

Research Paper

# Thermal Optimum Trajectory Design of Crewed Reentry Vehicles using the Aerodynamic Database Management Method

S.M. Mahmoodzadeh Entezari<sup>1</sup>, A. Alikhani<sup>2\*</sup>, M. Mohammadi Amin<sup>3</sup>

1, 2, 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Technology and Research, Tehran, Iran

\*aalikhani@ari.ac.ir

*In this study, a method for designing a thermal optimum reentry path based on aerodynamic database management has been developed using the Kriging and Co-Kriging methods. For the design of the reentry path in the conceptual design phase, the more precise the dynamical model of the reentry vehicle, the closer the approach is to reality. One of the issues affecting the accuracy of the dynamic model of the return vehicle is the aerodynamic coefficients in its flight envelope. For this purpose, in the present study using the new method, accurate aerodynamic data has been developed by combining the data from different solvers in the device flight envelope at the appropriate time. In the following, using the dynamic model and the developed reentry path design algorithm, the thermal optimal return path of the Orion device with constant coefficients and the exact aerodynamic database are compared, and the important parameters of the reentry path, such as thermal flux and final velocity, are evaluated*

**Keywords:** Reentry Vehicle, Optimum reentry path design, Aerodynamic database, Kriging and co-kriging

---

1. PhD Student  
2. Associate Professor (Corresponding Author)  
3. Assistant Professor

مقاله علمی پژوهشی

# طراحی مسیر بهینه حرارتی وسایل ورود به جو با استفاده از روش مدیریت پایگاه داده‌های ایرودینامیکی

سید معین محمودزاده انتظاری<sup>۱</sup>، علیرضا علیخانی<sup>۲\*</sup> و میثم محمدی امین<sup>۳</sup>

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری

\*aalikhani@ari.ac.ir

در این مطالعه، روشی برای طراحی مسیر بهینه وسایل بازگشت به جو بر پایه مدیریت پایگاه داده ایرودینامیکی با استفاده از روش کریگینگ و کو- کریگینگ توسعه داده شده است. برای طراحی مسیر بازگشتی در فاز طراحی مفهومی، هر چه مدل دینامیکی وسیله بازگشتی دقیق‌تر باشد، مسیر طراحی شده به واقعیت نزدیک‌تر است. یکی از مسائل تأثیرگذار بر دقت مدل دینامیکی وسایل بازگشت به جو، ضرایب ایرودینامیکی در پاکت پروازی وسیع آن است. بدین منظور در مطالعه حاضر، با بهره‌گیری از روشی نوین، داده‌های ایرودینامیکی دقیق با استفاده از ترکیب داده‌های حاصل از حل‌گرهای مختلف در پاکت پروازی وسیله با هزینه زمانی مناسب، توسعه داده شده است. در ادامه، با استفاده از مدل دینامیکی و الگوریتم طراحی مسیر توسعه داده شده، مسیر بهینه بازگشتی وسیله اورایون با ضرایب ثابت و پایگاه داده ایرودینامیکی دقیق با هم مقایسه شده‌اند و پارامترهای مهم ورود به جو مانند شار حرارتی و سرعت نهایی ارزیابی شده است.

واژه‌های کلیدی: وسایل بازگشت به جو، طراحی مسیر بهینه، پایگاه داده ایرودینامیکی، کریگینگ و کو-کریگینگ

## علائم و اختصارات

$t_f$   
 $\phi$   
LHS  
PSO

زمان انتهایی  
تابع پناستی  
Latin Hypercube Sampling  
Particle Swarm Optimization

$h$   
 $v$   
 $\theta$   
 $\gamma$   
 $\psi$   
 $\phi$   
 $\alpha$   
 $g(h)$   
 $\rho(h)$   
 $h_r$

بیانگر ارتفاع  
سرعت  
عرض جغرافیایی  
زاویه مسیر  
زاویه سمت  
طول جغرافیایی  
زاویه حمله  
نیروی گرانش  
چگالی جو  
مقیاس حرارتی

## مقدمه

هنگامی که هدف برگرداندن وسیله‌ای مهم و مفید از فضا باشد، گذر از اتمسفر زمین اجتناب‌ناپذیر است. اکثر اوقات یک وسیله بازگشت به جو، حامل فضاورد یا نمونه‌ای از یک محموله مهم است. این نوع گذر از اتمسفر زمین را ورود به جوی گویند. در ورود به جو معمولاً با یک وسیله پرنده با انرژی جنبشی بالا مواجه هستیم. این انرژی با پسی ایجاد شده در هنگام گذر از جو کاسته می‌شود. افزایش آرام چگالی هوا باعث می‌شود انتقال از فاز پرواز آزاد به فاز ورود به جو بسیار تدریجی صورت گیرد؛ لذا

۱. دانشجوی دکتری  
۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)  
۳. استادیار

نقطه ورود به جو را دقیقاً نمی‌توان مشخص نمود. این نقطه تقریباً در ارتفاعی حدود ۱۰۰ تا ۱۲۰ کیلومتری قرار دارد. معمولاً در مسیر ورود به جو، رژیم‌های پروازی مختلفی شامل رژیم گاز رقیق، ابرصوت، فراصوت، گذرصوت و فروصوت تجربه می‌شود. پرواز ورود به جو بسیار پیچیده‌تر از پرواز کاملاً خارج از جو یا پرواز کاملاً درون جو است. در پرواز خارج از جو وسیله با سرعت بسیار زیاد در خلأ حرکت می‌کند. اما در پرواز درون اتمسفر، معمولاً وسایل پرنده با سرعت پایین‌تری پرواز می‌کنند. پرواز ورود به جو خصوصیات پیچیده‌ای مرکب از این دو نوع پرواز را داراست. به دلیل سرعت ابرصوت وسیله در مسیر ورود به جو، دماهای بسیار بالا در اثر اصطکاک، امواج شوک قوی و تشعشع ایجاد می‌شود [۱]. در سیستم‌های پیشرفته سایوز و آپولو برای هدایت وسیله از نیروی آیرودینامیکی برآ استفاده می‌شود. استفاده از نیروی برآ امکان دورکردن مسیر حرکت از حالت عمودی را فراهم می‌آورد. علاوه بر آن سیستم جهت‌دهی امکان تنظیم ضریب بار را فراهم می‌آورد. نحوه انجام این کار به این صورت است که مرکز جرم فضاپیما مقداری نسبت به محور طولی آن جابجا می‌شود. در اثر نیروهای آیرودینامیکی وارده، وسیله که دارای پایداری استاتیکی است، به گونه‌ای در مقابل جریان جهت‌گیری می‌کند که نیروهای آیرودینامیکی حاصل روی خط واصل مرکز جرم و مرکز فشار واقع شود، و در نتیجه زاویه حمله به وجود آمده، نیروی برآ تولید می‌شود. یکی از چالش‌های ورود به جو، تعیین همین رفتار آیرودینامیکی وسیله در پرواز آن است. با توجه به ابعاد بزرگ وسیله و وسعت پاکت پروازی ورود به جو، استفاده از روش‌های معمول شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی در کاربردهایی که شامل چندین متغیر مستقل طراحی هستند نظیر بهینه‌سازی‌های چندمنظوره، ایروالاستیسیته و مطالعه دینامیک پرواز و کنترل، پرهزینه و زمان‌بر خواهد بود. برای تشکیل پایگاه داده آیرودینامیکی برای نیروها و گشتاورهای مورد نیاز پرواز، تمام طیف وسیع پاکت پروازی باید پوشش داده شود. بنابراین شرایط پروازی که نیاز به داده‌های دقیق آیرودینامیکی دارند، به راحتی بیش از ۱۰<sup>۶</sup> عدد خواهند شد [۲ و ۳]. برای مثال اگر شرایط پروازی را به صورت جدول (۱) در نظر گرفت:

جدول ۱- پاکت پروازی فرضی برای یک پرنده بازگشتی

ماخ	۳۰-۰/۱
زاویه حمله	۹۰-۰ درجه
زاویه سرش جانبی	۱۰- تا ۱۰ درجه
ارتفاع	۱۲۰-۰ کیلومتر

اگر برای هر گام ۰/۲ برای عدد ماخ، ۱ درجه برای زاویه حمله، ۱ درجه برای زاویه سرش جانبی و هر ۱۰ کیلومتر برای ارتفاع در نظر گرفته شود، تعداد داده مورد نیاز برای ضرایب استاتیکی در حدود

به هنگام بازگشت جسم پرنده، علاوه بر نیروهای آیرودینامیکی وارده، بارهای حرارتی شدیدی نیز به آن اعمال می‌شود. افزایش درجه حرارت در نزدیکی جسم متحرک در نتیجه موج شوک ایجاد شده قوی جلوی وسیله و همچنین اصطکاک روی سطح به وجود می‌آید. در طول مسیر حرکت جسم پرنده، سرعت آن و چگالی اتمسفر در دامنه وسیعی تغییر می‌کند، به همین سبب در هر یک از قسمت‌های مسیر شار حرارتی متفاوتی را تجربه می‌کند. مکانیزم انتقال حرارت، رابطه تنگاتنگی با ساختار لایه مرزی دارد. ضخامت این لایه مرزی در طول جریان متغیر است و از قسمت جلویی جسم پرنده بازگشتی تا قسمت انتهایی آن روند افزایشی دارد. دو نوع روش برخورد برای تحمل دماهای بالای به وجود آمده در طی بازگشت اتمسفری لحاظ می‌گردد. روش اول به آیرودینامیک وسیله و تکنولوژی عایق حرارتی توجه دارد و اینکه چگونه وسیله پرنده اصطکاک حرارتی را تحمل می‌کند. روش بعدی، طراحی مسیر بهینه حرکت بازگشتی از نظر کمینه بودن شار حرارتی است. بدین ترتیب که با کاربرد مناسب دینامیک بازگشتی می‌توان در یک بازه طولانی زمان، تحت شرایط مطلوب، افزایش دما را کمینه کرد.

موضوع هدایت و کنترل فضاپیماها در فاز ورود به جو سابقه طولانی دارد. راو و همکاران (۱۹۹۸) به هدایت و کنترل وسیله بازگشتی SX-2، برای دنبال کردن مسیر به صورت دوبعدی با استفاده از روش پسخوران خطی شده پرداختند. قانون هدایت شامل فرمان‌های کنترلی برای زاویه حمله و زاویه بنک برای دنبال کردن مسیر مدنظر است. برای ضرایب آیرودینامیکی از معادله‌ای ساده بر حسب زاویه حمله و عدد ماخ استفاده شده است [۴]. گرائیچن و همکارش (۲۰۰۶) با استفاده از روش کنترل بهینه با در نظر گرفتن قیود ترکیبی، مسیر ورود به جو وسیله شاتل را بررسی و طراحی کردند. با در نظر گرفتن شرایط انتهایی و حرارت، مسیر بهینه طراحی شده است. تابع هزینه‌های مختلفی مورد بحث قرار گرفته است. در این تحقیق ضریب برآ و پسا به ترتیب با معادله درجه یک و دو بر حسب زاویه حمله بیان شده است [۵]. در ادامه این فعالیت، رحیمی و همکارانش (۲۰۱۰)، برای وسیله ورود به جو شاتل با شرایط اولیه مشخص، مسیر بهینه حرارتی طراحی کردند. برای کمینه‌کردن حرارت در طول مسیر، از روش PSO استفاده شده است. متغیرهای کنترلی در این مطالعه، زاویه حمله و زاویه بنک بوده است. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که با طراحی مناسب مسیر تا ۱۵ درصد می‌توان شار حرارتی وارده به وسیله را کاهش داد. در این مطالعه تابع مرجع برای تخمین پروفیل زاویه حمله و بنک، به صورت بسط سینوسی تعریف شده است [۶].

پخش داده، مورد استفاده قرار گرفته است. ایده اصلی، بکارگیری حل‌گرهای سریع و روش میان‌یابی غیرخطی برای تعیین روند تغییرات ضرایب ایرودینامیکی است و در ادامه برای بهبود دقت کمی داده‌های تولید شده از روش پخش داده استفاده می‌شود. بدین گونه که ضرایب با حل‌گر دقیق در نقاط نمونه‌ای که براساس معیار حداقل مربعات خطا تعیین می‌شوند با ضرایب کم دقت ترکیب شده و با استفاده از روش پخش داده، پایگاه داده نهایی تولید می‌شود. در این مطالعه نشان داده شده است که با توجه به پکت پروازی وسیع وسایل ورود به جو، با روش ارائه شده می‌توان تا ۷۰ درصد هزینه محاسباتی را نسبت به تولید تمامی ضرایب با حل‌گر دقیق کاهش داد [۱۱].

همانطور که در مطالعات گذشته بررسی شد، در طراحی مسیر از روش‌های ساده برای تخمین ضرایب ایرودینامیکی استفاده می‌شود که فرایند طراحی را با خطا همراه می‌سازد. هدف از مطالعه حاضر، ارزیابی مزایای استفاده از پایگاه داده ایرودینامیکی کامل و دقیق، در طراحی مسیر بهینه حرارتی یک وسیله بازگشتی متقارن محوری (مانند اورایون یا آپولو) با الگوریتمی نوین است. برای این منظور، مسیر پروازی وسیله بازگشتی فزاینده‌ای مختلفی تقسیم می‌شود. از آنجا که زاویه حمله در این وسیله کنترل نمی‌شود، زاویه بنک به صورت جداگانه در هر فاز با استفاده از بهینه‌ساز با کمینه‌کردن تابع هدف مربوطه محاسبه شده و پارامترهای پروازی در آن با مسیر طراحی شده با ضرایب ثابت، مقایسه می‌شود. در بخش اول این مطالعه، معادلات حرکت وسایل بازگشتی به همراه جزئیات پارامترهای آن و روش طراحی بهینه مسیر شرح داده می‌شود. در بخش بعدی، روش توسعه داده شده برای تولید پایگاه داده ایرودینامیکی و الگوریتم تولید ضرایب، بیان می‌شود. در ادامه، نتایج تولید پایگاه داده ایرودینامیکی به همراه مسیر بهینه شده ارائه می‌شود. مسیر بهینه شده، با دو رویکرد ضرایب ایرودینامیک ثابت و پایگاه داده ایرودینامیکی تولید شده در این مقاله محاسبه و با هم مقایسه می‌شوند. در بخش انتهایی، بحث و جمع‌بندی نتایج حاصله ارائه می‌شود.

## طراحی مسیر بازگشتی بهینه

معادلات حرکت یک وسیله بازگشت به جو فضایی، به صورت زیر است [۵]:

$$\dot{h} = v \sin(\gamma) \quad (2)$$

$$\dot{v} = -D(h, v, \alpha) / m - g(h) \sin(\gamma) \quad (3)$$

$$\dot{\gamma} = L(h, v, \alpha) \cos(\eta) / mv + \cos(\gamma) (v / (R_e + h) - g(h) / v) \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = v \cos(\gamma) \cos(\psi) / R_e + h \quad (5)$$

در مطالعات پیشین، روش‌های مختلف محاسباتی در زمینه تولید و مدیریت داده‌های ایرودینامیکی وسایل پرنده با تأکید بر اجسام ورود به جو ارائه شده است. پامادی و همکاران (۲۰۰۱) به توسعه پایگاه داده ایرودینامیکی برای وسیله X-34 پرداختند. در این تحقیق با مروری بر خصوصیات ایرودینامیکی، پایگاه داده ضرایب پیش از پرواز توسعه داده شده و پرواز این وسیله شبیه‌سازی شده است. در این شبیه‌سازی، از حل عددی در شرایطی که داده تونل باد در دسترس نبوده، استفاده شده است. برای محاسبه ضرایب ایرودینامیکی رابطه (۱) به کار رفته است،

$$C_{i,tot} = C_{i,b}(\alpha, M) + \Delta C_{i,\delta_e} + \Delta C_{i,\delta_a} + \Delta C_{i,\delta_r} + \Delta C_{i,\beta} \quad (1)$$

که  $C_{i,tot}$  برحسب مجموعی از ضرایب پایه  $C_{i,b}(\alpha, M)$  و مقادیر فزاینده  $\Delta C_i$  که در اثر تغییر سطوح کنترلی و زاویه سرش جانبی تولید می‌شوند، بدست می‌آید [۷]. راجرز و همکاران (۲۰۰۳) با استفاده از ابزار AERODB با محاسبه هزاران حل اولر و ناویراستوکس به تولید پایگاه داده ایرودینامیکی برای یک هندسه ورود به جو غیرمتقارن پرداخته‌اند. برای انجام این آنالیزها به صورت خودکار، از ۱۳ کامپیوتر در ۴ سایت مختلف استفاده شده است. این پایگاه داده شامل نیروها و گشتاورها بر اساس پارامترهایی نظیر عدد ماخ، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی است [۸]. روفلو و همکاران (۲۰۰۶) روشی جامع برای توسعه داده‌های ایرودینامیکی وسیله PRORA با تطبیق داده‌ها از منابع مختلف با دقت‌های مختلف ارائه کرده‌اند. محدوده رژیم پایگاه داده از فروصوت تا ابرصوت بوده و منابع اصلی تولید داده‌های ایرودینامیکی، نتایج تونل باد و CFD بوده است [۹]. ریزی و همکاران (۲۰۱۰) از حل‌گرهایی با دقت‌های مختلف از حل پتانسیل تا RANS برای توسعه پایگاه داده ایرودینامیکی برای وسیله X-31 استفاده کردند. با استفاده از نرم‌افزار CEASIOM، این داده‌ها از منابع مختلف ترکیب شده و داده نهایی به روش کریگینگ<sup>۴</sup> و کو-کریگینگ<sup>۵</sup> تولید می‌شود. خصوصیات این روش سرعت و دقت مناسب است. اما با این حال از آنجا که پکت پروازی و پارامترهای تاثیرگذار بر داده ایرودینامیکی متعدد است، نمی‌توان تمام داده‌ها را با استفاده از حل دقیق بدست آورد. از این رو از حل‌های کم‌دقت‌تر و کم‌هزینه‌تر در بیشتر نقاط پروازی و از حل دقیق در نواحی منتخب استفاده شده است [۱۰]. نگارندگان مقاله حاضر (۲۰۱۸) در مطالعه‌ای به توسعه روشی برای تولید پایگاه داده ایرودینامیکی به صورت بهینه بر پایه میان‌یابی و پخش داده کریگینگ با ترکیب داده‌ها از منابع مختلف پرداخته‌اند. برای این منظور، طیفی از حل‌گرهای سریع تا حل‌گرهای دقیق با به‌کارگیری تکنیک‌های میان‌یابی غیرخطی و

4. Kriging

5. Co-Kriging

سیستم دینامیکی با معادلات دیفرانسیل زیر فرض می‌شود:

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), t), \quad t_0 \leq t \leq t_f \quad (12)$$

که در آن  $X(t)$  تابع برداری با  $n$  مؤلفه و  $u(t)$  فرمان کنترل بوده که یک تابع برداری با  $m$  مؤلفه است. تابع هدف به صورت رابطه (۱۳) در نظر گرفته می‌شود:

$$J = \Phi[x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), u(t), t] dt \quad (13)$$

که در آن  $t_f$  زمان انتهایی و  $\Phi$  تابع پنالتی شامل اختلاف مقادیر حالت در زمان انتهایی است. برای وسیله بازگشتی تابع هدف حرارتی در طول مسیر به صورت معادلات زیر قابل بیان است [۵ و ۶]:

$$Q = q_0 \left( \sum_{i=0}^3 c_i \alpha^i \right) \sqrt{\rho \cdot (v)^{3.07}} \quad (14)$$

$$J_{mh} = \max \left[ q_0 \left( \sum_{i=0}^3 c_i \alpha^i \right) \sqrt{\rho \cdot (v)^{3.07}} \right] \quad (15)$$

$$J_Q = \int_0^{T^*} Q(t) dt \quad (16)$$

همچنین تابع پنالتی برای برآورده کردن شرایط نهایی به صورت معادله (۱۷) قابل تعریف است:

$$J_P = \sum_{k=1}^5 r_k (X_k(T) - X_k^{nominal}(T))^2, \quad k = [1, \dots, 5] \quad (17)$$

که در آن  $X_k(T)$  متغیرهای حالت شامل سرعت، ارتفاع، زاویه مسیر، زاویه سمت و عرض جغرافیایی است.  $r_k$  نیز ضرایب وزنی هستند که برای هم مرتبه کردن جملات سری استفاده می‌شوند. در نتیجه تابع هدف با معادله زیر قابل ارائه است:

$$J_{total} = w_1 J_P + w_2 J_Q + w_3 J_{mh} \quad (18)$$

مسیر بهینه با تعیین پروفیل زاویه بنک بر حسب زمان به واسطه کمینه کردن تابع هدف (معادله ۱۸)، طراحی می‌شود که در آن  $w_1$ ،  $w_2$  و  $w_3$  اتوابع وزنی هستند. تابع هدف با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مانند PSO کمینه می‌شود. روش بهینه‌سازی PSO یک نوع هوش جمعی مبتنی بر یک الگوریتم کامپیوتری برای حل مسئله است. به عبارت دیگر، یک روش کمینه‌سازی است که با استفاده از آن می‌توان با مسائلی که جواب آن‌ها یک نقطه یا سطح در فضای  $n$  بعدی است، برخورد کرد. در این چنین فضایی، یک سرعت ابتدایی به ذرات اختصاص داده و کانال‌های ارتباطی بین آن‌ها برقرار می‌شود. سپس این ذرات در فضای پاسخ حرکت می‌کنند و نتایج حاصله بر مبنای یک «ملاک شایستگی» پس از هر بازه زمانی محاسبه می‌شود. با گذشت زمان، ذرات به سمت ذراتی که دارای ملاک شایستگی بالاتری هستند و در گروه ارتباطی یکسانی قرار دارند، شتاب می‌گیرند [۱۶-۱۲].

$$\dot{\psi} = L(h, v, \alpha) \sin(\eta) / mv \cos \gamma + v \cos(\gamma) \sin(\psi) \sin(\theta) / R_e + h \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = v \cos(\gamma) \sin(\psi) / (R_e + h) \cos(\theta) \quad (7)$$

در این معادلات  $h$  بیانگر ارتفاع،  $v$  سرعت،  $\gamma$  زاویه مسیر،  $\theta$  عرض جغرافیایی،  $\psi$  زاویه سمت و  $\phi$  طول جغرافیایی، به عنوان متغیرهای حالت سیستم هستند. متغیرهای کنترلی، زاویه حمله  $\alpha$  و زاویه دوران حول محور طولی  $\eta$  هستند. نیروی گرانش  $g(h)$  و چگالی جو  $\rho(h)$  به صورت زیر مدل شده‌اند [۵]:

$$g(h) = \mu / (R_e + h)^2, \quad \rho(h) = \rho_0 \exp[-h / h_r] \quad (8)$$

که در آن  $h_r$  مقیاس حرارتی همدم است که مقدار آن برای اتمسفر زمین در دمای تقریباً ۲۷۰ درجه کلوین در جدول (۲) ارائه شده است. از معادله چگالی برای محاسبه نیروی برآ و پسا به صورت زیر استفاده شده است:

$$L(h, v, \alpha) = 0.5 \cdot C_L \cdot \rho(h) \cdot v^2 \cdot S \quad (9)$$

$$D(h, v, \alpha) = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho(h) \cdot v^2 \cdot S \quad (10)$$

پارامترهای موجود در معادلات بالا در جدول (۲) ارائه شده‌اند [۵].

**جدول ۲- پارامترهای موجود در معادلات حرکت ورود به جو**

مقدار	نماد	مقدار	نماد
1.225 (Kg/m <sup>3</sup> )	$\rho_0$	398,603.2 (Km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> )	$\mu$
6,371.2 (Km)	$R_e$	7.25 (Km)	$h_r$

بار حرارتی اعمالی به وسیله ورود به جو در طول مانور از رابطه (۱۱) قابل محاسبه است [۵ و ۶]:

$$q_r(\alpha, h, v) = q_0 \left( \sum_{i=0}^3 c_i \alpha^i \right) \sqrt{\rho(h) \cdot (v)^{3.07}} \quad (11)$$

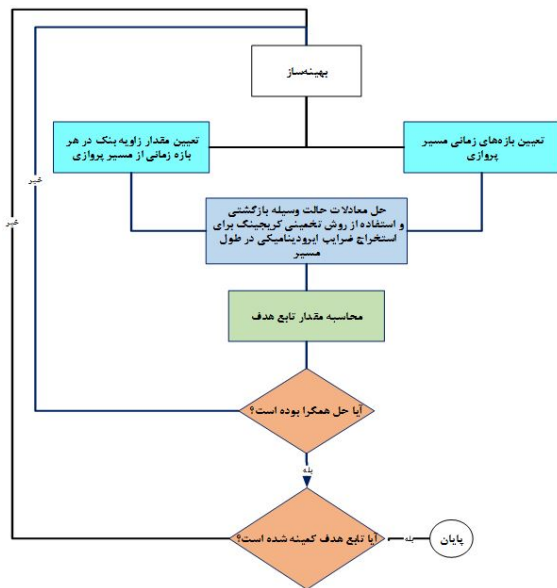
که در آن  $q_0 = 3.7156 \times 10^{-8} (\sqrt{kg/m^3})$  است. ضرایب ثابت C در جدول زیر ارائه شده است.

**جدول ۳- ضرایب ثابت معادله انتقال حرارت**

مقدار	نماد	مقدار	نماد
-1.10187	$c_1$	1.067231	$c_0$
-0.19029	$c_3$	0.698787	$c_2$

6. Flight-Path angle
7. Latitude
8. Azimuth
9. Angle of Attack
10. Bank Angle

است. وابستگی به سطوح کنترلی با استفاده از پخش داده و با فرض تغییرات محدود در هندسه نسبت به هندسه اولیه محاسبه می‌شود و نسبت به جدول پایه، مرحله زمانبری نیست. اما در مساله پیش رو، از آنجا که سطوح کنترلی وجود ندارد وابستگی ضرایب به سطوح کنترلی حذف می‌گردد همچنین از آنجا که در این مسئله محاسبه ضرایب دینامیکی لزومی ندارد وابستگی ضرایب به نرخ‌های چرخش نیازی نیست. اما از آنجا که عدد رینولدز که نماینده تغییرات ارتفاع وسیله ورود به جو است از اهمیت بالایی برخوردار است که در جدول (۴) گنجانده شده است.



شکل ۱- فلوجارت محاسبه مسیر بهینه

جدول ۴- ساختار کلی پایگاه داده ایرودینامیکی: (X نماینده المان‌های غیر صفر است)

توضیحات	عدد رینولدز	زاویه سرش جانبی (β)	عدد ماخ (M)	زاویه حمله (α)
جدول پایه	---	×	×	×
-----	×	---	×	×

همان‌طور که اشاره شد در مرحله طراحی مفهومی، وجود یک پایگاه داده ایرودینامیکی در سرعت بخشیدن به فرآیند طراحی نقش بسزایی دارد. روش‌های مختلف دینامیک سیالات محاسباتی، قابلیت تولید داده‌ها را در این مرحله از طراحی دارند. مشکل، هزینه محاسبات است؛ به خصوص زمانی که تمام ضرایب ایرودینامیکی پاکت پروازی با حل دقیق محاسبه شوند. رویکرد بهینه برای تولید پایگاه داده ایرودینامیکی عبارت است از:  
(۱) استفاده از روش‌های طراحی آزمایش<sup>۱۲</sup> برای کمینه کردن مقدار داده‌های مورد نیاز

همچنین در شکل (۱) فلوجارت کلی طراحی مسیر بهینه آورده شده است که در آن x یک بردار است (که شامل  $x_i$ ها است) که برای تخمین تابع پروفیل زاویه بنک لازم است. بخشی از  $x_i$ ها مربوط به تعیین بازه‌های زمانی طول مسیر و بخشی مربوط به مقدار زاویه بنک مورد نیاز است. تعداد تقسیمات بازه زمانی توسط بهینه‌ساز تعیین می‌شود و تقسیمات آن بر این اساس مشخص می‌شود. زمان انتهایی پرواز ثابت فرض شده است و بر طبق آن محدوده بالا و پایین هر بازه محاسبه می‌شود. برای مثال اگر تعداد تقسیمات ۲۳ عدد فرض شود، طول زمان هر بازه حدود ۶۵ ثانیه فرض می‌شود که ابتدا و انتهای هر بازه قابل محاسبه است. محدوده زاویه بنک نیز از ۱۸۰ درجه تا ۱۸۰- درجه فرض شده است.

### مدیریت پایگاه داده ایرودینامیکی

چگونگی ساختار ریاضیاتی مدل، اولین سوال پایه‌ای مدل‌سازی ایرودینامیکی است. معادله (۱۹) نمونه‌ای از وابستگی ضرایب ایرودینامیکی به جریان را نشان می‌دهد [۱۱]،

$$C_i = f_1(\alpha, \beta, M) + f_2(Re) + f_3(p, q, r) \quad (19)$$

که در معادله بالا  $n = L, D, m, Y, l, n$  نمایه ضرایب ایرودینامیک برآ، پسا، گشتاور محور پیچ و ضرایب سمتی می‌باشد. وابستگی ضرایب طولی و جانبی به متغیرهای حالت و کنترلی به صورت زیر فرموله می‌شود:

$$C_i = C_{i0}(\alpha, \beta, M) + C_{iq}(\alpha, M, q) \cdot \frac{cq}{2U_\infty} + C_{i\delta}(\alpha, \delta, M) \cdot \delta \quad (20)$$

که در معادله بالا  $i = L, D, m$  می‌باشد.

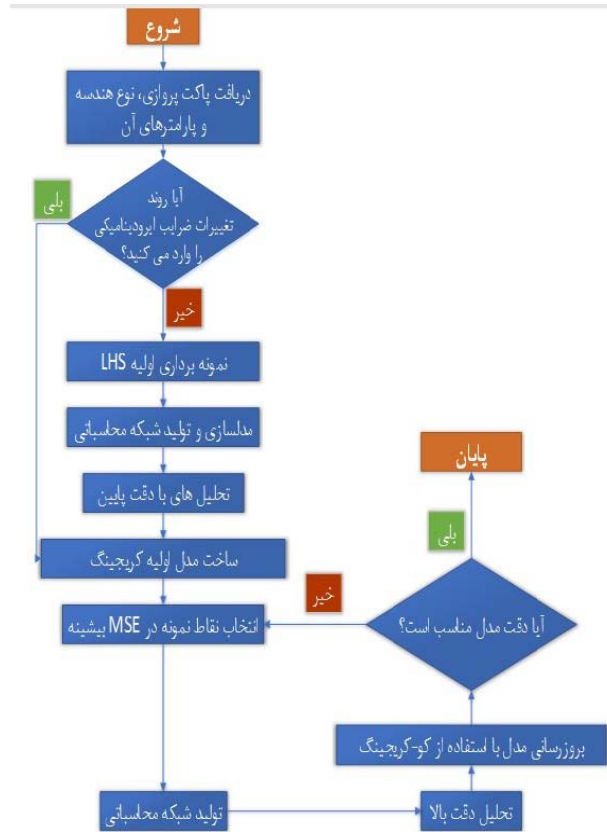
$$C_k = C_{k0}(\alpha, \beta, M) + C_{kp}(\alpha, M, p) \cdot \frac{bp}{2U_\infty} + C_{kr}(\alpha, M, r) \cdot \frac{cr}{2U_\infty} \quad (21)$$

که در معادله بالا  $k = Y, l, n$  فرض شده است. فرمت کلی برای پایگاه داده ایرودینامیکی به صورت جدول (۴) است. اگر  $n_x$  نماینده تعداد پارامتر x و  $N_c$  تعداد سطوح کنترلی باشد، ابعاد پایگاه داده از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$n \quad (22)$$

وابستگی‌های استاتیکی ضرایب ایرودینامیکی در جدول (α, β, M) ذخیره می‌شود. جدول (۴) تغییرات نیروها و ممان‌های ایرودینامیکی در طول پرواز را نشان می‌دهد و پدیده‌های غیرخطی مانند واماندگی<sup>۱۱</sup>، اثرات تراکم‌پذیری و شروع و پایان جریان‌های گردابه‌ای را در خود دارد. تکمیل این جدول معمولاً پرهزینه و زمان‌بر

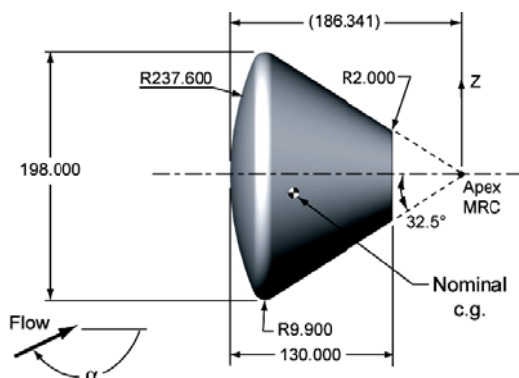
مشخص شده در شکل (۳) است. پاکت پروازی این وسیله در جدول (۵) آورده شده است. وزن این وسیله ۹۵۰۰ کیلوگرم و سطح مقطع مرجع آن ۱۹/۴۵ مترمربع در نظر گرفته شده است. پایگاه داده ایرودینامیکی با استفاده از روش کریگینگ و الگوریتم نوین توسعه داده شده، تولید می‌شود.



شکل ۲- الگوریتم تولید پایگاه داده ایرودینامیکی بهینه

جدول ۵- پاکت پروازی فرض شده در فرایند تولید داده

۳۰-۰/۵	ماخ
۹۰-۰ درجه	زاویه حمله
۱۰- تا ۱۰ درجه	زاویه سرش جانبی
۱۲۰-۰ کیلومتر	ارتفاع



شکل ۳- هندسه استاندارد ورود به جو اورایون (برحسب اینچ) [۱۱]

۲) بهره‌گیری مناسب از حلگرهای مختلف از نظر هزینه و دقت محاسباتی برای تولید داده (مانند RANS یا روش پتانسیل و شبه تجربی) ۳) استفاده از روش میان‌بایی و پخش داده برای ترکیب داده از منابع مختلف

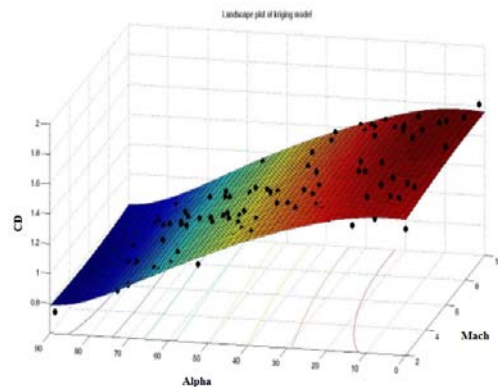
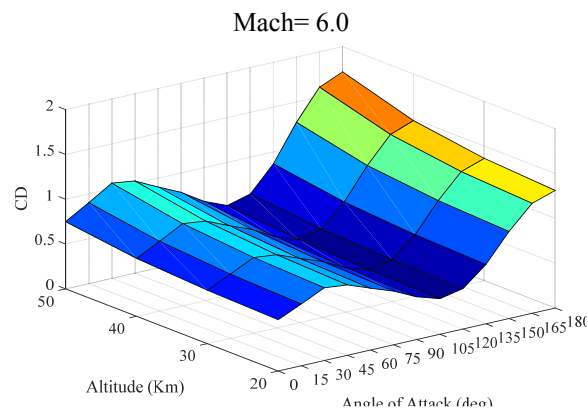
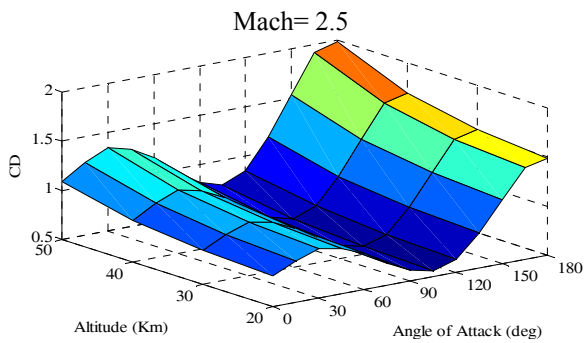
از آنجا که پایگاه داده ایرودینامیکی وسیله بازگشت به جو، غیرخطی و دارای ابعاد وسیعی است، برای تخمین داده‌ها نیاز به روشی است که با هزینه محاسباتی مناسب، دارای خطایی پایین باشد. طبق مقالات مرور شده در این زمینه و بررسی کارهای مشابه، روش کریگینگ به عنوان روشی مناسب انتخاب شده است. از مزایای این روش می‌توان به موارد زیر اشاره کرد [۱۱]:

- مناسب برای داده‌های عددی با خطای مشخص
- بسیار انعطاف‌پذیر به موجب طیف گسترده‌ای از توابع همبستگی.
- عملکرد مناسب در حد رگرسیون مرتبه چهار زمانی که عبارت ثابت در بخش عمومی تابع آن استفاده شود
- عملکرد بالا برای مسابلی با عوامل غیر خطی بالا و فضای نمونه وسیع
- هزینه زمانی مناسب

الگوریتم تولید پایگاه داده در شکل (۲) نمایش داده شده است. در ابتدا نقاطی در پاکت پروازی با استفاده از روش‌های نمونه‌برداری مانند ابرمکعب‌های لاتین<sup>۱۳</sup> انتخاب می‌شوند [۱۱]. پس از آن با استفاده از حل‌گرهای مختلف، داده‌های ایرودینامیکی در نقاط نمونه با دقت‌های مختلف قابل تولید است. سپس مدل جانشین کریگینگ، به داده‌ها برازش می‌شود. پارامترهای آن تخمین زده می‌شوند و از نظر دقت مورد ارزیابی قرار می‌گیرند. یکی از نکات مهم در تولید مدل جانشین این است که وقتی مسئله ابعاد زیادی دارد، تعداد نقاطی که برای پوشش یکنواخت دامنه متغیرها نیاز است، به طور نمایی افزایش می‌یابد. از آنجا که طرح اولیه مدل، با استفاده از داده‌های کم دقت و سریع‌تهیه می‌شود، برای رسیدن به یک طرح قابل اعتماد، نیاز به داده‌های ایرودینامیکی دقیق در نقاط جدید و به‌روزرسانی مدل اولیه با استفاده از روش کو-کریگینگ است. انتخاب نقاط جدید براساس میزان دقت مدل جانشین یا به صورت دلخواه صورت می‌گیرد [۳]. تعداد نقاط تست می‌تواند با توجه به معیار حداقل MSE تعیین شود (برای نمونه به شکل (۹) مرجع [۱۱] رجوع شود). شایان ذکر است می‌توان به‌جای داده‌های کم دقت از پایگاه داده ایرودینامیکی هندسه پایه در فاز طراحی مفهومی بهره برد.

## نتایج

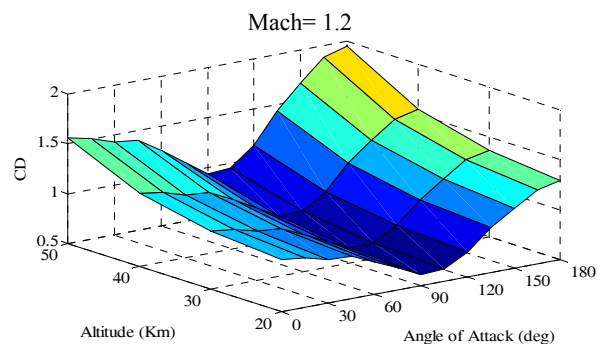
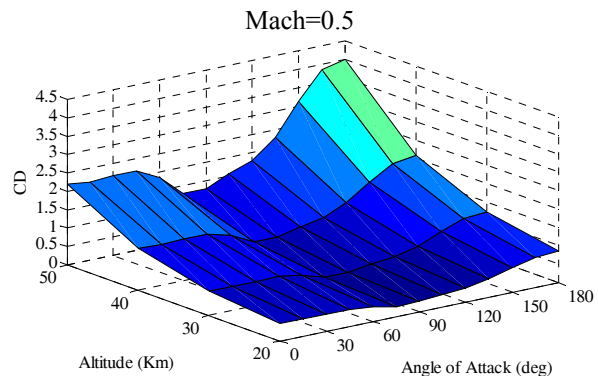
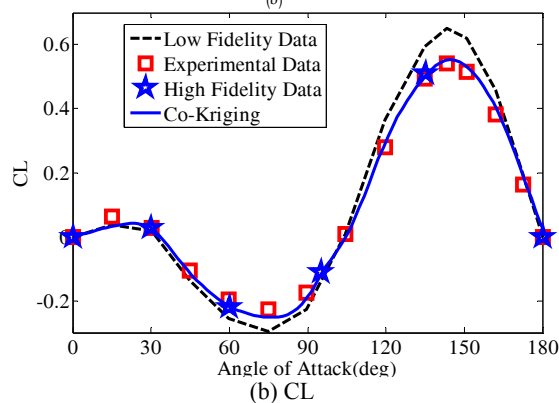
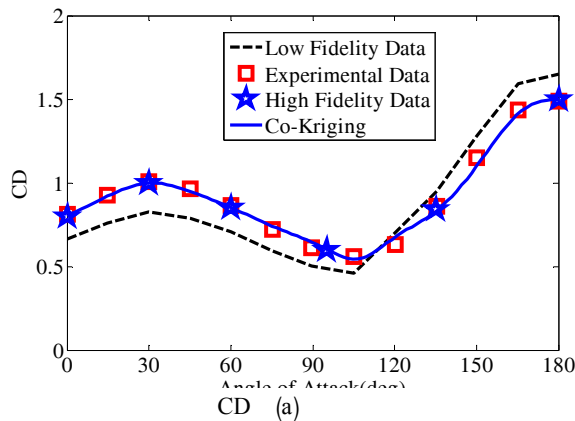
در این مطالعه، طراحی مسیر بهینه حرارتی برای وسیله بازگشت به جو متقارن محوری اورایون صورت گرفته که این وسیله دارای ابعاد



شکل ۴- ضریب پسای اورایون بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله

برای تولید پایگاه داده ایرودینامیکی در شرایط پروازی یاد شده، از داده‌های کم دقت شبه‌تجربی و تعدادی محدود داده ایرودینامیکی غیرلزج استفاده شده است. شرایط پروازی که در آن اجرا صورت گرفته، با استفاده از روش LHS انتخاب می‌شود. پس از آن، ۱۶ نمونه دقیق که شامل ابتدا و انتهای بازه پاکت پروازی (برای جلوگیری از برون‌یابی) و تعدادی داده دقیق در میان بازه‌ها، روند تغییرات داده‌ها با استفاده از روش کوکریگینگ اصلاح می‌شود. از آنجا که ابعاد پایگاه داده ایرودینامیکی ۴ بعدی است و نمایش آن در این ابعاد امکان‌پذیر نیست، با فرض ارتفاع ثابت و زاویه سرش جانبی صفر درجه، تغییرات ضریب پسا برای هندسه یاد شده به صورت شکل (۴) و تغییرات آن با زاویه حمله و ارتفاع در اعداد ماخ مختلف به صورت شکل (۵) خواهد بود.

شکل ۵- ضریب پسای اورایون بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله و ارتفاع [۱۱]



شکل ۶- مقایسه ضرایب ایرودینامیکی حاصل از روش کو-کریگینگ و داده‌های آزمایشگاهی در ماخ ۲/۵ [۱۱]

شکل ۵- ضریب پسای اورایون بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله و ارتفاع [۱۱]

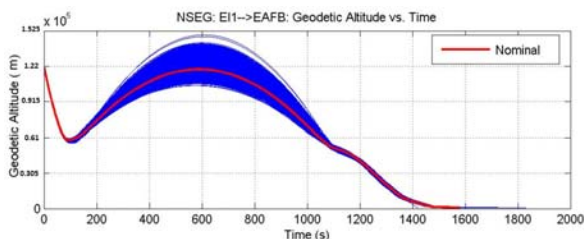


با توجه به اینکه تغییرات زاویه بنک در بازه‌های زمانی مشخص خطی فرض می‌شود، برای تعیین پروفیل آن، می‌توان مسیر پروازی را به چندین بازه مختلف تقسیم نمود. تعداد تقسیمات، بازه زمانی هر بخش و مقدار زاویه بنک در هر بازه زمانی توسط بهینه‌ساز تعیین می‌گردد. به عبارت دیگر، بهینه‌ساز با تعیین تعداد و مقدار بازه‌های زمانی مناسب به همراه مقدار زاویه بنک در هر بازه زمانی، تابع هدفی که برای آن تعریف شده است را کمینه می‌کند. برای مساله ورود به جو اورایون تنظیمات بهینه‌ساز به صورت جدول (۸) در نظر گرفته شده است:

جدول ۸- تنظیمات بهینه‌ساز PSO

پارامتر	مقدار
تعداد نسل‌ها	۱۰۰
تعداد جمعیت	۵۰۰
درصد نگه‌داری نمونه‌ها	۴۰
درصد گذر از نمونه‌ها	۴۰
درصد جهش نمونه‌ها	۲۵

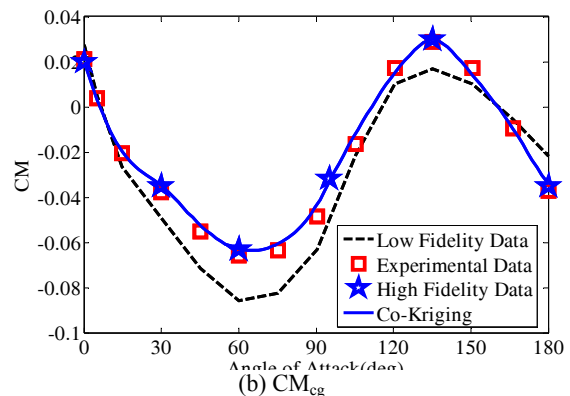
پروفیل مسیر پروازی وسیله اورایون آن‌گونه که در مرجع [۱۷] اشاره شده، در شکل (۷) آورده شده است (ابعاد در شکل بر حسب فوت بیان شده است). همانطور که دیده می‌شود مسیر بازگشتی با پرش همراه است که این پرش باعث کاهش بسزایی در شار حرارتی وارده به وسیله می‌شود. در ادامه بعد از ورود مجدد به جو و کاهش ارتفاع وارد فاز نهایی شده و در نهایت در زمان حدود ۱۵۰۰ ثانیه چتر باز می‌شود.



شکل ۷- مسیر پروازی نامی وسیله ورود به جو اورایون در بازگشت [۱۷]

با توجه به پروفیل پروازی، شرایط اولیه و معیارهای در نظر گرفته شده، نتایج بهینه در شکل‌های ۸ الی ۱۰ آورده شده است. حل این مساله با استفاده از دو مدل ایرودینامیکی مختلف انجام گرفته است. مدل اول با توجه به مرجع [۱۷] و استفاده از ضرایب ثابت ایرودینامیکی (مدل ایرودینامیک خطی  $L/D=0.35$ ) و مدل دوم با بهره‌گیری از پایگاه داده ایرودینامیکی دقیق وسیله اورایون حاصل از روش کریگینگ است.

همان‌طور که در شکل (۸) مشاهده می‌شود، مسیر بهینه محاسبه شده با هر دو روش مشابه با مرجع [۱۷] می‌باشد. از آنجا که



(ادامه) شکل ۶- مقایسه ضرایب ایرودینامیکی حاصل از روش کو-کریگینگ و داده‌های آزمایشگاهی در ماخ ۲/۵ [۱۱]

برای نمونه در شکل (۶) نحوه میانمایی، توزیع نقاط نمونه جدید و نحوه الگوگیری از روند تغییرات داده کم دقت برای ضریب پسا و وسیله اورایون در ماخ ۲/۵ ارائه شده است.

جدول (۶) ضرایب ایرودینامیکی را در هر عدد ماخ و زاویه حمله تریم مشخص برای هندسه ورود به جو اورایون ارائه می‌کند. دقت این ضرایب در جدول (۸) مرجع [۱۱] برای ضریب پسا و ارسا ارائه شده است.

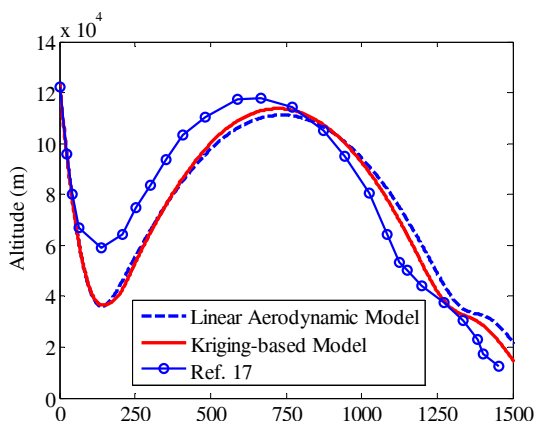
جدول ۶- نمونه ضرایب ایرودینامیکی و زاویه حمله تریم در اعداد ماخ مختلف

عدد ماخ	زاویه حمله تریم	ضریب پسا	ضریب پسا
۰/۵	۱۷/۴	-۰/۳۲	-۰/۸۷
۱	۲۸	-۰/۵۲	۱/۱۳
۲	۲۹/۴	-۰/۵۳	۱/۲۳
۳	۲۸/۶	-۰/۵۱	۱/۱۵
۴	۲۷/۲	۰/۵	۱/۱۴
۶	۲۶/۷	-۰/۴۷	۱/۱۶
۱۰	۲۶	-۰/۴۶	۱/۱۸
۱۸	۲۴/۲	-۰/۴۵	۱/۲۳
۲۰	۲۳/۷	-۰/۴۴	۱/۲۴
۳۲	۲۳/۲	-۰/۴۳	۱/۲۵

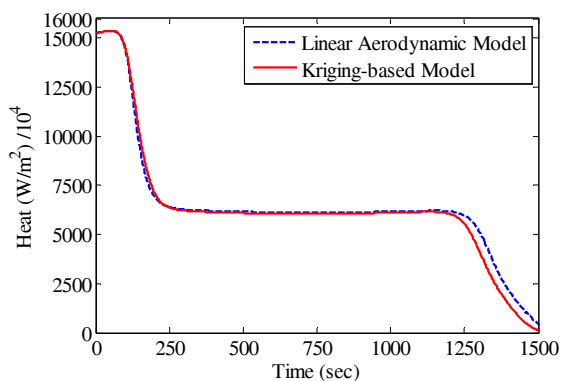
برای طراحی مسیر بهینه برای بازگشت به جو وسیله اورایون، از آنجا که زاویه حمله قابل کنترل نیست، فقط نیاز به تعیین پروفیل زاویه بنک است. شرایط اولیه در نظر گرفته شده برای ورود به جو وسیله اورایون با توجه به مرجع [۱۷] برابر جدول زیر است.

جدول ۷- شرایط اولیه ورود به جو وسیله اورایون

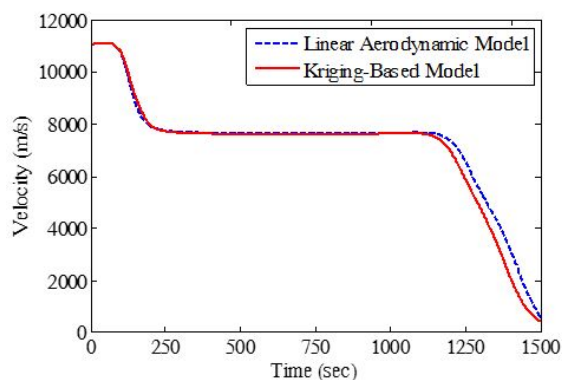
متغیر حالت	مقدار اولیه
سرعت (متر بر ثانیه)	۱۱۰۶۷
ارتفاع (کیلومتر)	۱۲۳/۸
زاویه مسیر (درجه)	-۶/۶۱۶
زاویه سمت (درجه)	۷۱/۹
عرض جغرافیایی (درجه)	۲۳/۶۵
طول جغرافیایی (درجه)	۱۷۴/۲



شکل ۸- مقایسه پروفیل ارتفاع بر حسب زمان



شکل ۹- مقایسه پروفیل شار حرارتی بر حسب زمان



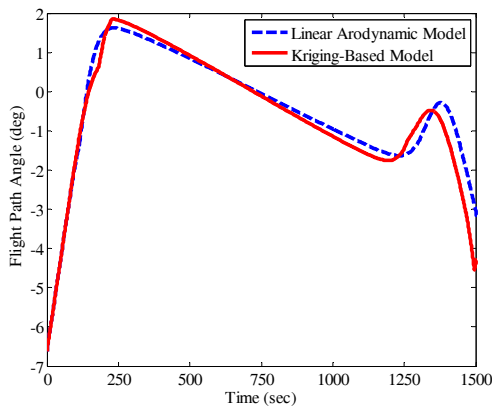
شکل ۱۰- مقایسه پروفیل سرعت بر حسب زمان

در این مطالعه هدف مقایسه بین دو پایگاه داده ایرودینامیکی تولید شده به دو روش خطی و کریگینگ برای یک تابع هدف یکسان و منطقی بوده است، ضرایب وزنی بیشتر جهت هم مرتبه سازی بوده است و از آنجا که اولویت با کاهش حرارت بوده است ضریب اهمیت انتگرال حرارت در طول مسیر نسبت به دو متغیر دیگر ۲ در نظر گرفته شده است. انتگرال حرارت در طول مسیر از مرتبه  $10^6$  و بیشینه حرارت از مرتبه  $10^4$  محاسبه شده است. از این رو،  $W_1$  برابر ۱،  $W_2$  برابر  $10^{-6}$  و  $W_3$  برابر  $10^{-4}$  در نظر گرفته شده است. قابل ذکر است که ۲۳ بازه زمانی برای کمینه کردن تابع هدف توسط بهینه‌ساز در نظر گرفته شده است که کمینه آن ۱۵ و بیشینه آن ۳۰ تنظیم شده بود. بنابراین از آنجا که زمان انتهایی پرواز ۱۵۰۰ ثانیه فرض شده است، هر گام زمانی تقریباً ۶۵ ثانیه بدست می‌آید. بنابراین برای هر بازه زمانی محدوده‌ها به صورت زیر است.

جدول ۹- بازه‌های زمانی و خروجی‌های بهینه‌ساز در هر بازه

تعداد بازه‌ها	کمینه زمانی (ثانیه)	بیشینه زمانی (ثانیه)	کمینه مقدار بنگ (درجه)	بیشینه مقدار بنگ (درجه)	زمان انتخاب شده در بازه	مقدار زاویه بنگ انتخاب شده (درجه)
۱	۰	۶۵	-۹۰	۹۰	۱۴	-۷۹.۹
۲	۶۵	۱۳۰	-۹۰	۹۰	۶۸	۴۶.۶۱
۳	۱۳۰	۱۹۵	-۹۰	۹۰	۱۳۱	-۶۴.۹۱
۴	۱۹۵	۲۶۰	-۹۰	۹۰	۱۹۸	-۸۱.۵۶
۵	۲۶۰	۳۲۵	-۹۰	۹۰	۲۶۸	۶۵.۳۹
۶	۳۲۵	۳۹۰	-۹۰	۹۰	۳۳۰	۷۸.۸۴
۷	۳۹۰	۴۵۵	-۹۰	۹۰	۳۹۹	-۶۱.۹۷
۸	۴۵۵	۵۲۰	-۹۰	۹۰	۴۸۹	-۶۲.۶۱
۹	۵۲۰	۵۸۵	-۹۰	۹۰	۵۴۴	-۶۲.۹۴
۱۰	۵۸۵	۶۵۰	-۹۰	۹۰	۶۱۰	-۶۳.۳۲
۱۱	۶۵۰	۷۱۵	-۹۰	۹۰	۶۵۵	-۶۳.۵۹
۱۲	۷۱۵	۷۸۰	-۹۰	۹۰	۷۲۷	-۶۴.۰۱
۱۳	۷۸۰	۸۴۵	-۹۰	۹۰	۷۸۵	-۶۴.۳۴
۱۴	۸۴۵	۹۱۰	-۹۰	۹۰	۸۵۸	-۶۴.۷۹
۱۵	۹۱۰	۹۷۵	-۹۰	۹۰	۹۱۹	۵۳.۵۲
۱۶	۹۷۵	۱۰۴۰	-۹۰	۹۰	۱۰۱۱	۵۴
۱۷	۱۰۴۰	۱۱۰۵	-۹۰	۹۰	۱۰۵۴	۷۰.۴۱
۱۸	۱۱۰۵	۱۱۷۰	-۹۰	۹۰	۱۱۲۶	۶۸.۸۲
۱۹	۱۱۷۰	۱۲۳۵	-۹۰	۹۰	۱۱۸۲	۶۷.۲۶
۲۰	۱۲۳۵	۱۳۰۰	-۹۰	۹۰	۱۲۳۹	۶۴.۶۹
۲۱	۱۳۰۰	۱۳۶۵	-۹۰	۹۰	۱۳۰۰	-۷۳.۲۴
۲۲	۱۳۶۵	۱۴۳۰	-۹۰	۹۰	۱۴۲۰	-۷۶.۰۵
۲۳	۱۴۳۰	۱۵۰۰	-۹۰	۹۰	۱۵۰۰	-۱۳.۷۳

یکی از مهم‌ترین اختلافات، میزان شار حرارتی است که وسیله در طول پرواز تجربه می‌کند و طراحان با استفاده از مقدار شار حرارتی، ضخامت و وزن عایق مورد نیاز را محاسبه می‌کنند. همان‌طور که در شکل (۹) مشاهده می‌شود، سطح زیر نمودار منحنی حاصل از روش کریگینگ، تقریباً ۸ درصد کمتر از روش خطی است. این کاهش شار حرارتی می‌تواند باعث کاهش وزن عایق طراحی شده و همچنین کاهش وزن کلی وسیله شود. یکی دیگر از اختلافات موجود، سرعت

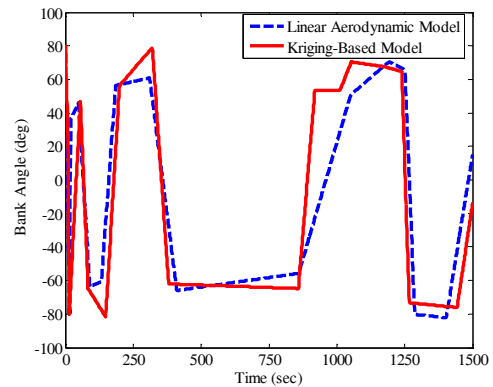


شکل ۱۴- پروفیل زاویه مسیر بر حسب زمان

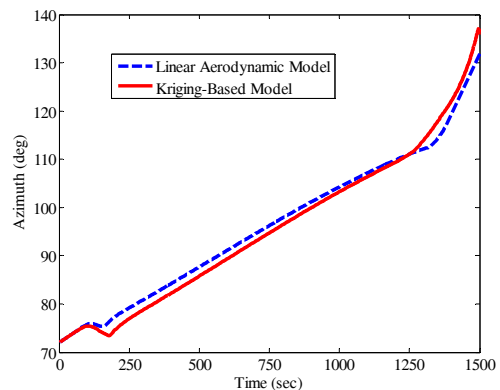
### نتیجه گیری

مطالعه حاضر در راستای طراحی مسیر بهینه‌ها استفاده از پایگاه داده ایرودینامیک تولید شده برای وسایل بازگشتی با بهره‌گیری از روش‌های مدرن و سریعی است. در طراحی مسیر بهینه، هر چه مدل دینامیکی جسم دقیق‌تر باشد، مسیر طراحی شده به واقعیت نزدیک‌تر است و پارامترهای طراحی نظیر نقطه فرود، شار حرارتی در طول مسیر و همچنین سرعت نهایی با دقت بالاتری محاسبه می‌شود. از این رو، برای تولید پایگاه داده ایرودینامیکی از روشی بر پایه میانجی‌گری پخش داده کریگینگ و کو-کریگینگ و با الگوریتمینویناستفاده شد. از آنجا که پایگاه داده ایرودینامیکی وسایل بازگشتی دارای ابعاد بزرگی است، محاسبه تمامی ضرایب ایرودینامیکی به صورت دستی و با حل‌گرهای دقیق امکان‌پذیر نیست. در فعالیت پیشین نگارندگان، فرایند تولید پایگاه داده ایرودینامیکی به صورت خودکار و با تنظیمات بهینه‌شده داده شده است. ایده اصلی این روش، استفاده از داده‌های محاسبه شده از حل‌گرهای دقت پایین و سرعت بالا برای تعیین روند تغییرات ضرایب ایرودینامیکی و افزایش دقت آن‌ها با استفاده از تعداد محدودی داده‌ی دقت بالا است. با داشتن این پایگاه داده، می‌توان مسیر بهینه برای وسایل بازگشتی را به درستی و با دقت مناسب طراحی کرد. برای نمونه طراحی مسیر بهینه برای وسیله ورود به جو اورایون با مشخصات ذکر شده مد نظر قرار داده شد. با داشتن شرایط اولیه و انتخاب تابع هدف که شامل شرایط نهایی و کمینه کردن شار حرارتی است، مسیر بهینه مورد محاسبه قرار گرفت. از آنجا که زاویه حمله برای وسیله اورایون کنترل نمی‌شود، متغیر کنترلی زاویه بنک در نظر گرفته شد. برای یافتن پروفیل زاویه بنک در طول پرواز، زمان کلی پرواز به چندین بازه مختلف تقسیم و در هر بازه زاویه بنک با تابعی خطی مشخص شد. همان‌طور که در نتایج ارائه شد، مسیر محاسبه شده با مسیر نامی مرجع همخوانی مناسبی دارد. این همخوانی نشان می‌دهد، با داشتن داده‌های ایرودینامیکی کامل و

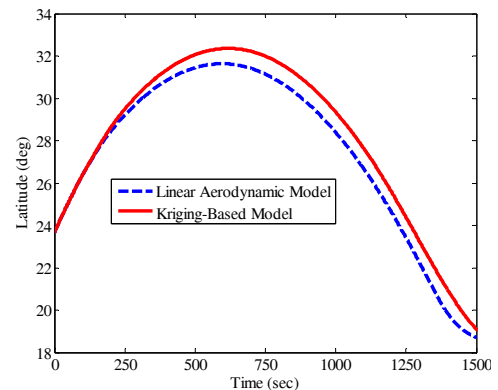
وسيله در فاز نهایی برای استفاده از چتر و حفظ امنیت سرنشینان برای فرود است. همانطور که در شکل (۱۰) دیده می‌شود، سرعت محاسبه شده در انتهای مسیر بهینه با ضرایب ایرودینامیکی دقیق کمتر از سرعت محاسبه شده به روش خطی است که این امر در طراحی چتر و قابلیت اطمینان سرنشینان باید مد نظر قرار داده شود. سایر پارامترهای مسیر بهینه شده با استفاده از پایگاه داده ایرودینامیکی تولید شده به روش کریگینگ و همچنین روش خطی در شکل‌های (۱۱ الی ۱۴) مقایسه شده است.



شکل ۱۱- پروفیل زاویه بنک بر حسب زمان



شکل ۱۲- پروفیل زاویه سمت بر حسب زمان



شکل ۱۳- پروفیل عرض جغرافیایی بر حسب زمان

- Database Generation for a 2nd Generation Glide-Back-Booster,” 2003.
- [9] Rufolo, G.C., Roncioni, P., Marini, M., Votta, R. & Palazzo, S. “Experimental and Numerical aerodynamic data integration and aerodatabase development for the PRORA-USV-FTB\_1 reusable vehicle.” *In 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA*, Vol. 8015, 2006.
- [10] Rizzi, A., and Tomac, M. “Creation of Aerodynamic Database for the X-31.” *48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, FL. 2010
- [11] Mohammadi-Amin, M., Entezari, M.M., & Alikhani, A. “An efficient surrogate-based framework for aerodynamic database development of manned reentry vehicles.” *Advances in Space Research*, Vol. 62, No. 5, 2018, pp. 997-1014.
- [12] Zhuang, Y., & Huang, H., “Time-optimal trajectory planning for underactuated spacecraft using a hybrid particle swarm optimization algorithm,” *Acta Astronautica*, Vol. 94, No. 2, 2014, pp. 690-698.
- [13] Samani, M., Tafreshi, M., Shafieenejad, I., & Nikkhal, A. A., “Minimum-time open-loop and closed-loop optimal guidance with GA-PSO and neural fuzzy for Samarai MAV flight,” *IEEE Aerospace and Electronic System Magazine*, Vol. 30, 2015, pp. 28-37.
- [14] Chen, W., Panahi, M., & Pourghasemi, H.R., Performance evaluation of GIS-based new ensemble data mining techniques of adaptive neuro-fuzzy inference system (ANFIS) with genetic algorithm (GA), differential evolution (DE), and particle swarm optimization (PSO) for landslide spatial modelling. *Catena*, Vol. 157, 2017, pp. 310-324.
- [15] Zhou, H., Wang, X., Bai, Y., & Cui, N., “Ascent phase trajectory optimization for vehicle with multi-combined cycle engine based on improved particle swarm optimization,” *Acta Astronautica*, Vol. 140, 2017, pp. 156-165.
- [16] Abdulkhader, H.K., Jacob, J., & Mathew, A.T., “Fractional-order lead-lag compensator-based multi-band power system stabilizer design using a hybrid dynamic GA-PSO algorithm,” *IET Generation, Transmission & Distribution*, 2017.
- [17] Rea, J., & Putnam, Z., “A comparison of two Orion skip entry guidance algorithms,” *In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit* (p. 6424).
- دقیق می‌توان مسیر بهینه ورود به جو را برای وسایل بازگشتی با خطای قابل قبول محاسبه کرد. همچنین نشان داده شد که استفاده از ضرایب ایرودینامیکی دقیق می‌تواند باعث طراحی بهینه دقیق‌تر، هم از نظر حرارتی و هم از نظر وزنی شود. شار حرارتی محاسبه شده در طول مسیر از پایگاه داده تولید شده، تقریباً ۸ درصد کمتر از روش خطی است. این کاهش شار حرارتی باعث کاهش وزن عایق و وزن کلیوسیله بازگشتی می‌شود.

## مراجع

- [1] Desai, P. N., Lyons, D. T., Tooley J. and Kangas J. “Entry, descent, and landing operations analysis for the Stardust entry capsule.” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 6, 2008, pp. 1262-1268.
- [2] Ghoreyshi, M., Vallespin, D., Da Ronch A., Badcock K. J., Vos J., Hitzel S. “Simulation of aircraft manoeuvres based on computational fluid dynamics.” *In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2010.
- [3] Ghoreyshi M., Badcock K.J., Ronch A. D., Marques S., Swift A. and Ames N., “Framework for establishing limits of tabular aerodynamic models for flight dynamics analysis.” *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 1, 2011, pp. 42-55.
- [4] Rao, V. and Kenneth, D. "Entry trajectory tracking law via feedback linearization." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, "Vol. 21, No. 5 1998, pp. 726-732.
- [5] Graichen, K., & Petit, N., Constructive methods for initialization and handling mixed state-input constraints in optimal control.” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 5, 2008, pp. 1334-1343.
- [6] Rahimi, A., Dev Kumar, K., & Alighanbari, H., “Particle swarm optimization applied to spacecraft reentry trajectory.” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 36, No. 1, 2012, pp. 307-310.
- [7] Pamadi, B.N., Brauckmann, G.J., Ruth, M.J., & Fuhrmann, H.D., “Aerodynamic characteristics, database development, and flight simulation of the X-34 vehicle.” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 3, 2001, pp. 334-344.
- [8] Rogers, S.E., Chaderjian, N.M., Aftosmis, M.J., Pandya, S.A., Ahmad, J.U., & Tejml, E. "Automated CFD