



ارزیابی دقت روش‌های نیمه تجربی و عددی در تخمین ضرایب آیرودینامیک بال مثلی ماهواره‌بر هواپایه

محمد اعلایی¹، فتح الله امی^{2*}، سعید کریمیان³

1- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

* تهران، صندوق پستی 14115-111، mohammad.aelaei@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 اردیبهشت 1396

پذیرش: 30 مرداد 1396

ارائه در سایت: 17 شهریور 1396

کلید واژگان:

بال مثلی

ماهواره‌بر هواپایه

ضرایب آیرودینامیکی

روش نیمه تجربی

دینامیک سیالات محاسباتی

چکیده

در این مقاله به اهمیت برآورد صحیح رفتار آیرودینامیکی بال مثلی در مرحله طراحی مفهومی یک موشک ماهواره‌بر هواپایه پرداخته شده و چندین روش تخمین و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی بررسی و دقت این روش‌ها سنجیده شده است. نرم‌افزارهای علمی و تجاری و نیز نرم‌افزار فلوئنت به‌عنوان شیوه‌های مختلف در دسترس انتخاب و از هندسه مشابه بال مثلی نصب‌شده بر روی ماهواره‌بر هواپایه پگاسوس به‌عنوان الگو استفاده شده است. ویژگی متمایز این بال، عدم استفاده از تونل باد در روند طراحی آن و پرواز در گستره وسیعی از جریان‌ها می‌باشد. با توجه به این که پارامترهای متعددی از جمله ضرایب نیرو و ممان آیرودینامیکی، مشتقات پایداری و کنترل، ضرایب بارگذاری بر روی سازه بال و ضریب انتقال حرارت بال مورد نیاز است، لذا توانمندی روش‌های مختلف در تخمین و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی به‌عنوان مهمترین پارامترهای موثر بر رفتار سیستم، ارزیابی شده و در هر رژیم جریان، نرم‌افزار یا تکنیک حل مناسب معرفی شده است. با توجه به قدرت و ظرفیت سامانه پردازش موازی در دسترس، تکنیک‌های متفاوت CFD باهم مقایسه و روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES) به‌عنوان یک روش بسیار دقیق به‌کار گرفته شده است. دقت روش‌های حل معادلات میانگین رینولدز (RANS) و معادلات اویلر براساس مقایسه با نتایج حاصل از DES سنجیده شده که محدوده‌های اعتبار و صحت این شیوه‌های ساده‌تر نیز پیشنهاد شده است. نتایج کلی حاصل، نشان‌دهنده مزیت نسبی روش‌های CFD بر نرم‌افزارهای صنعتی و کدهای نیمه‌تجربی است. نرم‌افزارهای صنعتی و کد نیمه تجربی عمدتاً در محدوده خطی یا زوایای حمله کوچک، پاسخ‌های مطلوب ارایه می‌دهند.

Accuracy Evaluation of Semi-empirical and Numerical Methods in Estimation of Aerodynamic Coefficients for air-launch-to-orbit delta wing

Mohammad Aelaei, Fatollah Ommi*, Saeed Karimian

Department of Aerospace Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

* P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, mohammad.aelaei@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 20 May 2017

Accepted 21 August 2017

Available Online 08 September 2017

Keywords:

Delta wing

Air launch-to-orbit

Aerodynamic performance

Semi-empirical

CFD

ABSTRACT

In this paper, the importance of accurate estimation of the aerodynamic performance of air-launch-to-orbit delta wing in the conceptual design phase has been mentioned. Some available and conventional methods of estimating the aerodynamic coefficients composed of CFD methods and industrial and commercial software have been selected and for comparison, a wing similar to delta wing mounted on Pegasus Air-launch-to-orbit missile as a template is being selected. The reason for this selection, mainly is the lack of wind tunnel in design process and flying in a wide range of flow regimes. As many parameters may be utilized in design process such as the aerodynamic force and moment coefficients, stability derivatives, heat transfer coefficient and the structural loading parameters are being required. In this study, the accuracy of the results of different methods in estimating the force and moment coefficients, as the most significant quantities for performance analysis, at any flow regime has been checked and the suitable method has been introduced in terms of the flight condition. With respect to available parallel processing system, different CFD methods are compared together. Then validity of solution of Reynolds-averaged equations (RANS) and Euler method have been evaluated based on the comparison by DES solutions. Therefore, the valid intervals of the subsequent methods have been presented. Results are indicating the advantage of computational methods to industrial and semi-empirical software. Semi-empirical code and industrial software are shown satisfactory for computation in the linear range i.e. the small angle of attacks.

Please cite this article using:

M. Aelaei, F. Ommi, S. Karimian, Accuracy Evaluation of Semi-empirical and Numerical Methods in Estimation of Aerodynamic Coefficients for air-launch-to-orbit delta wing, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 9, pp. 207-216, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

1- مقدمه

امروزه با پیشرفت تکنولوژی، ماهواره‌ها هر روز کوچک و کوچک‌تر شده و استفاده از میکروماهواره‌ها و نانوماهواره‌ها بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. میکروماهواره‌ها در محدوده وزنی 100 – 10 کیلوگرم و نانوماهواره‌ها در محدوده وزنی 10 – 1 کیلوگرم قرار دارند. روش بهینه و کم‌هزینه پرتاب این نوع ماهواره‌ها، پرتاب هواپایه¹ است. پرتاب هواپایه، نوعی از پرتاب ماهواره است که در آن موشک حامل محموله فضایی (میکرو یا نانو ماهواره‌ها)، از طریق هواپیما پرتاب می‌شود. پرتاب هواپایه این امکان را می‌دهد تا با کاهش محسوس هزینه‌های پرتاب و افزایش سرعت عمل و قابلیت اطمینان در پرتاب، ضمن دستیابی به انعطاف لازم در پرتاب از هر مکان و در هر زمان، از ساخت ایستگاه‌ها و سکوها پرتاب با هزینه‌های بالا جلوگیری نماید.

موشک‌های ماهواره‌بر هواپایه‌ای که به‌وسیله هواپیما پرتاب می‌گردند، عمدتاً به دو نوع تقسیم‌بندی می‌شوند: موشک‌های دارای بال و موشک‌های بدون بال. این پرتابه‌ها بسته به نوع پرتاب خود با بال یا بدون بال طراحی می‌شوند. پارامتر اصلی تعیین‌کننده وجود بال، زاویه پرتاب موشک است که متأثر از قابلیت هواپیمای حامل و رعایت ملاحظات ایمنی هواپیما و موشک است. وجود بال در تعیین این زاویه به عنوان شرایط اولیه پرتاب نقش اساسی داشته و نیروی برا حاصل از بال در محاسبات مسیر صعود² منظور می‌گردد.

وظیفه اصلی بال در موشک ماهواره‌بر هواپایه تامین برخی نیازمندی‌های حاصل از محدودیت طراحی موشک است که این محدودیت‌ها توسط هواپیمای حامل تحمیل می‌شود. افزودن بال دارای مزایا و معایبی است. مزیت داشتن بال، تامین نیروی برا آیرودینامیکی است. عیب آن نیز افزایش وزن و تولید پسای القایی است. بال توانایی چرخش به سمت بالا³ موثرتر را به‌وجود می‌آورد اما این در حالتی است که پرتاب با زاویه تقریبی افقی انجام گیرد. وجود بال زاویه حمله موردنیاز برای تکمیل اوج‌گیری را کاهش می‌دهد که این موجب کاهش پسا است. بدون استفاده از بال گردش به سمت بالا با استفاده از تراست موتور انجام می‌گیرد که در این حالت بدنه راکت پسای زیادی را تولید می‌کند [1].

بال مثلثی یا دلتا یکی از طرح‌های رایج بال در هواپیماها و موشک‌هاست که در تنها نمونه عملیاتی موشک ماهواره‌بر هواپایه (پگاسوس) مورد استفاده قرار گرفته است [2]. نخستین دلیل استفاده از این طرح بال در طراحی، مانورپذیری بالای این بال است. بال مثلثی در زاویه‌های حمله بالاتری نسبت به بال معمولی دچار واماندگی می‌شود. برخی دلایل دیگر استفاده از این گونه بال عبارت‌اند از: عملکرد آیرودینامیکی بهتر در جریان سرعت بالا، امکان استفاده از سازه مقاوم‌تر و محل نصب گسترده بر روی بدنه و رعایت ذاتی قانون مساحت در طراحی [3].

ماهواره‌برهای هواپایه‌ای که با سرعت مادون صوت پرتاب می‌شوند، زوایای حمله 0 تا 20 درجه را در گستره وسیعی از رژیم‌های جریانی تجربه می‌کنند. تنها نمونه عملیاتی ماهواره‌بر هواپایه (پگاسوس) که بدون استفاده از تونل باد طراحی شده است، با سرعت 0.8 ماخ پرتاب شده و سرعت آن در زمان خروج از جو به سرعت 8.7 ماخ می‌رسد. همچنین بیشترین زاویه حمله 20 درجه، در سرعت گذر صوتی اتفاق می‌افتد [2]. در روند طراحی این پرنده، از چندین نرم‌افزار نیمه‌تجربی در کنار روش‌های عددی و دینامیک سیالات محاسباتی استفاده شده است [2، 4]. نرم‌افزار دتکام⁴ اصلی‌ترین ابزار در برآورد ضرایب نیرو و مشتقات دینامیکی در پرواز گذر صوتی و مافوق صوت این پرنده

بوده است. در جریان ماوراءصوت، از نرم‌افزارهای جایگزین استفاده شده است. به دلیل پرواز موشک ماهواره‌بر هواپایه در گستره وسیعی از اعداد ماخ (مادون صوت تا ماورا صوت)، طراحی بال آن نیازمند شناخت کافی از دقت روش‌های مختلف در برآورد ضرایب نیرو و مشتقات دینامیکی است. پژوهش حاضر، بخشی از مطالعات مرتبط با طراحی بال ماهواره‌بر هواپایه بومی است و صرفاً سنجش پاسخ‌های به‌دست آمده از روش‌های مختلف و همچنین الزامات روش‌های عددی در راستای تخمین ضرایب نیرو، برای بال مثلثی نصب شده بر روی موشک ماهواره‌بر را مدنظر قرار داده و مبنای پژوهش بر استفاده از نرم‌افزارهای رایج دانشگاهی و تجاری و مقایسه نتایج به‌دست آمده از این نرم‌افزارها با یکدیگر قرار داده شده است. این ارزیابی، در طراحی بال مناسب برای صعود بهینه موشک به مدار هدف از اهمیت زیادی برخوردار است. در این مقاله تنها نتایج به دست آمده در راستای برآورد ضرایب نیرو ارائه و مقایسه شده است. در مورد پارامترهای دیگر طراحی، تحلیلی از دقت و توانای روش‌های گوناگون در دست بررسی است که نتایج آن متعاقباً در مقاله دیگری ارائه خواهد شد.

بال مثلثی در هواپیماها کاربرد گسترده‌ای داشته است. مرجع [5] کاربرد این نوع بال را در هواپیماها به‌طور جامع بررسی کرده است. مرجع [6] یک روش تحلیلی برای تخمین شیب ضرایب نیرو در بال مثلثی نوک‌تیز (صفحه مثلثی) با فرض جریان پتانسیل ارائه داده است. بیشتر روش‌های تحلیلی در قالب اعمال تصحیح‌های مربوط به نوک پخ و ماخ بالا بوده است [7]. در میان منابع گسترده‌ای که بال مثلثی را با روش‌های عددی بررسی کرده‌اند، مرجع [8] شبیه‌سازی‌های عددی جریان سیال بر روی بال مثلثی با رهیافت‌های RANS و DES و مرجع [9] با رهیافت‌های اوایلر و RANS در نرم‌افزار فلوئنت مرور کرده و پس از آن بال مثلثی را با هدف کمینه نمودن توزیع فشار، بهینه‌سازی نموده است. مرجع [10] مروری بر رهیافت‌های عددی در شبیه‌سازی عددی جریان بر روی بال مثلثی داشته است. در مرجع [11] جریان حول بال‌های مثلثی الماسی، برش‌خورده و بریده در زوایای پس‌گرایی مختلف با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بررسی و ضرایب آیرودینامیکی آن‌ها محاسبه و با نتایج عددی و تجربی موجود مقایسه گردیده است. در مراجع [12-14] اثرات تغییرات هندسی بر روی بال مثلثی با روش‌های تجربی بررسی شده است. مرجع [15] کاربرد رهیافت‌های مختلف عددی در بررسی جریان حول بال مثلثی مرسوم و معکوس را مرور کرده است. مرجع [16] روند طراحی بال پرنده پگاسوس را با روش‌های تحلیلی و عددی بررسی کرده است. در مراجع [17] و [18] داده‌های تجربی و عددی مربوط به جریان گذار بر روی بال پرنده پگاسوس ارائه شده است. مرجع [19] گرمایش و محافظ حرارتی بال پگاسوس را بررسی کرده است. در این پژوهش از ابعاد ارائه شده در مراجع [17] و [19] برای بال پرنده پگاسوس استفاده شده است.

شرایط جریانی انتخاب شده برای تحلیل جریان، معادل شرایط اتمسفر استاندارد در ارتفاع 12 کیلومتر (ارتفاع مد نظر برای رهاسازی) در نظر گرفته شده است. زاویه‌های حمله از 0 تا 20 درجه و اعداد ماخ جریان از 0.8 تا 8 انتخاب شده است. مساحت مرجع بال 13.32 مترمربع و طول مرجع 2.45 نظر گرفته شده است.

2- انتخاب شیوه‌های محاسباتی

در این پژوهش از نرم‌افزارهای دتکام⁴ و وی‌ال‌ایرو⁵، در کنار شبیه‌سازی جریان

¹ air-launch-to-orbit² Trajectory³ Nose up⁴ Missile DATCOM⁵ Digital DATCOM⁶ VLAERO+

سیال استفاده شده است. در این بخش توانایی‌های هرکدام از این روش‌ها به‌طور جداگانه بررسی می‌شود.

2-1- نرم‌افزار وی‌ال‌ایرو

این نرم‌افزار برای تخمین و ارزیابی پارامتریک سریع ضرایب آیرودینامیکی، پایداری و کنترل، آیروالاستیسیته استاتیکی و بارگذاری‌های آیرودینامیکی و اینرسیا در محدوده‌های جریان مادون صوت و مافوق صوت مناسب است. اساس کار این نرم‌افزار، استفاده از روش شبکه گردابه‌ای مسطح¹ است. این روش در زمره اولین روش‌های محاسبات رایانه‌ای در تخمین آیرودینامیک وسایل پرنده است. روش‌های شبکه گردابه‌ای مبنی بر جواب‌هایی برای معادله لاپلاس هستند. این نرم‌افزار توسط شرکت ای‌ام‌آی تولید شده و سهولت کاربری و دقت بالای نرم‌افزار در استخراج ضرایب آیرودینامیکی، مشتقات کنترل و پایداری و بارگذاری‌ها از مزایای آن عنوان گردیده است. در این نرم‌افزار هندسه پرنده در قالب قطعه‌های دوزنقه‌ای تعریف شده و با قرار دادن گردابه‌های گسسته روی صفحات بی‌نهایت نازک مدل‌سازی می‌شود. در این فرایند، ضخامت بخش‌های مختلف در نظر گرفته نمی‌شود اما روابطی برای تصحیح این فرض اعمال می‌شود.

2-2- نرم‌افزار دتکام

این نرم‌افزار یک نرم‌افزار نیمه تجربی است که ابتدا کاربرد نظامی داشته و در تحلیل‌های آیرودینامیکی و به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات کنترل و پایداری هواپیما کاربرد وسیعی دارد. محاسبات این نرم‌افزار بر پایه روابط تئوری و تجربی معتبر بوده و از دقت خوبی برخوردار است. از نقاط قوت این نرم‌افزار، سرعت بالا در محاسبات برای شرایط مختلف پروازی (سرعت‌ها و زوایای حمله مختلف) و نمایش به‌صورت گراف می‌باشد. ورودی نرم‌افزار شامل هندسه هواپیما، وزن، مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل و ... بوده و خروجی آن ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات کنترل و پایداری پرنده است.

2-3- دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)

با پیشرفت توان محاسبات رایانه‌ای، روش‌های عددی کاربرد روزافزونی پیدا کرده‌اند. همچنان توانایی جایگزینی این روش‌ها به‌جای تونل باد و دیگر روش‌های تجربی محل بحث و بررسی علمی به شمار می‌رود. مواردی از طراحی منجر به ساخت، بدون استفاده از آزمایش‌های تجربی تاکنون وجود داشته که پرنده پگاسوس یکی از این موارد است. اصطلاح دینامیک سیالات محاسباتی، دربرگیرنده‌ی گستره‌ی وسیعی از روش‌های عددی، معادلات و مدل‌ها هست؛ به‌گونه‌ای که اظهارنظر در رابطه با دقت کلی این روش مفهوم چندانی ندارد. در پژوهش انجام شده، سه روش CFD با دقت‌ها و الزامات مختلف بررسی شده است. از آن‌جا که حل عددی در این پژوهش با نرم‌افزار انسیس فلوئنت انجام شده است، جزئیات رهیافت عددی به راهنمای نرم‌افزار ارجاع داده می‌شود. برای حل معادلات، با توجه به تراکم‌پذیر بودن سیال از روش چگالی-مبنا² استفاده شده است. در تمامی روش‌های CFD، دقت مرتبه دو گسسته‌سازی انتخاب شده است. در ادامه به این روش‌ها اشاره گردیده است.

حل معادلات اویلر: در این رهیافت معادلات حاکم بر سیال تراکم‌پذیر غیرلزج حل می‌شوند. این معادلات توزیع فشار را با دقت مناسبی به دست

داده و در اعداد رینولدز بالا دارای دقت مناسب هستند. در این معادلات، با توجه به حذف لایه مرزی و لزجت فیزیکی سیال، شبکه لازم برای حل دارای الزامات آسان‌تری است به گونه‌ای که اگر هندسه جسم با دقت مناسب در شبکه قابل تشخیص باشد و در نواحی وجود شوک و انبساط سیال، شبکه نسبتاً متراکم باشد، بهترین پاسخ این معادلات را می‌توان به دست آورد. در شکل گسسته این معادلات، خطای گسسته‌سازی همانند یک ضریب لزجت عمل کرده و نمی‌توان انتظار داشت پاسخ به‌دست آمده از این معادلات عاری از هرگونه اثر لزجت باشد. البته در پاسخ این معادلات گردابه‌های پشت بال دیده خواهند شد هرچند به دلیل فیزیکی نبودن لزجت، ممکن است این گردابه‌ها نیز با واقعیت جریان متفاوت باشند.

حل معادلات ناویر-استوکس میانگین رینولدز³: معادلات RANS معادلات متوسط زمانی برای حرکت جریان سیال هستند. در این رهیافت معادلات رینولدز با کمک میانگین‌گیری زمانی ساده‌سازی می‌شوند. حل این معادلات در اعداد رینولدز بالا، بدون به‌کارگیری یک مدل توربولانسی امکان‌پذیر نیست. در فرایند میانگین‌گیری زمانی، اثرات ناپایایی توربولانس حذف می‌شود و حتی در حالت ناپایایی این معادلات نیز، پدیده‌های توربولانسی ناپایا حذف شده‌اند. بدون شک گردابه‌های موجود در دنباله جریان بال دارای فیزیک ناپایا هستند که بر کلیت جریان نیز اثرگذار خواهد بود؛ ولی الزامی وجود ندارد که این ناپایایی بر روی ضرایب نیرو اثر چشم‌گیر داشته باشد. در این پژوهش مدل توربولانسی تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس⁴ انتخاب شده است که انتخاب آن بر مبنای توانایی‌های این مدل در مدل‌سازی توربولانس در پژوهش‌های پیشین بوده است [20].

رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های جدادشده⁵: رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های جدادشده، میدان جریان را به ناحیه لایه مرزی و خارج از آن تفکیک می‌کند. در لایه مرزی، برای مدل‌سازی پدیده‌های توربولانت از یک مدل توربولانسی استفاده می‌شود. در نواحی خارج از لایه مرزی، از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) استفاده می‌شود. در روش LES، معادلات ناویر-استوکس در بعد مکانی و با توجه به ابعاد سلول‌های شبکه میانگین‌گیری می‌شوند. در واقع تا حدی که شبکه استفاده شده در این محاسبات توان داشته باشد، پدیده‌های توربولانت شبیه‌سازی می‌شود. برای اعمال اثرات گردابه‌های کوچک‌تر از ابعاد سلول‌ها، از یک مدل زیرشبکه استفاده می‌شود. جزئیات رهیافت DES در راهنمای نرم‌افزار ارائه شده است و در اینجا به ذکر کلیات بسنده می‌شود. به‌عنوان مدل توربولانسی لایه مرزی در این رهیافت همانند روش RANS، از مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. با توجه به ماهیت روش شبیه‌سازی توربولانس، حل عددی الزاماً ناپایا در نظر گرفته شده است. برای رهیافت DES در گسسته‌سازی معادله‌ی مومنتوم، روش مرتبه 2 محدودشده⁶ به‌طور اجبار به‌وسیله نرم‌افزار تحمیل می‌شود. برای دیگر معادلات دقت مرتبه 1 و 2 آزمایش شد که دقت مرتبه 2 برای معادلات توربولانس نتایج را با سرعت بیشتری به همگرایی رساند. 0.001 ثانیه و سی بار تکرار برای همگرایی در هر گام زمانی انتخاب شده است.

3- هندسه بال و شبکه بندی محاسباتی

3-1- هندسه بال

بال مورد بررسی، مطابق با اطلاعات در دسترس از پرنده ماهواره‌بر پگاسوس

³ RANS

⁴ Spalart-Allmaras

⁵ DES

⁶ 2nd order-bounded

¹ Planar Vortex Lattice Method (VLM)

² Density based

80 درصد از انرژی به معنای شبیه‌سازی مناسب در نظر گرفته می‌شود، ولی مقادیر کوچک‌تر با توجه به بالا بودن عدد رینولدز نیز می‌تواند به عنوان شبیه‌سازی گردابه‌های خیلی بزرگ (VLES) در نظر گرفته شود.

میدان مورد برای بررسی جریان، 10 برابر اسپن بال از پایین، 20 برابر اسپن از جلو و 40 برابر از عقب انتخاب گردید. برای حل معادلات اوپلر، شبکه‌هایی با تراکم مختلف بررسی شده است. در بررسی استقلال از شبکه با محوریت ضرایب نیرو و ممان، همگرایی نتایج در شبکه دارای 544 هزار سلول به دست آمد. برای حل معادلات RANS و رهیافت DES شبکه‌های دارای سلول‌های مکعب مستطیلی بررسی شده‌اند. روند بررسی بر مبنای مقادیر y^+ و همگرایی نتایج ضرایب نیرو بوده است. در مرجع [25] الزامات شبکه برای بررسی بال مثلثی با رهیافت DES بررسی شده است. شبکه دارای 4.2 میلیون سلول، همگرایی در نتایج ضریب نیرو را نشان داد. الزامات y^+ برای رهیافت DES در مرجع [26] بررسی شده است که شبکه 4.2 میلیون سلولی این الزامات را برآورده می‌کند. در "شکل 2 و 3" شبکه‌های به کار رفته در حل عددی نشان داده شده است.

4- بررسی نتایج

در این پژوهش با توجه به قدرت و ظرفیت سامانه پردازش موازی در

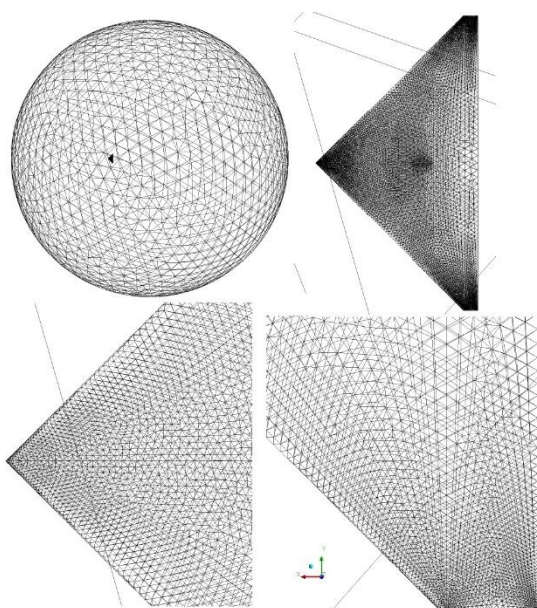


Fig. 2 CFD Grids with 544 thousand tetrahedron cells used in Euler method

شکل 2 شبکه استفاده شده در تحلیل CFD شامل 544 هزار سلول هرمی برای حل معادلات اوپلر

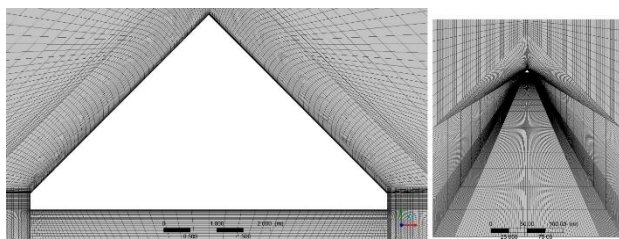


Fig. 3 CFD Grids with 4.2 million hexahedron cells for RANS and DES

شکل 3 شبکه استفاده شده در تحلیل CFD شامل 4.2 میلیون سلول مکعب مستطیلی برای حل معادلات RANS و DES

بازسازی شده است. در طراحی این بال، به غیر از لبه حمله بال که با شعاع ثابت طراحی شده است، باقی سطوح صفحات صاف هستند. این بال از نوع مثلثی با گوشه‌های قطع شده¹ و ایرفویل لوزی بهبودیافته² است، که در هندسه‌ی در نظر گرفته شده، دارای بیشترین طول برابر با 3.7 متر و طول گوشه‌ها برابر با 0.35 است. بیشترین عرض برابر با 6.7 متر است. طول میانگین این بال برابر با 2.025 و شعاع لبه حمله آن برابر با 2.5 سانتی‌متر در نظر گرفته شده است (شکل 1).

3-2- شبکه‌بندی محاسباتی

در این پژوهش، به منظور بررسی جریان، طیف وسیعی از شبکه‌های محاسباتی اطراف بال تشکیل شده است. برای حل معادلات اوپلر، با توجه به صرف نظر از اثرات لزجت، و نبود گردایان سرعت در نزدیکی دیواره، شبکه بی سازمان بهترین انتخاب به نظر می‌رسد. این شبکه در پیش‌بینی ضرایب نیرو، با 544 هزار سلول، استقلال نتایج از تعداد سلول‌های شبکه را نشان می‌دهد (شکل 2). در شبیه‌سازی جریان لزج با معادلات RANS، به دلیل وجود گردایان سرعت عمود بر دیواره در نزدیکی سطح بال (لایه مرزی)، یکی از پارامترهای مؤثر در همگرایی عددی و کیفیت مناسب شبکه، عمود بودن سلول‌ها بر دیواره³ است. به منظور برآورده کردن این نیازمندی شبکه، از شبکه با سازمان در حل‌های لزج استفاده شده است. حل معادلات RANS نیازمند استقلال حل از شبکه است، که با بررسی انواع شبکه‌ها، شبکه دارای 4.2 میلیون سلول به خوبی استقلال حل از شبکه را نمایش می‌دهد (شکل 3). در حل معادلات ناویر-استوکس لزج به روش‌های شبیه‌سازی توربولنس، هر اندازه شبکه تراکم بیشتری داشته باشد، گستره‌ی بزرگتری از طیف توربولنت شبیه‌سازی خواهد شد (سهم کوچک‌تر مدل‌سازی)، به این دلیل برای این نوع از روش‌ها، استقلال حل از شبکه معنایی ندارد، که به طور مفصل در مرجع [21] به آن پرداخته شده است. برای بررسی اثرات تعداد نقاط شبکه بر کیفیت حل عددی در حل‌های مبتنی بر LES، پارامتر LES-IQ یکی از سنجه‌های رایج است. این پارامتر نشان‌گر تقریبی میزان انرژی شبیه‌سازی شده در فرآیند تعیین میزان کل انرژی توربولنت است [22]. در مرجع [23] LES_IQ باید برای شبکه با کیفیت خوب بالاتر از 0.8 باشد، که در حل فعلی، شبکه‌های دارای 4.2 میلیون سلول، و 12.5 میلیون سلول، با این مرجع همخوانی دارد. در مراجع توربولنس همانند مرجع [24]، شبیه‌سازی

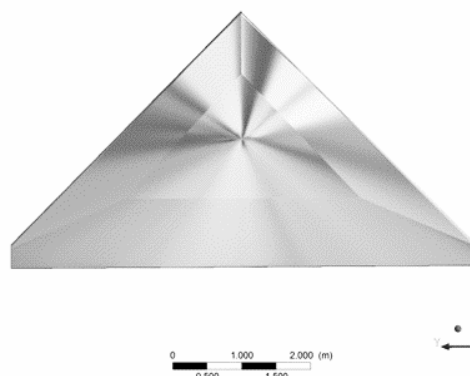


Fig. 1 View of the wing used in the analysis

شکل 1 نمایی از بال مورد استفاده در تحلیل

¹ Cropped delta

² Modified double wedge airfoil

³ orthogonality

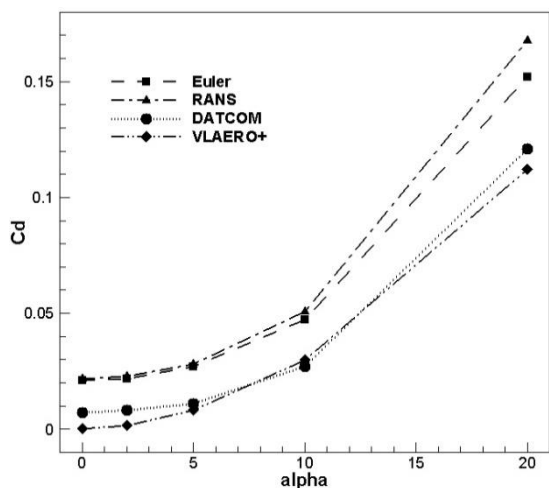


Fig. 5 C_d results from several methods at Mach 5, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 5 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب پسا در ماخ 5 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

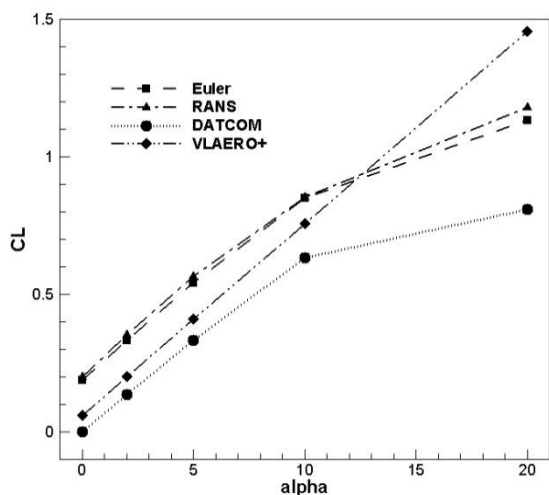


Fig. 6 C_l results from several methods at Mach 0.8, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 6 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب برآ در ماخ 0.8 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

در "شکل 9" نشان داده شده است. در این عدد ماخ می‌توان گفت که نرم‌افزار دتکام نتایج بهتری را نسبت به وی‌ال‌ایرو ارائه می‌دهد. ضریب ممان پیچش علاوه بر اندازه نیروی عمود بر بال به محل اعمال آن نیز بستگی دارد. توانایی روش‌های مختلف در محاسبه نتایج مربوط به این ضریب شباهت بسیار به نتایج ضریب نیروی برآ دارد. در ماخ 0.8 (شکل 10) نتایج CFD و وی‌ال‌ایرو همخوانی دارد و نتایج دتکام مقادیر کمتری را نشان می‌دهد. در ماخ 2 (شکل 11) همخوانی نتایج CFD و وی‌ال‌ایرو به حداکثر می‌رسد. این همخوانی در اعداد ماخ بالاتر کاهش می‌یابد تا جایی که در عدد ماخ 8 و زوایای حمله بالا نتیجه وی‌ال‌ایرو در زاویه حمله بالا اختلاف زیادی با نتایج CFD دارد (شکل 12).

حل با رهیافت DES در ماخ 1.2 و زاویه حمله 20 درجه انجام شده است. این شرایط جریانی به عنوان شرایط بیشترین فشار دینامیکی در نظر گرفته شده است. در این شرایط بیشترین بار بر بال ماهواره بر وارد می‌شود و تحلیل کانتورهای فشار در این شرایط برای محاسبات سازه‌ای اهمیت دارد.

دسترس، نتایج حاصل از تکنیک‌های متفاوت CFD باهم مقایسه و روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES) به‌عنوان یک روش بسیار دقیق به‌کار گرفته شده و پاسخ‌های به‌دست آمده از روش DES به عنوان مرجع مقایسه دیگر روش‌ها انتخاب شده است. دقت روش‌های حل معادلات میانگین رینولدز (RANS) و معادلات اویلر براساس مقایسه با نتایج حاصل از DES سنجیده شده که محدوده‌های اعتبار و صحت این شیوه‌های ساده‌تر نیز پیشنهاد شده است. ضرایب نیرو و ممان با دو نرم‌افزار وی‌ال‌ایرو و دتکام و همچنین حل معادلات اویلر و حل معادلات RANS در اعداد ماخ 0.8، 1، 1.2، 2، 5 و 8 و زوایای حمله 0، 2، 5، 10 و 20 درجه به‌دست آمده است. نتایج ضریب نیروی پسا در ماخ 0.8 در "شکل 4" نشان داده شده است. در این عدد ماخ در زوایای حمله پایین، نتایج دتکام همخوانی مناسبی با نتایج اویلر و RANS دارد. در زوایای حمله بالا نتایج وی‌ال‌ایرو با نتایج CFD همخوانی بهتری دارد. علت بهتر شدن نتایج وی‌ال‌ایرو بیشتر شدن سطح مقابل جریان در این روش است که در زوایای حمله کوچک نزدیک به صفر است. با افزایش عدد ماخ جریان، اختلاف نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های CFD با نتایج نرم‌افزارهای نیمه‌تجربی بیشتر می‌شود. ضریب نیروی پسا در عدد ماخ 5 در "شکل 5" نشان داده شده است. در این عدد ماخ نتایج CFD همچنان باهم همخوانی دارند ولی نتایج نرم‌افزارها مقادیر بسیار کمتری را نشان می‌دهند. افزایش اثر شوک در جریان یکی از دلایل دور شدن نتایج در اعداد ماخ بالا به شمار می‌رود، زیرا در دو نرم‌افزار نیمه‌تجربی استفاده شده اثر شوک به‌طور دقیق دیده نمی‌شود.

ضریب نیروی برآ در عدد ماخ 0.8 در "شکل 6" نشان داده شده است. در این عدد ماخ نتایج دو رهیافت CFD کاملاً همخوانی دارند، ولی نرم‌افزارهای نیمه‌تجربی مقادیر کمتری را نشان می‌دهند. این اختلاف در عدد ماخ 1 (شکل 5) میان نتیجه وی‌ال‌ایرو با نتایج CFD کمتر شده است. دلیل این کاهش اختلاف، افزایش عدد رینولدز و کاهش اثرات لزجت است. البته در زوایای حمله بالا نرم‌افزار وی‌ال‌ایرو توان پیش‌بینی پدیده واماندگی را ندارد و نتایج مناسبی به دست نمی‌دهد.

نتایج ضریب برآ در عدد ماخ 2 در "شکل 8" نمایش داده شده است. در این عدد ماخ نتایج وی‌ال‌ایرو همخوانی بسیار مناسبی با نتایج CFD دارد. این همخوانی در اعداد ماخ بالاتر کمتر می‌شود. نتایج ضریب برآ در عدد ماخ

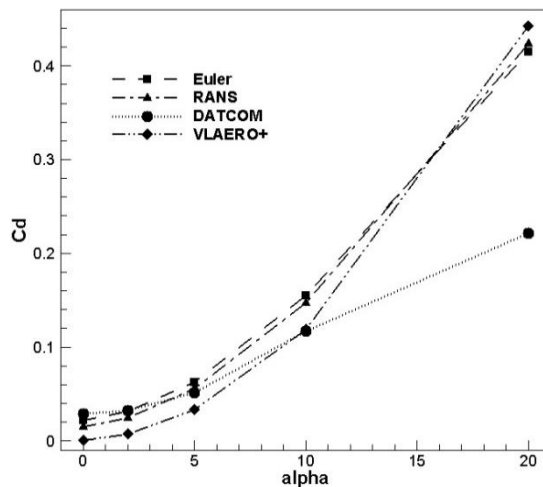


Fig. 4 C_d results from several methods at Mach 0.8, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 4 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب پسا در ماخ 0.8 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

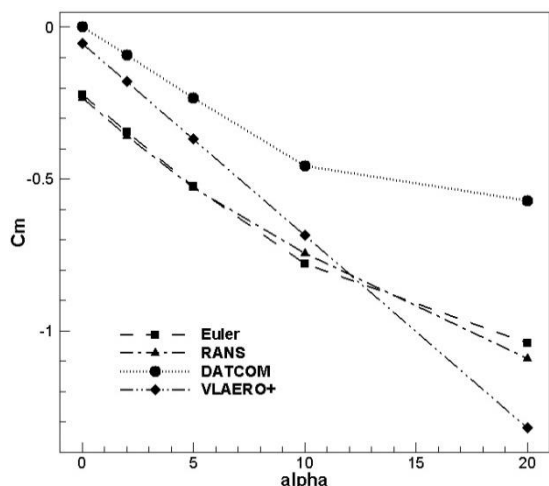


Fig. 10 C_m results from several methods at Mach 0.8, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 10 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب ممان پیش در ماخ 0.8 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

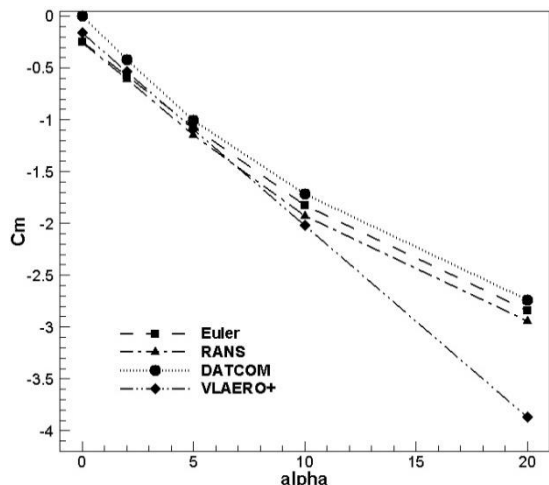


Fig. 11 C_m results from several methods at Mach 2, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 11 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب ممان پیش در ماخ 2 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

"شکل 13" کانتور فشار در سطح مکش در رهیافت DES را نشان می‌دهد. کانتورهای متناظر به‌دست‌آمده با رهیافت‌های RANS و حل معادلات اوایلر، برای عدد ماخ 1.2 و زاویه حمله 20 درجه، به‌ترتیب در "شکل‌های 14 و 15" نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود، کانتورهای به‌دست‌آمده با شبکه دقیق در رهیافت‌های RANS و DES با یکدیگر شباهت دارند، و اختلاف مشخصی با کانتور به‌دست‌آمده از حل معادلات اوایلر دارند. همچنین سطوح لزجت گردابه‌ای¹ ثابت برابر با 0.2 پاسکال-ثانیه در "شکل‌های 16 و 17" به ترتیب برای رهیافت RANS و DES در عدد ماخ 1.2 و زاویه حمله 20 درجه نشان داده شده است. بارزترین تفاوت رهیافت‌های DES و RANS در همین سطوح مشخص می‌شود. این تفاوت در محاسبه لزجت گردابه‌ای اثری بر روی ضرایب نیرو نداشته است. ضرایب نیروی به‌دست‌آمده از رهیافت DES تفاوت قابل ملاحظه‌ای با ضرایب به‌دست‌آمده از رهیافت RANS

¹ eddy viscosity

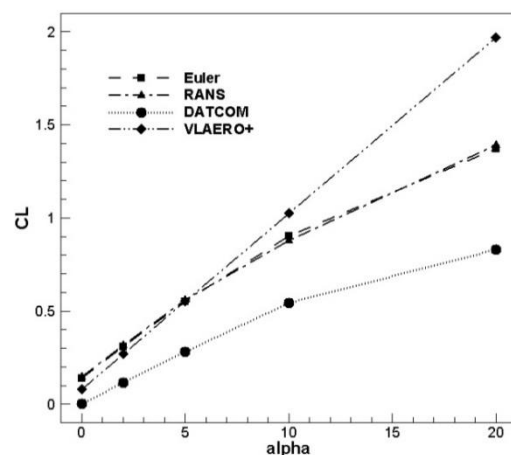


Fig. 7 C_l results from several methods at Mach 1, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 7 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب برآ در ماخ 1 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

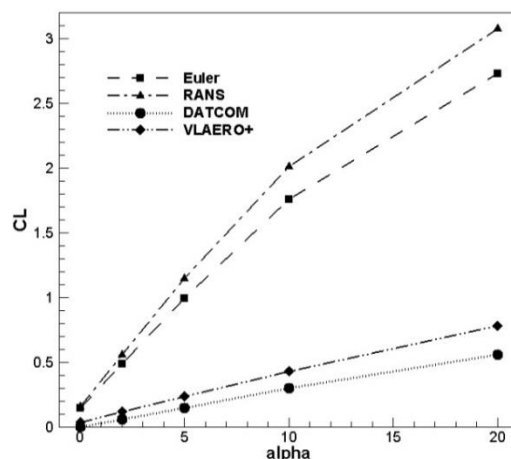


Fig. 8 C_l results from several methods at Mach 2, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 8 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب برآ در ماخ 2 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

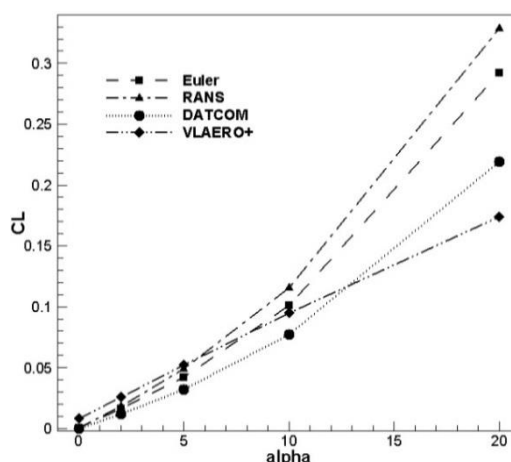


Fig. 9 C_l results from several methods at Mach 8, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 9 نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف برای ضریب برآ در ماخ 8 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

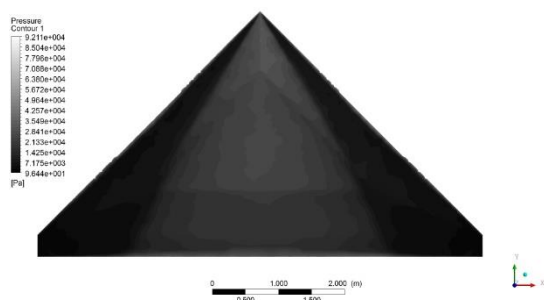


Fig. 15 Pressure contours for suction section of wing resultant from Euler method at Mach 1.2 and AOA 20°

شکل 15 کانتورهای فشار در سطح مکش بال، به دست آمده از حل معادلات اویلر، ماخ 1.2، زاویه حمله 20 درجه

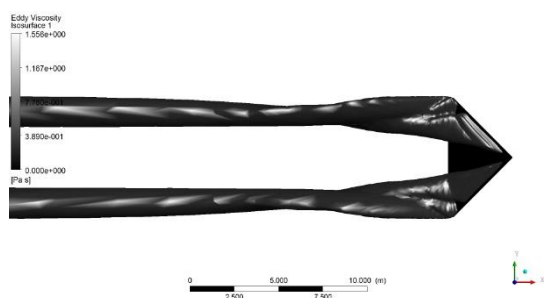


Fig. 16 Eddy viscosity surfaces at 0.2 Pa-s from RANS method

شکل 16 سطوح لزجت گردابه‌ای برابر با 0.2 پاسکال-ثانیه در روش RANS

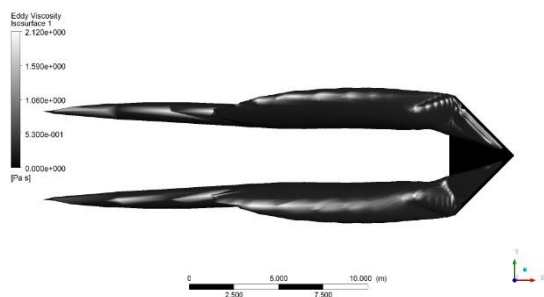


Fig. 17 Eddy viscosity surfaces at 0.2 Pa-s from DES method

شکل 17 سطوح لزجت گردابه‌ای برابر با 0.2 پاسکال-ثانیه در روش DES

نتایج حاصل از به کارگیری روش‌های گوناگون تخمین عملکرد ایرودینامیکی، به منظور استخراج ضرایب ایرودینامیکی یک بال مثلی دارای کاربرد در سامانه‌های هواپایه‌ی پرتاب ماهواره مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته و در هر رژیم جریانی، تکنیک بهینه معرفی شده است. اهمیت شناخت روش‌ها و ارزیابی دقت نرم‌افزارهای گوناگون در گستره پروازی موشک ماهواره بر هواپایه، در مراحل طراحی مفهومی پرورده و بهینه‌سازی مسیر پروازی بیش از پیش آشکار می‌گردد. پاسخ‌های به دست آمده با نرم‌افزارهای نیمه تجربی شامل دتکام، وی‌ال‌ایرو با نتایج حاصل از CFD که در نرم‌افزار انسیس فلوئنت استخراج شده است، مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج به دست آمده به روش CFD دارای درجات دقت گوناگون هستند، که ناشی از شبیه‌سازی جریان با مدل‌های فیزیکی متفاوت در روش عددی است. مدل‌های فیزیکی استفاده شده در برگیرنده‌ی مدل‌های جریان غیرلزج (حل معادلات اویلر)، مدل‌های مبتنی بر حل معادلات RANS، و شبیه‌سازی توربولانس جریان به روش DES هستند. با توجه به هدف استخراج ضرایب، که استفاده در روند طراحی ماهواره بر هواپایه است، گستره‌ی محاسبات در اعداد ماخ 0.1، 8.0،

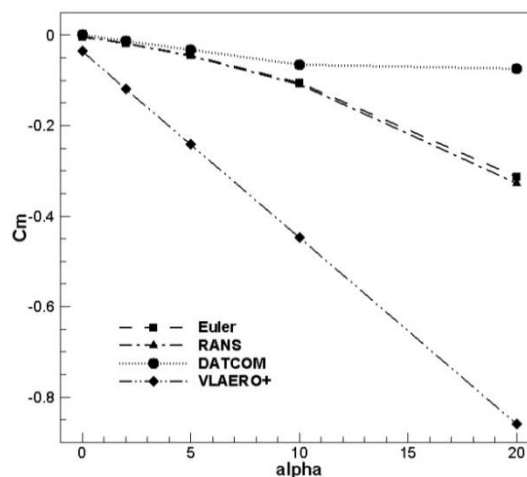


Fig. 12 C_l results from several methods at Mach 8, different angle of attacks and 12 km altitude situation

شکل 12 نتایج به دست آمده از روش‌های مختلف برای ضریب ممان پیش در ماخ 8 و زوایای حمله مختلف در شرایط ارتفاع 12 کیلومتر

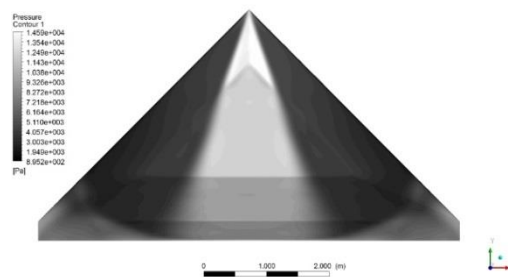


Fig. 13 Pressure contours for suction section of wing resultant from DES method at Mach 1.2 and AOA 20°

شکل 13 کانتورهای فشار در سطح مکش بال، به دست آمده از روش DES، ماخ 1.2، زاویه حمله 20 درجه

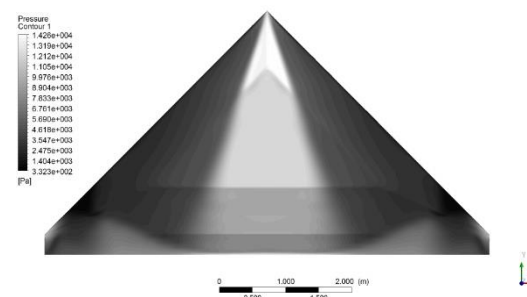


Fig. 14 Pressure contours for suction section of wing resultant from RANS method at Mach 1.2 and AOA 20°

شکل 14 کانتورهای فشار در سطح مکش بال، به دست آمده از روش RANS، ماخ 1.2، زاویه حمله 20 درجه

ندارند، و تنها نوسان مختصری نشان می‌دهند.

5- جمع بندی و نتیجه گیری

موشک‌های ماهواره بر هواپایه‌ای که به وسیله هواپیما پرتاب می‌گردند، عمدتاً به دو نوع تقسیم‌بندی می‌شوند: موشک‌های دارای بال و موشک‌های بدون بال. وجود بال در جدایش ایمن موشک از هواپیما و همچنین تعیین زاویه پرتاب موشک نقش اساسی داشته و نیروی‌های آیرودینامیکی حاصل، در بهینه‌سازی مسیر صعود تا مدار هدف اهمیت به سزایی دارند. در این پژوهش

- Edition, pp. 377-391. Pearson Education International, 1998.
- [8] S. A. Morton, J. R. Forsythe, A. M. Mitchell, D. Hajik, *DES and RANS simulations of delta wing vortical flows*, AIAA paper-587, 2002.
- [9] J. Mitchell, R. K. Agarwal, Computational fluid dynamics simulation and optimization of 69-Degree-Delta wing model in supersonic flow, *Washington University Open Scholarship, Mechanical Engineering and Materials Science Independent Study*, 2016.
- [10] I. Gursul, Review of unsteady vortex flows over slender delta wings, *Journal of Aircraft* Vol. 42, No. 2, pp. 299-319, 2005.
- [11] H. Mohammadi, M. Ramezanizadeh, Aeroacoustic investigation of flow over the diamond, cropped and cranked arrow delta wings using large eddy simulation approach, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 5, pp. 430-438, 2017. (in Persian)
- [12] M. R. Soltani, M. R. Izadkhah, M. Masdari, Investigation of vortex breakdown in delta wing and canard effects, *The 8th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Esfahan, Iran, February 17-19, 2009. (in Persian)
- [13] M. R. Soltani, V. Sadri, F. Asgari, Investigation of vortex effects between delta wing and canard and body, *The 10th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, March, 1-3, 2011. (in Persian)
- [14] M. R. Soltani, M. R. Izadkhah, A. R. Davari, A. Naebzadeh, Investigation of delta shape canard on the delta wing vortices and breakdown, *11th Conference of Fluid Dynamics*, Babol, May, 11-13, 2009. (in Persian)
- [15] K. Z. K. Shaari, M. Awang, *Engineering Applications of Computational Fluid Dynamics*, pp. 85-102, Switzerland, Springer, 2015.
- [16] M. R. Ebrahimkhah, *Design of Pegasus Air-Launched Wing*, Master Sience Thesis, Iran University of Science & Technology, Tehran, 2000. (in Persian)
- [17] A. Bertelrud, G. Dela Tova, P. Hamory, R. Young, G. Noffz, M. Dodson, S. Graves, J. Diamond, J. Bartlett, R. Noack, *Pegasus wing-glove experiment to document hypersonic crossflow transition-Measurement system and selected flight results*, NASA/TM-2000-209016, Dryden Flight Research Center, paper. 505, 2000.
- [18] M. R. Malik, F. Li, M. Choudhari, Analysis of crossflow transition flight experiment aboard the pegasus launch vehicle, *AIAA, Paper 4487*, 2007.
- [19] G. K. Noffz, R. E. Curry, E. A. Haering Jr, P. Kolodziej, *Aerothermal test results from the first flight of the pegasus air-launched space booster*, NASA Technical Memorandum-4330, 1991.
- [20] N. V. Nikitin, F. Nicoud, B. Wasistho, K. D. Squires, P. R. Spalart, An approach to wall modeling in large-eddy simulations, *Physics of Fluids*, Vol. 12, No. 7, pp. 1629-1632, 2000.
- [21] N. Ron-Ho, *A multiple-grid scheme for solving the Euler equations*, AIAA Journal, pp. 1565-1571, Vol. 20, No. 11, 2012.
- [22] U. Gaitonde, D. Laurence, A. Revell, *Quality Criteria for Large Eddy Simulation*, pp. 17-22, Manchester, First year transfer report, University of Manchester, 2006.
- [23] Celik, I. B., Z. N. Cehreli, and I. Yavuz., Index of resolution quality for large eddy simulations, *Journal Of Fluids Engineering* 127.5, pp 949-958, 2005.
- [24] Stephen B. Pope, *Turbulent flows*, Forth Edition, pp. 238-242, Cambridge University Press, 2001.
- [25] Morton, Scott A., Mathew B. Steenman, Russell M. Cummings, and James R. Forsythe, DES grid resolution issues for vortical flows on a delta wing and an F-18C, *AIAA*, paper 1103, 2003.
- [26] P. R. Spalart, C. Streett, *Young-Person's guide to Detached-Eddy Simulation Grids*, NASA/CR-2001-211032, July 2001.

2.1، 2، 5، و 8 و در هر عدد ماخ در زاویه‌های حمله‌ی 0، 2، 5، 10 و 20 مشخص شده است.

نتایج نشان‌دهنده‌ی برتری نسبی روش‌های CFD مبتنی بر معادلات RANS (حتی با در نظر گرفتن زمان محاسبات) نسبت به کدهای نیمه تجربی است. در نظر نگرفتن اثرات لزجت (معادلات اویلر) نیز به ویژه در اعداد ماخ بالا پاسخ بسیار مناسبی ارائه داده‌اند. استفاده از شبیه‌سازی دقیق اثرات توربولانس (رهیافت DES) در زاویه‌های حمله‌ی پایین و اعداد ماخ بالا تفاوت قابل قبولی (با توجه به افزایش چشمگیر زمان محاسبات) در دقت نتایج ایجاد نمی‌کند، هرچند با توجه به آشکارسازی صحیح ساختارهای جریان گردابه‌ای در زاویه‌های حمله‌ی بالا می‌تواند مورد استفاده در طراحی بال قرار بگیرد. برای یافتن توزیع فشار در محدوده فشار دینامیکی بیشینه، هر دو شیوه RANS و اویلر نتایج مشابه و قابل قبولی ارائه می‌کند.

در گستره مادن صوت، در زاویه‌های حمله پایین، نتایج دتکام همخوانی مناسبی با نتایج اویلر و RANS دارد. در زاویه‌های حمله بالا نتایج وی‌ال‌ایرو با نتایج CFD همخوانی بهتری نشان می‌دهد. همچنین در سرعت مافوق صوت نتایج وی‌ال‌ایرو همخوانی بسیار مناسبی با نتایج CFD دارد. در سرعت‌های ماوراصوت نتایج نرم‌افزارهای صنعتی و کدهای نیمه تجربی مقادیر بسیار کمتری را نشان می‌دهند. افزایش اثر شوک در جریان یکی از دلایل دور شدن نتایج به شمار می‌رود، نتایج کلی حاصل، نشان‌دهنده مزیت نسبی روش‌های CFD بر نرم‌افزارهای صنعتی و کدهای نیمه‌تجربی است. با این وجود نرم‌افزارهای صنعتی و کد نیمه‌تجربی عمدتاً در محدوده خطی یا زوایای حمله کوچک، پاسخ‌های مطلوب ارائه می‌دهند.

6- مراجع

- [1] N. Sarigul-Klijn, M. Sarigul-Klijn, N. Christopher, Air-launching earth to orbit: Effects of launch conditions and vehicle aerodynamics, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 3, pp. 569-575, 2005.
- [2] M. R. Mendenhall, Aerodynamic design of Pegasus-Concept to flight with computational fluid dynamics, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 6, pp. 1007-1015, 1994.
- [3] Jr. JD. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, Forth Edition, pp. 444-455, Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [4] A. Godil, A. Bertelrud, Design of a wing shape for study of hypersonic crossflow transition in flight, *Computing Systems in Engineering*, Vol. 3, No. 1, pp. 115-130, 1992.
- [5] C. A. Mendenhall, *Delta Wings: Convair's High-speed Planes of the Fifties & Sixties*, pp. 8-170, Motorbooks International, 1983.
- [6] E. C. Polhamus, *Application of the leading-edge-suction analogy of vortex lift to the drag due to lift of sharp-edge delta wings*, NASA TN D-7439, 1968.
- [7] John J. Bertin, and Michael. L. Smith, *Aerodynamics for Engineers*, Fifth