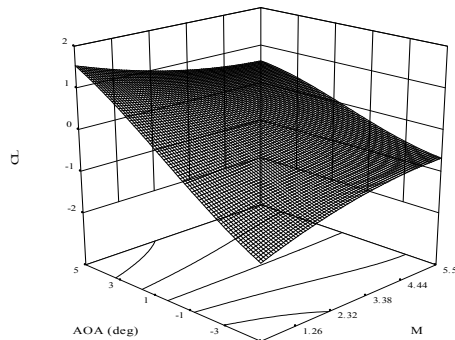
متغیر پاسخ	درجه مدل	طرح	$R^2_{adj}(\%)$
CN	درجه سه	CCF تو در تو	۹۹/۶۶
CM	درجه سه	CCF تو در تو	۹۹/۶۳
CA	درجه دو	طرح سوم	۹۷/۲۷
			۹۷/۲۰
CY	درجه سه	CCF تو در تو	۹۹/۶۸
CLN	درجه سه	CCF تو در تو	۹۹/۶۵
CLL	درجه دو	طرح نهم	۹۱/۸۲
CL	درجه سه	CCF تو در تو	۹۹/۵۸
CD	درجه دو	طرح سوم	۹۷/۱۵
			۹۷/۱۴
CL/CD	درجه دو	طرح سوم	۹۹/۷۹
			۹۹/۷۶

زاویه حمله=۵- درجه، عدد ماخ=۰/۲، ارتفاع پروازی=۱۰ کیلومتر	زاویه اسلیپ=۵- درجه، زاویه کانارد=۱۰ درجه	درصد خطای نسبی	درصد خطای نسبی	رویه پاسخ درجه سه	رویه پاسخ درجه دو	میسایل دتکام	متغیر پاسخ
۰/۹	۲/۱	-۱/۹۲۵	-۱/۸۶۵	-۱/۹۰۶	CN		
۱/۱	۲/۴	۲۱/۵۵۶	۲۰/۷۸۲	۲۱/۳۰۴	CM		
۲/۵	۱۵/۰۴	-۱/۸۹۳	-۰/۷۴	-۱/۸۷۱	CA		
۰/۶	۱/۲	۱/۶۶۶	۱/۶۷۶	۱/۶۵۵	CY		
۰/۲	۰/۹	-۱۷/۸۲	-۱۸/۰۳۴	-۱۷/۸۶۷	CLN		
۵/۹	۱/۷	-۰/۲۶۷	-۰/۲۸۹	-۰/۲۸۴	CLL		
۲/۰۸	۳/۴	-۱/۸۶	-۱/۷۵۹	-۱/۸۲۲	CL		
۵/۵	۸۴/۲	۱/۰۹۱	۱/۹۰۵	۱/۰۳۴	CD		
۵/۲	۶/۵	-۱/۶۷۶	-۱/۶۴۸	-۱/۷۶۳	CL/CD		
۱۷/۵	۴۷/۵	-۹/۲۲۳	-۱۶/۴۹۹	-۱۱/۱۸	X-CP		
۳۴/۲	۳۵/۰۸	-۰/۳۳۳	-۰/۳۳۵	-۰/۳۴۸	CNA		
۴۲/۸	۳۹/۷	-۳/۶۴۴	-۳/۵۶۴	-۲/۵۵۱	CMA		
۲۹/۰۴	۵۰/۸	-۰/۴۳۱	-۰/۵۰۴	-۰/۳۳۴	CYB		
۲۰/۸	۳۴/۹	۴/۴۴۸	۴/۹۶۶	۳/۶۸۱	CLNB		
۸۷/۹	۴۰	-۰/۰۳۸۱	-۰/۰۱۸۹	-۰/۰۲۱۵	CLLB		
۴۶/۸	۲/۸	-۳/۴۵۸	-۲/۲۸۷	-۲/۳۵۵	CNQ		
۲۶/۲	۷/۲	۵۲/۵۱۱	۳۸/۵۷۵	۴۱/۵۸۸	CMQ		
۳/۱	۱۴/۲	-۱/۸۹۷	-۰/۷۹۴	-۰/۹۲۶	CNAD		
۹/۴۶	۲/۷	-۶/۳۵۸	-۵/۹۶۵	-۵/۸۰۸	CMAD		

همان‌طور که از جدول (۱۷) مشاهده می‌شود، مدل‌های رویه پاسخ در ۱۸ متغیر پاسخ جواب‌هایی نزدیک به مقادیر اصلی حاصل از نرم‌افزار میسایل دتکام را ارائه می‌دهد و فقط در متغیر پاسخ مشتق ضریب گشتاور رول نسبت به زاویه اسلیپ از دقت قابل قبولی برخوردار نیست. توسعه طرح‌های درجه چهار و بالاتر سبب دستیابی به مدل دقیق‌تری برای متغیرهای پاسخ و مخصوصاً این متغیر خواهد شد.

شکل (۹) نمودار متغیر پاسخ ضریب نیروی عمودی را که از کد میسایل دتکام، رویه پاسخ درجه دو و رویه پاسخ درجه سه به دست آمده است، بر حسب زاویه حمله و در اعداد ماخ مختلف نشان می‌دهد. این نمودار نیز در ارتفاع پروازی ۱۰ کیلومتر، زاویه اسلیپ ۵- درجه و زوایای پل‌های کانارد هر کدام ۱۰ درجه رسم شده است.

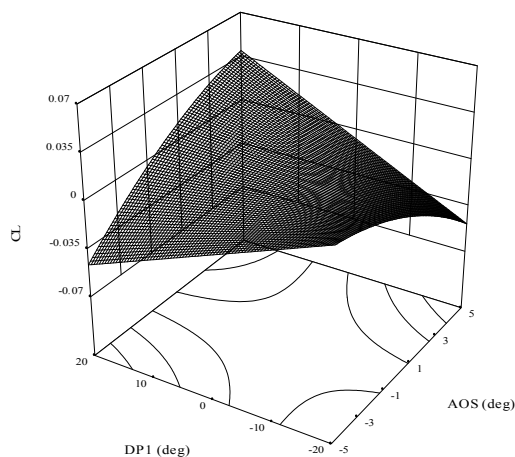
بیشترین سطح خود (۵ درجه) و عدد ماخ در کمترین سطح (۰/۲) هستند، به دست می آید.



شکل ۱۰- نمودار اثرات سه بعدی عدد ماخ و زاویه حمله بر CL

همچنین این نمودار میزان حساسیت پاسخ را به تغییرات زاویه حمله در سرعت‌های مختلف نشان می‌دهد. در سطح بالای عدد ماخ (۵/۵) اثر کاهش زاویه حمله کمتر از اثر کاهش آن در سطح پایین عدد ماخ (۰/۲) است. به عبارت دیگر شیب منحنی در سطح پایین‌تر عدد ماخ، تندتر است.

شکل (۱۱) اثر تقابلی زاویه اسلیپ و پنل یک را بر ضریب نیروی لیفت نشان می‌دهد. نمودار مشخص می‌کند که بیشترین مقدار CL که تنها از طریق تغییر این دو فاکتور می‌توان به آن دست یافت، در مقادیر سطح بالای هر دو فاکتور یعنی ۵ درجه برای زاویه اسلیپ و ۲۰ درجه برای پنل یک اتفاق می‌افتد. همچنین نمودار مشخص می‌کند که در سطوح پایین زاویه اسلیپ (۵- درجه)، با کاهش انحراف پنل یک، مقدار CL افزایش می‌یابد ولی در سطوح بالای زاویه اسلیپ (۵+ درجه) با کاهش انحراف پنل یک، مقدار CL کاهش می‌یابد. اثر تقابلی زاویه اسلیپ و پنل سه نیز به همین صورت می‌باشد.



شکل ۱۱- نمودار اثرات سه بعدی زاویه اسلیپ و انحراف پنل یک بر C

متغیر پاسخ	درجه مدل	طرح	$R^2_{adj}(\%)$
X-CP	درجه سه	CCF تو در تو	۵۷/۹۱
CNA	درجه دو	طرح دوم	۸۹/۹۸
		طرح اول	۹۹/۲۰
CMA	درجه دو	طرح اول	۹۶/۳۱
CYB	درجه دو	طرح سوم	۹۷/۸۶
		طرح سوم	۹۱/۸۶
CLNB	درجه دو	طرح سوم	۹۸/۸۳
		طرح اول	۹۴/۳۷
CLLB	درجه دو	طرح اول	۵۲/۷۳
CNQ	درجه دو	طرح اول	۹۵/۷۴
CMQ	درجه دو	طرح اول	۹۵/۹۸
CNAD	درجه دو	طرح اول	۷۳/۰۵
CMAD	درجه دو	طرح اول	۸۹/۶۳

جدول ۱۹- ترم‌های معنی دار در مدل‌های منتخب متغیرهای پاسخ-۱

ترم	پاسخ			
	CNA D	CMAD	CMQ	CNQ
X_1	×	×	×	×
X_2	×	×	×	×
X_3				×
X_4	×	×	×	
X_6	×			
X_8	×			
X_1^2		×	×	×
X_2^2	×	×	×	×
X_4^2	×	×	×	×
X_6^2	×			
X_8^2	×			
$X_1 X_2$	×	×	×	×

به طور مثال علامت درج شده \times مقابل ترم $X_1 X_2$ در ستون CAa نشان می‌دهد که تغییر توام زاویه حمله و عدد ماخ در مقدار CAa تاثیر دارد ولی به عنوان مثال تاثیر تغییر توام X_3 و X_6 یعنی ارتفاع پروازی و زاویه انحراف پنل ۲ در مقدار CAa ناچیز است. حرف a در این متغیر با توجه به طرح منتخب برای آن معرف معادله ریاضی CA با زاویه اسلیپ مثبت است. همه نمودارهای سه بعدی اثر تقابلی متغیرهای ورودی بر پاسخ که به آن‌ها رویه پاسخ گفته می‌شود، نیز به دست آمد. این نمودارها اطلاعات مفیدی را بیان می‌کنند.

شکل (۱۰) اثر تقابلی بین عدد ماخ و زاویه حمله را بر روی ضریب نیروی لیفت نشان می‌دهد. این نمودار، ماکزیمم مقدار CL را که تنها از تغییر زاویه حمله و سرعت در شرایطی که سایر فاکتورها در مقادیر متوسط خود هستند، می‌توان به آن دست یافت را نشان می‌دهد. این مقدار ماکزیمم CL، هنگامی که زاویه حمله در

جدول ۲۰- ترم‌های معنی دار در مدل‌های منتخب متغیرهای پاسخ-۲

پاسخ														ترم
CLLB	CLNB,b	CLNB,a	CYB,b	CYB,a	CMA	CNA,b	CNA,a	CL/CD,b	CL/CD,a	CD,b	CD,a	CA,b	CA,a	
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₁
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₂
	×	×	×	×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₃
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₄
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₅
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₆
	×	×	×	×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₇
×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	X ₈
	×	×	×	×		×	×			×	×	×	×	X ₁ ²
	×	×	×	×	×	×			×	×	×			X ₂ ²
	×	×	×	×						×	×	×	×	X ₃ ²
					×	×	×							X ₄ ²
	×	×	×			×				×	×	×	×	X ₅ ²
	×		×			×				×	×	×	×	X ₆ ²
	×	×	×	×		×		×		×	×	×	×	X ₇ ²
	×		×	×		×				×	×	×	×	X ₈ ²
×	×	×	×	×	×	×		×	×	×	×	×	×	X ₁ X ₂
	×	×		×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₁ X ₃
		×		×	×			×	×	×	×	×	×	X ₁ X ₄
×		×			×				×					X ₁ X ₅
×					×	×			×					X ₁ X ₆
		×		×				×	×	×	×	×	×	X ₁ X ₇
×					×									X ₁ X ₈
		×		×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₂ X ₃
×	×	×	×	×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₂ X ₄
×	×						×	×	×					X ₂ X ₅
	×	×		×	×	×	×			×	×	×	×	X ₂ X ₆
	×	×		×				×	×					X ₂ X ₇
	×	×	×	×	×	×	×			×	×	×	×	X ₂ X ₈
		×		×				×	×					X ₃ X ₄
	×	×	×	×		×		×	×	×	×	×	×	X ₃ X ₇
×		×		×		×		×						X ₄ X ₅
×						×	×	×	×					X ₄ X ₆
		×		×		×	×	×	×	×	×	×	×	X ₄ X ₇
×						×	×		×					X ₄ X ₈
	×	×	×	×		×	×							X ₅ X ₆
	×	×		×		×	×							X ₅ X ₈
×														X ₆ X ₈

جدول ۲۱- ترم‌های معنی‌دار در مدل‌های منتخب متغیرهای پاسخ-۳

پاسخ							ترم	پاسخ							ترم
X-CP	CL	CLL	CLN	CY	CM	CN		X-CP	CL	CLL	CLN	CY	C M	CN	
	x	x			x	x	X ₁ X ₄ X ₆	x	x	x	x	x	x	X ₁	
x	x				x	x	X ₁ X ₄ X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₂	
	x	x			x	x	X ₁ X ₄ X ₈	x	x	x	x			X ₃	
		x					X ₁ X ₆ X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₄	
x							X ₁ X ₆ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₅	
		x					X ₁ X ₇ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₆	
	x				x	x	X ₂ X ₄ X ₅	x	x	x	x	x	x	X ₇	
			x	x			X ₂ X ₄ X ₆	x	x	x	x	x	x	X ₈	
	x				x	x	X ₂ X ₄ X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₁ ²	
			x	x			X ₂ X ₄ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₂ ²	
x							X ₃ X ₄ X ₆			x	x			X ₃ ²	
x							X ₃ X ₄ X ₈		x	x	x	x	x	X ₄ ²	
		x					X ₃ X ₅ X ₆			x				X ₅ ²	
		x					X ₃ X ₅ X ₇	x	x					X ₆ ²	
x							X ₃ X ₅ X ₈							X ₇ ²	
x							X ₃ X ₆ X ₇	x						X ₈ ²	
x							X ₃ X ₇ X ₈		x		x	x	x	X ₁ X ₂	
x							X ₄ X ₅ X ₆	x	x		x			X ₁ X ₃	
x							X ₄ X ₅ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₁ X ₄	
x							X ₄ X ₆ X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₁ X ₅	
		x					X ₄ X ₇ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₁ X ₆	
x							X ₅ X ₆ X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₁ X ₇	
x							X ₅ X ₇ X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₁ X ₈	
	x				x	x	X ₁ ² X ₂		x	x				X ₂ X ₃	
							X ₁ ² X ₃		x		x	x	x	X ₂ X ₄	
	x		x	x			X ₁ ² X ₄	x	x	x	x	x	x	X ₂ X ₅	
		x					X ₁ ² X ₅	x		x	x	x		X ₂ X ₆	
x					x		X ₁ ² X ₆		x	x	x	x	x	X ₂ X ₇	
		x					X ₁ ² X ₇	x		x	x			X ₂ X ₈	
x		x					X ₁ ² X ₈	x		x				X ₃ X ₄	
		x					X ₂ ² X ₃	x		x				X ₃ X ₅	
			x	x			X ₂ ² X ₄	x	x	x				X ₃ X ₆	
		x					X ₂ ² X ₅	x		x				X ₃ X ₇	
x					x		X ₂ ² X ₆	x						X ₃ X ₈	
		x	x	x			X ₂ ² X ₇	x	x	x	x	x	x	X ₄ X ₅	
x		x					X ₂ ² X ₈	x	x	x	x	x	x	X ₄ X ₆	
						x	X ₂ X ₄ ²	x	x	x		x	x	X ₄ X ₇	
		x	x	x			X ₄ ² X ₅	x	x	x	x	x	x	X ₄ X ₈	
	x	x			x	x	X ₄ ² X ₆	x		x				X ₅ X ₆	
		x					X ₄ ² X ₇	x		x				X ₅ X ₇	
	x	x			x	x	X ₄ ² X ₈	x						X ₅ X ₈	
		x					X ₅ ² X ₆	x		x				X ₆ X ₇	

پاسخ							ترم	پاسخ							ترم
X-CP	CL	CLL	CLN	CY	CM	CN		X-CP	CL	CLL	CLN	CY	C M	CN	
			×				$X_1 X_3^2$	×		×					$X_6 X_8$
					×		$X_1 X_4^2$	×		×					$X_7 X_8$
	×						$X_2 X_4^2$		×						$X_1 X_2 X_3$
		×					$X_3 X_4^2$					×			$X_1 X_2 X_4$
	×						$X_3 X_6^2$		×		×	×	×	×	$X_1 X_2 X_5$
	×				×	×	X_2^3				×	×			$X_1 X_2 X_6$
		×					X_3^3				×	×			$X_1 X_2 X_7$
			×	×			X_4^3				×	×			$X_1 X_2 X_8$
×							X_6^3	×							$X_1 X_3 X_7$
×							X_8^3	×							$X_1 X_3 X_8$
								×	×		×	×	×	×	$X_1 X_4 X_5$

مراجع

- [1] Abrahamsson, P., "Combined Platform for Boost Guidance and Attitude Control for Sounding Rockets". (Aerospace Engineering). Master Of Science Thesis, Sweden, Linköping. LINKÖPING University. February 2004.
- [2] "Sounding Rocket Program Handbook". Suborbital Projects and Operations Directorate Sounding Rockets Program Office. National Aeronautics and Space Administration (NASA). Wallops Island, Virginia. June 1, 1999.
- [3] Croarkin, C., Tobias, P., Trutna, L., "Engineering Statistical Handbook". chapter 5, 2003; <http://www.itl.nist.gov/div898/handbook/>, date.
- [4] Available, [On Line]: [http://www.progisdoo.com/Introduction of Design of Experiments](http://www.progisdoo.com/Introduction%20of%20Design%20of%20Experiments)
- [5] Available, [On Line]: [https://www.onlinecourses.science.psu.edu/stat503/node/6/ A Quick History of the Design of Experiments \(DOE\)](https://www.onlinecourses.science.psu.edu/stat503/node/6/A%20Quick%20History%20of%20the%20Design%20of%20Experiments%20(DOE))
- [6] Bradley, N., "The Response Surface Methodology", (Applied Mathematics & Computer Science), Master Of Science Thesis, Department of Mathematical Sciences, Indiana University of South Bend, 2007.
- [7] Alvarez, L., "Design Optimization Based On Genetic Programming, Approximation model building for design optimization using the response surface methodology and genetic programming". Department of Civil and Environmental Engineering, University of Bradford, UK, 2000.
- [8] Landman, D., Simpson, J., Mariani, R., Ortiz, F., "A High Performance Aircraft Wind Tunnel Test using Response Surface Methodologies". AIAA Paper 2005-7602.2005.
- [9] Hanke, J. L., "Assessment of CFD-based Response Surface Model for Ares I Supersonic Ascent Aerodynamics". NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 23681-2199.
- [10] English, T. G., "Application of Experimental Design for Efficient Wind Tunnel Testing: The Tandem Wing MAV

نتیجه‌گیری

در این پژوهش با استفاده از روش طراحی آزمایش رویه پاسخ، معادلات ریاضی ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری یک راکت کاوش خاص به صورت توابعی از زاویه حمله، زاویه اسلیپ، ارتفاع پروازی، عدد ماخ و زوایای انحراف چهار پنل کانارد، به دست آمد. ابتدا از طرح مرکب مرکزی CCF با ده تکرار در نقطه مرکزی و یک بلوک استفاده شد و مدل‌های رویه پاسخ درجه دو برای ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری به دست آمد. در ادامه برای دستیابی به دقت بالاتر، دو راهکار مورد بررسی قرار گرفت. برای راهکار اول که محدود نمودن دامنه سطوح متغیرهای ورودی است، ۹ طرح با همان مشخصات طرح اول ولی با سطوح متفاوت برای متغیرهای ورودی ایجاد شد و تقسیم دامنه زاویه حمله و اسلیپ و نیز زوایای انحراف پنل‌های کانارد مورد بررسی قرار گرفت که این راهکار سبب افزایش دقت در ۱۰ متغیر پاسخ از ۱۹ متغیر شد. برای راهکار دوم که پوش کردن توابع درجه بالاتر به فضای طرح است، یک طرح CCF تو در تو با مدل درجه سه ایجاد شد که سبب افزایش دقت معادلات در ۶ متغیر پاسخ شد. در انتها معادلات با دقت بالاتر برای هر یک از متغیرهای پاسخ انتخاب شد و نمودارهای اثرات تقابلی متغیرهای ورودی موثر بر هر کدام از متغیرهای پاسخ به دست آمد. مقایسه مقادیر تخمین زده شده توسط معادلات و مقادیر متناظر که از کد میسایل دتکام به دست آمده‌اند، دقت بالای آن‌ها را بیان می‌کند.

با توجه به نتایج به دست آمده در این پژوهش می‌توان بیان نمود، روش رویه پاسخ با توجه به تعداد کم آزمایش مورد نیاز برای دستیابی به مدل و همچنین قابلیت تعیین اثرات تقابلی متغیرهای ورودی بر پاسخ، روش مناسبی جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری به شمار می‌آید.

- Tolerances". *Jornnal Of Space Science & Technolgl.* Vol. 4, No. 1 &2, 2011, pp. 61-67.
- [13] Bashiri, M., Fotuli, F., *Design Of Experiment By Emphasis On Design-Expert & Minitab Softwares*, Tehran, Shahed University, 1389.(In Persian)
- [14] B. Henderson, "Introduction To Response Surface Methods, Optimal(Custom) Designs", Part 2, 2012, <http://www.statease.com/webinar.html>.
- Case". (Industrial Engineering). Florida State University. FAMU-FSU College of engineering, 2007.
- [11] Amiri, M., Morteza khani, M., Alaghebandha, M., Saeidi, R. *Design Of Experiments By Response Surface Methodology Approach With SAS Software Application*. Ghazvin, Ghazvin University, 1388.(In Persian)
- [12] Naghikhani, M., Alimohammadi, A., "Using Response Surface Method (RSM) in the Optimal Allocation of