ماهنامه علمى پژوهشى



mme.modares.ac.ir

بررسی عددی عملکرد آیرودینامیکی بالک مسطح و مشبک بهعنوان پایدار کننده در پرنده هایی با دو مرحله یرواز

 *2 امىر رھنى¹، مىراعلم مھدى

1 - دانشجوى كارشناسى ارشد، مهندسى مكانيك، دانشگاه آزاد اسلامى واحد تهران غرب، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

* تهران، صندوق پستى m.mahdi@srttu.edu ،16785-136

چکیدہ	اطلاعات مقاله
در پرندههایی که دارای چند مرحله بال، سطوح کنترلی و پایدارکننده هستند، بالکهای پایدارکننده که در انتها قرار دارند وظیفه پایداری پرنده را در ابتدای پرواز بر عهده دارند. در این نوع پرندهها معمولاً گردابههای ناشی از جریان اطراف بالها و بالکهای کنترلی بالادستی موجب تضعیف عملکرد پایدار کنندهها میشود. بالکهای مشبک به علت ماهیت شکلی که دارند اثرپذیری کمتری نسبت به بالکهای مسطح دارند. در این	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 14 شهریور 1395 پذیرش: 23 اَبان 1395 ارائه در سایت: 11 دی 1395
— حالت می توان با جایگزینی بالک مسطح بوسیله بالک مشبک عملکرد را بهبود داد. در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی	کلید واژگان:
به روش حجم محدود و استفاده از شبکه پیوندی در کنار بدنه، میدان جریان اطراف یک پرنده که از پایدار کننده مسطح و مشبک تشکیل شده،	بالک
شبیهسازی شده است. ابتدا با شبیهسازی جریان اطراف یک مدل که نتایج آزمایشگاهی برای آن موجود بوده مدل آشفتگی مناسب انتخاب شده	مشبک
است. سپس برای یک پرندهای که دارای بال و بالک کنترلی است دو سری پایدارکننده مسطح (PL2 ،PL1) و یک سری پایدارکننده مشبک	پايدار كننده
طراحي شده است. با نصب ابن بالکها به عنوان بابدارکننده برروی پرنده، رفتار متفاوتی از لحاظ ضراب آبرودینامیکی پیدا میکنند. شیبهسازی	بالک مسطح
براي اعداد ماخ 0.6، 0.7، 8.9 در زواناي جمله 0، 2، 4 و 6 درجه انجام شده است. نتايج بدست آمده نشان مردهد ممان بيخشي و ضرب	پرواز دو مرحلهای
زیری عمودی بالک مسطح هر دو مدل نسبت به بالک مشبک پایین تر بوده و در بالکهای مسطح با کاهش طول وتر و افزایش طول اسپن به تبای میاک دیدت می اینه جناب بادیا کننده دید به آب د	محاسبات عددی

A Numerical Analysis of Aerodynamic Performance of Planar and Grid Fins as **Stabilizers in Double-stage Aircrafts**

Amir Rahni¹, Miralam Mahdi^{2*}

1- Mechanical Engineering Department West Tehran Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Shahid rajayi University, Tehran, Iran

* P.O.B. 16785-136 Tehran, Iran, m.mahdi@srttu.edu

ARTICLE INFORMATION

Keywords:

Stabilizer

Planar Fin

Double stage fly

Numerical method

Fin Grid

ABSTRACT

Original Research Paper In aircraft with multiple wings, control surfaces, and stabilizers, the stabilizing fins located at the tail Received 04 September 2016 provide stability for the boosting. In such aircraft the vortices resulting from the flow around upstream Accepted 13 November 2016 wings and control surfaces usually weaken the stabilizers' performance. The nature of the form of grid Available Online 31 December 2016 fins makes them less sensitive in comparison with planar fins. Accordingly, the performance can be improved by substituting grid fins for planar fins. This paper simulates the flow field around the different models of planar and grid fins by applying finite volume methods using hybrid grid near the airplane's body. At first, the flow field around a model with available experimental results was simulated to achieve the appropriate model of turbulence model. Then, two sets of planar stabilizers, i.e. PL1 and PL2 and one set of grid stabilizers were designed for an aircraft with wings and control surfaces in a way that aerodynamic coefficients of the fins are equal to each other. However, they demonstrate different aerodynamic coefficients when installed on the aircraft as stabilizers. The simulation was run at Mach numbers 0.6, 0.7, and 0.8 and attack angles 0, 2, 4, and 6 degrees. The results indicate that pitch moments and normal force coefficients of the planar fin are lower than the grid fin in both models. Moreover, the performance of the planar fin as a stabilizer will be improved if its chord's length is decreased and its span is increased.

1- مقدمه

همتراز می شوند، بالک های مشبک به صورت عمود بر جریان با عبور هوای جلو رونده از طریق سلولهای شبکه نصب می شوند. قابلیت مانور بهتر بالک مشبک در سرعتهای مافوق و مادون صوت و در زوایای حملهی بالا توجه زیادی را در سالهای اخیر به خود جلب کرده است.

بالک مشبک، یک سطح کنترل آیرودینامیک است که قالب بیرونی با یک شبکهی درونی از دیوارههای باریک متقاطع از وتر کوچک را شامل میشود. بر خلاف بالکهای دو وجهی متداول که به صورت موازی با جهت جریان هوا

Please cite this article using A. Rahni, M. Mahdi, A Numerical Analysis of Aerodynamic Performance of Planar and Grid Fins as Stabilizers in Double-stage Aircrafts, Modares Mechanical Engineering, Vol. 16,

No. 12, pp. 711-721, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مشکل خیلی معمول در پرندههایی که به وسیله دم کنترل می گردد، گشتاور لولای¹ بزرگ است که استفاده از بالک مشبک می تواند گشتاور لولا در کنترل پرنده را به طور قابل توجهی کاهش دهد. مزیت اصلی بالکهای مشبک که آنها را نسبت به بالکهای دو وجهی معمولی متمایز می کند، وتر کوچکتر است. بنابراین بالک های مشبک ممان لولایی کوچکتری را تولید می کنند که موجب کاهش اندازه عملگر می شود. پدیده واماندگی در بالکهای مشبک، در زوایای بالاتری نسبت به بالکهای مسطح اتفاق می افتد. بنابراین مشبک، در زوایای بالاتری نسبت به بالکهای مسطح اتفاق می افتد. بنابراین در پرندههایی که نیاز به مانور بالایی می باشد ، بهتر است از بالک مشبک استفاده شود. مزیت دیگر بالکهای مشبک این است که آنها می توانند به آسانی بر روی بدنه به هنگام حمل و نقل و انبار جمع شوند و فضای کمتری اشغال کنند.

بررسیهای ویلیام واشنگتن و مارکز میلر [1] در سال 1993 بر روی دو نمونه از بالک مشبک در تونل باد نشان داد که هرچه تراکم شبکههای بالک بیشتر باشد، نیروی عمودی آن بیشتر میشود ولی در نواحی گذر صوت و نواحی پایین مافوق صوت، کاهش در نیروی عمودی وجود دارد.

میلر و واشنگتون [2] در سال 1998 مدلهای مختلف از بالک مشبک را در تونل باد و 3 آزمایش پرواز بررسی کردند و به نتایجی از قبیل عملکرد بهتر بالک مشبک در ماخها و زوایای حمله بالاتر و کاهش 25 درصدی میزان پسا در بالک مشبک دست یافتند و از دیگر یافتههای آنها تاثیر تغییرات میزان اسپن² و تراکم شبکهها بود که با بیشتر شدن آنها میزان نیروی عمودی افزایش مییافت و با شکلدهی سادهی مقطع بیرونی و کاهش ضخامت دیواره یا ترکیب وابسته به آن میتوان به طور قابل توجهی پسای سطوح و دیگر ویژگیهای آیرودینامیک را کاهش داد.

ویلیام دیوید واشنگتن و همکارانش [3] بر روی موشکهایی دارای کانارد³ و بالک بوسیله دینامیک سیالات محاسباتی⁴، بررسیهایی انجام دادند و دریافتند که در بالک مشبک، گشتاور مزاحمی که توسط بالکها در برابر گشتاور تولیدی کانارد ایجاد می شود ، کمتر است.

هاگسون [4] در سال 2006 بررسی جریان مافوق صوت از طریق شبکه بندی بر روی بالکهای مشبک و استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی پرداخت و نتایج بهدست آمده نشان میداد که برحسب اعداد ماخ فراصوت، یک موج فشاری عمودی در پشت سلولهای شبکه تشکیل میشود. نرخ جریان درون سلولها بر اثر موج فشاری درون شبکه کاهش مییابد و بهطور مؤثر بهعنوان مانعی برای جریان عمل میکند. سپس یک موج فشاری عمودی در جلوی بالک مشبک با افزایش پسای همراه، توسعه مییابد. در سرعت بالاتر، این موج فشاری توسط شبکه بلعیده میشود و بنابراین پسا را کاهش میدهد.

یانزنگ [5] مطالعاتی را برای کاهش پسا در بالک مشبک انجام داد. نتایج حاصل نشان میدهد وقتی که عدد ماخ به رژیم گذرصوتی⁵ نزدیک میشود، پسا آرام آرام زیاد شده و با افزایش بیشتر عدد ماخ، از شرایط گذرصوتی به فوق صوت، پسا به صورت نسبتا آرام کم میشود. اعتقاد پژوهشگران بر این است که میتوان این را به توقف جریان در سلولهای شبکه در شرایط گذرصوتی نسبت داد.

سلمان مونوار [6] با استفاده از روش ديناميک سيالات محاسباتي،

عملکرد آیرودینامیکی دو بالک مشبک و مسطح را مقایسه کرد. بررسی ایشان نشان داد که بالک مشبک در ماخ و زاویه حمله ی بالا، عملکرد بهتری نسبت به بالک مسطح دارد و گشتاور لولایی بالک مشبک خیلی کمتر از بالک مسطح است و درنهایت مقدار نیرو برای بالک مشبک بیشتر از بالک مسطح است. محمد بک [7] به صورت تجربی در تونل باد و عددی در ناحیه مادون صوت بالک مشبک را مورد بررسی قرار داد و به این نتیجه رسید که در زاویه حمله و سرعتهای بالا، بالک مشبک عملکرد بهتری دارد و بیشترین اختلاف بین نتایج عددی و تجربی در زاویه حمله 5 درجه رخ داده است.

کلس و افتامیس [8] مطالعاتی را بر روی بالک مشبک با استفاده از حل کننده اویلر دکارتی انجام دادند. آنها شبیه سازی خود را بر روی 12 عدد ماخ مختلف در زوایای حمله 0 تا 15 و در 6 هند سه ی مختلف اجرا کردند. شبکه-بندی نهایی آنها بین 7 تا 8 میلیون سلول را شامل می شد. در تحقیقات آنها همخوانی بسیار خوبی برای اعداد ماخ بزرگتر از یک در شبیه سازی و تونل باد وجود داشت. از دیگر نتایج آنها این بود که بالک مشبک با زاویه ی عقب گرد، بالاترین مزیت ممان پیچشی⁶ را در شبیه سازی و آزمایشات نشان داده است و در آخرین تحقیقات دکتر کریشناپ و همکارانش [9] بر روی بالک مشبک موشک 616 در سرعتهای مادون صوت و مافوق صوت به صورت تجربی و عددی بررسی انجام دادند و نشان دادند که در زوایای حمله بالا با توجه به این که اختلاف *CN/CL/CA* کم شده عملکرد بهتری هشبک در زوایای حمله نیروی پسا نیز کمتر شده است. در مجموع بالکهای مشبک در زوایای حمله بالا در سرعتهای مافوق صوت دارای عملکرد بهتری هستند.

همچنین در این سالها به استفاده کاربردی از این نوع بالکها در بحثهای کنترلی پرندهها نیز پرداخته شده است [10-12]. یکی از مثالهای کاربرد کنترلی این نوع بالکها، استفاده به عنوان پایدارکننده در پرندهها می باشد [14,13].

در این مقاله هدف مقایسه ضرایب آیرودینامیکی دو نوع بالک مسطح با یک نوع بالک مشبک به عنوان بالک پایدار کننده در یک پرندهی دو مرحلهای است. برای این منظور ابتدا به اعتبارسنجی و پیدا کردن مدل آشفتگی مناسب جهت شبیهسازی عددی پرداخته شده است. با محاسبه ضریب نیروی عمودی⁷ و ممان پیچشی هریک از این نوع بالکها، بالک مشبکی انتخاب شده که ضریب نیروی عمودیاش نزدیک به بالکهای مسطح باشد. در نهایت این سه بالک را به صورت جداگانه به پرنده اضافه کرده و رفتار آیرودینامیکی پرنده بررسی و با یکدیگر مقایسه شده است.

2- معادلات حاكم

معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر - استوکس⁸ متوسط شده رینولدز و معادله انرژی می،باشد که با استفاده از روش حجم محدود منفصل شدهاند:

$$\frac{\delta}{\delta t} \int_{v} W dV + \oint [F - G] dA = \int_{v} H dV$$
(1)

در رابطه (1) جایی که W بردار متغیرهای بقایی و F و G به ترتیب بردارهای شار غیرلزجی و لزج می باشند که به صورت زیر تعریف می شوند:

$$W = \begin{cases} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{cases}, F = \begin{cases} \rho V \\ \rho V u + pi \\ \rho V V + pj \\ \rho V w + pk \\ \rho V E + pv \end{cases}, F = \begin{cases} \mathbf{0} \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} V_{j} + q \end{cases}$$
(2)

در رابطه (1)، H بردار عبارتهای منبع، V حجم سلول و A مساحت

¹ hinge moments

² Span

³ canard ⁴ CFD

⁵ Trasonic

⁶ Pich moments

⁷ normal force coefficient

⁸ Navier-Stokes equations

سطحی سلول است. بردار شار غیرلزج (F) با استفاده از اختلاف شار بالادستِ استاندارد مورد ارزیابی قرار میگیرد [15].

هوا بهصورت گاز ایدهال بهعنوان سیال عامل لحاظ شده و جریان دائم درنظر گرفته شده است. منفصلسازی معادلات با استفاده از روش حجم محدود و بهصورت دقت مرتبه دوم انجام شده است. الگوریتم سیمپل برای کوپل کردن سرعت و فشار بهکار گرفته شده است. با توجه به اهمیت جریان در کنار دیواره، در شبکهبندی از روش پیوندی استفاده شده است و نزدیک دیواره شبکه لایه مرزی ایجاد شده بنابراین جریان تا کنار دیواره حل شده و توابع دیواره بهکار گرفته نشده است. برای ناحیه بیرونی از شرط میدان فشار دوردست استفاده شده است. ویژگی این شرط مرزی این است که از نوع غیر انعکاسی بوده و شوکها بهطور غیرفیزیکی به داخل میدان منعکس نمی گردد [17,16].

3- اعتبارسنجي

ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی استخراج میشوند. معادلات 3 بعدی ناویر استوکس جریان تراکمپذیر همراه با مدل آشفتگی و معادله انرژی برای شبیه سازی میدان مغشوش به کار رفته است. نرمافزار فلوئنت بهعنوان حل کننده جریان برای نمونه برداری پدیده جریان انتخاب شده است. معادلات حاکم با استفاده از روش حجم محدود همراه با شبکه پیوندی حل شده است. در این مقاله جهت به دست آوردن مدل آشفتگی صحیح و انتخاب آن، از نتایج آزمایش پروازی و مقایسه ضرایب آیرودینامیکی بهره گرفته شده است.

1-3- شرايط مدل اعتبارسنجي

گرگ آبتا¹ و رالف داکرشاین² [18] در سال 2000 آزمایشهای پروازی را روی پرندههای دارای بالک مشبک در ناحیه مادونصوت³ و گذرصوت انجام دادند. این آزمایشهای پروازی در تاسیسات تحقیقاتی آزمایشهای بالستیکی⁴ توسط مرکز تحقیقات مدیریت مهمات نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا انجام گرفت. هندسه اعتبارسنجی در این مقاله از این منبع جهت مدل سازی و مقایسه نتایج مورد استفاده قرار گرفته است.

این مدل دارای طول 16D، قطر 1D و دارای دماغهای به طول 3D از نوع تانژانت اوجایو⁵ است. بالکها به فاصله 14.441D از نوک موشک به شکل صلیبی به بدنه نصب شده است. در شبیهسازی عددی که انجام گرفت تمامی شرایط اعلام شده به دقت در نرمافزار لحاظ گردید. دمای 1 ± 22 درجه سانتی گراد برای این آزمایش مورد استفاده قرار گرفت بود ولی فشار استاتیک، مرکز جرم و چگالی هر آزمایش پروازی با توجه به سرعت آزمایش متفاوت بود که این شرایط نیز در شبیهسازی طبق جدول 1 مورد استفاده قرار گرفته شد.

جدول 1 شرایط آزمایش پروازی [18]

Table 1 The conditions of flight test						
فشار	چگالی	مرکز جرم	عدد			
(Pa)	(kg/m^3)	برحسب طول	ماخ			
103450	1.2012	0.4778	0.574			
103650	1.2030	0.4763	0.744			
103600	1.2030	0.4765	0.817			
				_		

¹ Abate

Duckerschein

Subsonic

⁴ Aeroballistic Research Facility (ARF)
 ⁵ Tangent-ogive

در این مقاله قطر مدل 25.4 میلیمتر در نظر گرفته شد که با احتساب آن طول پرنده 406.4 میلیمتر میباشد. در "شکلهای 1 و 2 " مدل تهیه شده آمده است. با استفاده از نرمافزار انسیس یک شبکه پیوندی در میدان جریان اطراف مدل ایجاد شده است. در نزدیکی دیواره پرنده شبکه لایه مرزی ایجاد شده که فاصله اولین گره تا بدنه مقدار 0.001 میلیمتر و تعداد لایهها 10 است. "شکل 3" میدان جریان و شبکه بیسازمان ایجاد شده در اطراف مدل را نشان میدهد. تراکم شبکه در اطراف مدل در این شکل مشخص است. شبکه لایه مرزی ایجاد شده در نزدیکی دماغه در "شکل 4" نشان داده شده است.







Fig. 2 The grid fin model



Fig. 3 The flow field around the model



Fig. 4 The prism grid near the nose

شکل 4 شبکه لایه مرزی کنار دماغه

2-3- نتايج اعتبار سنجى

شبیهسازی مدل با عددهای ماخ 0.574، 0.744 و 0.817 و در زوایای 0، 2، 4 و 6 انجام شده است. شبیهسازی در نرمافزار فلوئنت و به ازای مدل های آشفتگی مختلف مختلف Tk-e-Re¹، K-e-St، K-w-SST مده و برای بررسی SST³ قبیت شبیهسازی از نرم افزار سی اف ایکس² با مدل آشفتگی SST³ نیز استفاده شده است. بهعلت متقارن بودن مدل، جهت کاهش محاسبات، مدل به صورت نیمه تقارن⁴ در نظر گرفته شد. محاسبات تا خطای کمتر از 4-10 جهت همگرایی ادامه یافت.

پس از شبکهبندی و تعریف شرایط مرزی، مدل مرجع به ازای سه عدد ماخ ۷۰.74 به ازای زوایای حمله مختلف تحلیل شد. تغییرات ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله برای عدد ماخ ۵.574 به ازای مدلهای آشفتگی مختلف در "شکل 5" آورده شده است. به ازای تمام این حالتها رفتار ضریب نیروی عموی CN، با زاویه حمله به صورت خطی است. بنابراین بهتر است برای بررسی نتایج از شیب این نمودارها CN۵، در ادامه استفاده شود.

مقادیر CNA به ازای عدد ماخ مختلف در جدول 2 آمده است. در این جدول نتایج مربوط به تست پروازی نیز از مرجع [18] آورده شده است. اعداد بهدست آمده مطابقت خوبی با نتایج تست پروازی دارند. برای بررسی دقیق تر درصد خطای هر یک از حالتها نسبت به نتایج تجربی محاسبه شده و نتایج در جدول 3 ارائه شده است. بیشترین مقدار خطای بهدست آمده حدود 11 است و بقیه کمترین از این مقدار میباشد. بنابراین با انتخاب یک شبکه درست با استفاده از مدلهای مختلف آشفتگی میتوان به نتایج قابل قبولی استداده از نرمافزار انسیس فلوئنت با مدل آشفتگی میتوان به نتایج قابل قبولی استفاده از نرمافزار انسیس فلوئنت با مدل آشفتگی میتوان به نتایج قابل قبولی خطا را نسبت به نتایج تجربی بهدست میآورد. مقدار خطای مربوط به این حالت کمتر از 2 درصد میباشد. از آن جهت که در این مقاله هدف طراحی یک بالک بهعنوان پایدارکننده است و بیشتر پایداری استاتیکی پرنده مدنظر بوده که برای این منظور نیروی عمودی بالک بیشتر مورد استفاده قرار گرفته و به نیروی محوری پرداخته نشده است.



Fig. 5 The normal force coefficient in Mach 0.574 شکل 5 ضریب نیروی عمودی در ماخ 0.574

جدول 2 مقدار شیب ضریب نیروی عمودی (^{CNa}(rad⁻¹) Table 2 The results of normal force coefficients slope, *CNa*(rad⁻¹)

Fluent K-e- Re	Fluent K-e- ST	Fluent K-W	CFX-SST	[18]	عدد ماخ
7.6433	7.5425	7.2651	7.1562	7.630	0.574
7.2479	7.7179	6.7784	7.10467	7.620	0.744
6.9958	7.2946	6.7609	7.4198	7.390	0.817

جدول 3 درصد خطای مربوط به شیب ضریب نیروی عمودی

Table 3 The percentage error of normal force coefficients slope						
	Fluent	Fluent	Fluent	CFX-	عدد	
	K-e-Re	K-e-ST	K-W	SST	ماخ	
	0.1%	1.1%	4.7%	6.2%	0.574	
	4.8%	1.1%	11%	6.7%	0.744	
	5.3%	1.3%	8.5%	0.4%	0.817	

"شکل 6" توزیع عدد ماخ در میدان جریان اطراف بالک مشبک برای عدد ماخ 0.574 و زاویه حمله 2 درجه را نشان میدهد. سلولهای بالک به صورت نازل عمل کرده و سرعت جریان درون سلولها افزایش یافته و مقدار بیشینه عدد ماخ به 0.7169 رسیده است. در دیواره جلویی سلولها، نقطه سکون تشکیل شده و درقسمت عقب هم جدایش جریان وجود دارد.

توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن مدل و در اطراف بالک مشبک در شرایط پروازی *M*=0.744 و زاویه حمله 2 درجه در "شکل 7" آمده است. در این شکل مقدار عدد ماخ در درون سلولها افزایش یافته که مقدار بیشینه به 1.008 رسیده است. در این پدیده خفگی درون سلولها اتفاق افتاده و امواج عمودی درون سلولهای بالک مشبک تشکیل شده است. با افزایش ماخ پروازی به 1.814، بهدلیل خفگی جریان درون سلولها جریان از اطراف بالک سرریز کرده و عدد ماخ بیشینه در سطح بیرونی بالک اتفاق میافتد (شکل8).

4- هندسه و طراحي مدل شبيهسازي

در پرندههای دو مرحلهای که مدنظر این مقاله است در ابتدا حرکت وظیفه غلبه بر نیروی اینرسی با بخش بوستر⁵ میباشد که در مرحله اول پرواز مورد استفاده قرار می گیرد. سپس موتور اصلی وارد مدار شده و وظیفه ایجاد نیروی محرکه برای بقیه حرکت را برعهده می گیرد. از الزامات پرواز این نوع پرندهها وجود پایداری استاتیکی⁶ است. پایداری استاتیکی با متغیری با نام استاتیک



Fig. 6 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for M = 0.574, $\alpha = 2^{\circ}$

K-epsilon-Realizable

 $^{^{2}}$ CFX

 ³ Shear stress transport
 ⁴ Symmetry

شکل 6 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای M = **0.574,** a = **2**⁰

⁵ Booster
⁶ Static stability

مهندسی مکانیک مدرس، اسفند 1395، دورہ 16، شمارہ 12



Fig.7 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for M = 0.744, $\alpha = 2^{\circ}$

M = 0.744, \alpha = 2⁰ توزيع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای M = 0.744, α



Fig.8 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for $M = 0.817, \alpha = 2^{0}$ $M = 0.817, \alpha = 2^{0}$ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $R = 0.817, \alpha = 2^{0}$

مارجین¹ بررسی و اندازه گیری می گردد. بالک پایدار کننده² وظیفه ایجاد ممان برخلاف ممان ایجاد شده توسط جرم نسبت به نوک پرنده را برعهده

دارد. با طراحی دقیق بالک پایدارکننده میتوان استاتیک مارجین مناسب را بهدست آورد و از طرفی پایداری استاتیکی را برقرار کرد.

1-4- شكل و مدل اصلي

در اینجا سه مدل پرنده با بالک های پایدارکننده یمختلف جهت بررسی و مقایسه عملکرد هر کدام با خواص مختلف و یافتن پایدارکننده ی بهتر ارائه گردیده است. در "شکلهای 9، 10 و 11" سه مدل انتخابی دیده می شود.



Fig. 9 The general model with PL1 fin

شکل 9 مدل اصلی با بالک PL1



Fig. 10 The general model with PL2 fin

شکل 10 مدل اصلی با بالک PL2

¹ Static Margin ² Stabilizer

شكل 12 مدل بالك PL1

3500mm

Fig. 11 The general model with Grid fin شکل 11 مدل اصلی با بالک Grid

مدل اصلی انتخاب شده در این مقاله دارای طول 3500 میلیمتر، قطر 200 میلیمتر و مرکز جرم 1700 میلیمتر از نوک پرنده میباشد. اندازه و محل قرارگیری بال و بالک کنترلی در تمامی مدلها یکسان است. محل قرارگیری بالک پایدارکننده در هر سه مدل یکسان بوده و وسط ضخامت آنها محل قرارگیری در نظر گرفته شده است. در این پرنده ابتدا شبیهسازی بدون بالک پایدارکننده جهت محاسبه مقدار ممان پیچشی و نیروی عمودی، لازم جهت پایدارکننده است الام گرفت و سپس با توجه به نتایج بهدست آمده بالک پایدارکننده الا طراحی گردیده و سپس جهت کاهش ممان پیچشی بهوجود آمده مدل بالک L2 طراحی شد و در نهایت بالک مشبکی Grid که بتواند این الزامات را مهیا کند مدلسازی گردید.

4-2- هندسه بالک های پایدارکننده

بالک طراحی شده PL1 دارای مقطع Naca0015 میباشد که دارای ارتفاع 202 میلیمتر، طول وتر 140.71 میلیمتر و ضخامت 8.12 میلیمتر بوده که در طول وتر آن با زاویه 77.12درجه به مقدار 100.57 کاهش پیدا میکند. (شکل 12).

Naca0015 بالک طراحی شده PL2 همانند "شکل 13" نیز دارای مقطع Naca0015 است. که دارای ارتفاع 267.6 میلیمتر، طول وتر 100 میلیمتر و ضخامت 12.04 میلیمتر است. در این مدل طول وتر در ارتفاع تغییر نمی کند.

بالک مشبک انتخابی از مدل بهینه شده توسط روابط موجود در منبع [7] بهدست آمده و ابعاد آن بعد از محاسبه دارای ارتفاع 251.29 میلیمتر، طول وتر 135.37 میلیمتر و ضخامت 16 میلیمتر است که هندسه بالک مشبک Grid در "شکل 14" نشان داده شده است.

جهت مقایسه و بررسی نیرو عمودی بالک های طراحی شده در ابتدا یک میدان نیم استوانهای با دماغه کروی شکل در نظر گرفته شد و هر یک از این بالکها به صورت جداگانه در عددهای ماخ ۵.۵، 0.7 و 0.8 در زوایای 0، 2، 4، 6، 8 و 10 و نتایج مربوط به ضریب نیروی عمودی آورده شده است. تغییر ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله برای اعداد ماخ 0.6، 0.7 و 0.8 به



Fig. 12 The PL1 fin model

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-19



شكل 13 مدل بالك PL1



Fig. 14 The Grid fin model

شکل 14 مدل بالک Grid

ترتیب در "شکلهای 15، 16 و 17" آمده است. با مقایسه ضریب نیروی عمودی این سه بالک با یکدیگر میتوان نتیجه گرفت که در زوایای حمله پایین نمودارها برهم منطبق هستند و با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب عمودی بالک مشبک کمتر از بالکPL2 و هر دوی این بالکها نسبت به مدل PL1 ضعیفتر هستند که این اختلاف کمتر از 10 درصد است.

3-4- شبكەبندى

در مسایل دینامیک سیالات محاسباتی یکی از مهمترین مراحل شبیهسازی، تولید شبکه مناسب است. از آنجا که هندسهی این مقاله پیچیده بوده و امکان ایجاد شبکه با سازمان وجود ندارد و نیز شبکهی بی سازمان هم از دقت



Fig. 15 The normal force coefficient in Mach 0.6 شکل 15 ضریب نیروی عمودی در 0.6 ماخ







Fig. 17 The normal force coefficient in Mach 0.8 شکل 17 ضریب نیروی عمودی در 0.8 ماخ

کافی برخوردار نیست و به جهت آن که نیرویهای لزجی در ناحیه نزدیک جسم از اهمیت بالایی برخوردارند، از شبکه پیوندی در این کار همانند مدل اعتبارسنجی استفاده شده است. برای کاهش تعداد سلولها میتوان مش ناحیه دور از بدنه را از شبکه بیسازمان استفاده کرد. نمونههایی از کیفیت شبکه در اطراف بال در حالتهای مختلف در "شکلهای 18، 19 و 20" آورده شده است.



Fig. 18 Mesh quality at the cross-section parallel to the axis شکل 18 کیفیت شبکه در مقطع موازی با محور



شکل 19 کیفیت شبکه در داخل سلولهای بال



شکل 20 شبکه لایه مرزی کناره دیواره

برای بررسی این موضوع با تعداد سلولهای متفاوت، تحلیل عددی صورت گرفته است. با افزایش تراکم شبکه، مقادیر ضرایب تغییر میکنند و این تغییرات تا مقدار 3846532 سلول در مدل بالک مسطح ادامه پیدا میکند. از این مقدار به بعد روند تغییرات محسوس نیست و به کمتر از یک درصد می-رسد. بنابراین شبکهبندی با تراکم 3058739 بهعنوان تراکم مطلوب در این نوع بالک در نظر گرفته شده است. نتایج بالا در ماخ 0.6 و زاویه حمله 4 درجه برای بالک مسطح در "شکلهای 21 و 22" بهترتیب برای ضریب نیروی عمودی و محوری نشان داده شده است.



Fig. 21 The variation of normal force coefficient planar fin model with mesh number $% \left({{{\bf{n}}_{\rm{p}}}} \right)$

شکل 21 تغییرات ضریب نیروی عمودی مدل بالک مسطح با تعداد شبکه



Fig. 22 The variation of axial force coefficient planar fin model with mesh number $% \left({{{\mathbf{F}}_{\mathbf{r}}}_{\mathbf{r}}} \right)$

شكل 22 تغييرات ضريب نيروى محورى مدل بالك مسطح با تعداد شبكه

همین روند برای مدل پرنده با بالک مشبک نیز انجام شد زیرا بالک مشبک بهعلت داشتن حجم بزرگتر نسبت به مدلهای دیگر، سلولهای بیشتری دارد. نهایتا شبکهبندی با تراکم 4958487 برای مدل بالک مشبک انتخاب گردید. نتایج بالا در ماخ 0.6 و زاویه حمله 4 درجه برای بالک مشبک در "شکلهای 23 و 24" به ترتیب برای ضریب نیروی عمودی و محوری نشان داده شده است.

5- بررسی نتایج

در ابتدای پرواز بر روی پرندههای دو مرحلهای، اثرات چرخشی و مخصوصا ممانهای یپچشی ناخواستهای ایجاد می گردد که کنترل آنها از اهمیت زیادی در پرواز برخوردار است. از آنجا که بالک پایدارکننده انتها در این نوع پرندهها وظیفه خنثی کردن ممان پیچشی، پایداری و نهایتا کنترل پرواز را برعهده دارند، لذا بررسی پایداری استاتیکی در این مرحله دارای اهمیت بالایی است. جهت بررسی میزان عملکرد و مقایسهی بالک مسطح و مشبک با یکدیگر، تحت سه مدل بیان شده در بالا شبیهسازی انجام شده است.

این شبیهسازی بهصورت سه پرنده دارای بال، سطوح کنترلی و پایدار کننده در نظر گرفته شده است و شبیهسازی در ماخهای ۵.۵، 0.7 و 0.8 و زوایای 0، 2، 4 و 6 انجام گرفته است. مدلهای موردنظر در نرمافزار گمبیت 6.4.2 طراحی گردید و سپس توسط نرمافزار Fluent V15 مش بندی شد.



Fig. 23 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number $% \left({{{\mathbf{F}}_{i}}} \right)$

شکل 23 تغییرات ضریب نیروی عمودی مدل بالک مشبک با تعداد شبکه



Fig. 24 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number $% \left({{{\rm{T}}_{\rm{T}}}} \right)$

شکل 24 تغییرات ضریب نیروی عمودی مدل بالک مشبک با تعداد شبکه

بعد از آماده سازی مدل با استفاده از نرمافزار فلوئنت و مدل جریان مغشوش بعد از آماده سازی مدل با استفاده از نرمافزار فلوئنت و مدل جریان مغشوش KE-ST حداقل خطای در هر پردازش 10-4 در نظر گرفت شد. بعد از محاسبات انجام گرفته شده در شرایط یکسان با این سه مدل بالک، نتایج حاصل در چند بخش قابل بررسی و تحلیل است. در این شبیه سازی ها از مدل آشفتگی K-3 استاندارد و الگوریتم حل سیمپل¹مرتبه دوم استفاده شده است، که انتخاب این روش حل از اعتبارسنجی که بین روشهای مختلف انجام گرفته مده از محله مرد است، که عرد استاندارد و الگوریتم حل سیمپل¹مرتبه دوم استفاده شده است، که مورد استفاده قرار گرفته است. مدل پرنده اصلی در زوایای حمله مختلف 0، مورد استفاده قرار گرفته تغییر مورد استفاده مورد استفاده قرار گرفته است. مدل پرنده اصلی در زوایای حمله مختلف 0، از این سرعت پرنده مورد استفاده قرار گرفت. در ادامه از ابعاد مختلف، نتایج حاصل است.

تغییرات ضریب نیروی عمودی پرنده برای سه بالک پایدارکننده ی مختلف برحسب زاویه حمله و به ازای ماخهای مختلف انجام گرفته است. روند تغییر ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله برای کلیه حالتها به صورت خطی است. در "شکل 25" ضریب نیرو عمودی پرنده در عدد ماخ 0.6 نشان داده شده است.

در این حالت پرندهای که با بالک مشبک Grid مورد محاسبه قرار گرفته است، دارای ضریب نیروی عمودی و یا بهعبارتی نیروی بالابری بیشتری نسبت به سایر مدلهای انتخابی است. بعد از بالک مشبک، مدل بالک 2L2 دارای ضریب بیشتری است. "شکلهای 26 و 27" نتایج مشابهی را برای ماخ-های 0.7 و 0.8 نشان میدهند.



Fig. 25 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.6 شکل 25 ضریب نیرو عمودی پرندہ در 0.6 ماخ



Fig. 26 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.7 شکل 26 ضریب نیرو عمودی پرندہ در 0.7 ماخ



Fig. 27 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.8 شکل 27 ضریب نیرو عمودی پرندہ در 0.8 ماخ

در این نمودارها همواره پرندهای که بالک پایدارکننده مشبک دارد، نسبت به دو حالت دیگر دارای ضریب نیروی عمودی بیشتری است. جهت بررسی دقیق تر این موضوع، مقایسه شیب ضریب نیروی عمودی انجام شده که نتایج در سرعت های مختلف در جدول 4 نشان داده شده است. مقدار ضریب CNa بالک مشبک نسبت به بالکهای مسطح بیشتر است و نشان میدهد که تاثیر جریان بالا دستی بر روی بالک مشبک کمتر از بالکهای دیگر است.

نکته بسیار مهم و کلیدی این پژوهش این است که با توجه به کم بودن ضریب نیروی عمودی بالک مشبک نسبت به مدلهای دیگر در حالت انفرادی، و نیز یکسان بودن جریان بالادستی در مدل اصلی که تحت تاثیر بال و بالک یکسان است، ضریب نیروی عمودی در بالک مشبک نسبت به بالکهای مسطح انتخاب شدهی دیگر بیشتر است و این موضوع از خواص ظاهری و طراحی این نوع بالکها نسبت به بالکهای مرسوم است. نکته دیگری که باید در بررسی این نتایج به آن اشاره کرد، ثابت ماندن نسبی ضریب نیرو عمودی در بالک مشبک در ماخهای مختلف نسبت به دو مدل دیگر است و این در حالی است که بهطور مثال بالک مدل PL2 نسبت به دو مدل مدل Grid و ILT تغییرات بیشتری در مقدار ضریب عمودی در ماخهای مختلف دارد.

در ادامه جهت مشخص شدن جزئیات تحقیق، به بررسی ضریب نیروی عمودی هریک از بالک ها بهصورت جداگانه پرداخته شده تا تاثیر نوع بالک بر روی ضریب نیروی عمودی مدل اصلی مشخص گردد. ضریب بالک مشبک در هر دو حالت بالک بالایی و پایینی مقدار بزرگتری نسبت به دیگر بالکهای انتخاب شده دارد. این برتری در سرعتهای مختلف تکرار شده است. در "شکل 28" نمونهای از نمودار ضریب نیروی عمودی بالک بالایی در ماخ 0.7 نشان داده شد است. این نمودار برتری بالک مشبک در ضریب نیروی عمودی نسبت به بالک های دیگر را به وضوح نشان میدهد. در "شکل 29" نیز نمودار ضریب نیروی عمودی در بالک پایینی در ماخ 0.7 به نمایش در آمده است. این ضریب در بالک مشبک پایینی نیز همچنان برتری خود را نسبت به بقیه بالک های مسطح نشان میدهد.

دی مدل اصلی	نيروى عمو	ضريب	4 شيب	ندول
-------------	-----------	------	-------	------

Table 4 Normal force coefficients slope of general model					
$CNa[rad^{-1}]$	$CNa[rad^{-1}]$	$CNa[rad^{-1}]$	عدد		
Grid	PL2	PL1	ماخ		
29.14	27.7	24.73	0.6		
29.18	28.32	25.25	0.7		
29.95	25.17	26	0.8		
29.14 29.18 29.95	27.7 28.32 25.17	24.73 25.25 26	0.6 0.7 0.8		

¹ Simple



Fig. 30 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.6 شکل 30 ضریب ممان پیچشی پرندہ در 0.6 ماخ



Fig. 31 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.7 شکل 31 ضریب ممان پیچشی پرندہ در 0.7 ماخ



Fig. 32 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.8 شکل 32 ضریب ممان پیچشی پرندہ در 0.8 ماخ

جهت بررسی دقیق تر جزئیات تاثیرات جریان بالادستی بر روی بالکهای مدل شده، مقادیر ممانهای هریک از بالکهای بالایی و پایینی مدل اصلی شبیه-سازی شده در جدول 6 نشان داده شده است. جدول 6 نشان دهندهی بزرگتر بودن ممان پیچشی هریک از بالکهای مشبک نسبت به دو مدل PL1 و PL2 میباشد.

"شکل 33" خطوط جریان پشت بال اصلی و بالک کنترلی برای مدلی که پایدارکننده کنترلی دارد را در شرایط σ**3. = M ر**ا نشان میدهد. زاویه حمله جریان موجب می شود که گردابه های پشت بال و بالک به سمت



Fig. 28 The normal force coefficient of fin up in Mach 0.7 شكل 28 ضريب نيرو عمودى بالک بالايي در 0.7 ماخ



Fig. 29 The normal force coefficient of fin down in Mach 0.7 شکل 29 ضریب نیرو عمودی بالک پایینی در 0.7 ماخ

مقایسه نتایج مربوط به شیب ضریب نیروی عمودی کلی در مورد سرعتهای 0.6، 7.0 و 0.8 برای انواع بالکها در جدول 5 به نمایش گذاشته شده است. با توجه به جدول 5 و مقایسه ضرایب بهدست آمده میتوان دریافت که بالک-های مشبک به صورت جداگانه نیز نسبت به بالکهای مسطح دیگر دارای ضرایب بزرگتر و در نتیجه قدرت نیروی عمودی بیشتری در مدل اصلی هستند.

مقدار ضریب ممان پیچشی نیز از لحاظ پایداری پرنده حول مرکز جرم خود از اهمیت بالایی برخوردار است. ضریب ممان پیچشی مدل اصلی در "شکلهای 30، 31و 32" آورده شده است. مقدار ضریب ممان پیچشی بالک مشبک از مابقی مدلهای ارائه شده بزرگتر است و نشاندهنده قدرت ایجاد ممان پیچشی بزرگتر این نوع بالک نسبت به سایر بالکهای انتخاب شدهی مدل اصلی، در هنگام پرواز است.

جدول 5 شیب ضریب نیروی عمودی انواع بالکها در ماخ های مختلف Table 5 The kinds of fins normal force coefficients slope in different

Widens						
CNa[1	rad ⁻¹]	CNa	[rad ⁻¹]	CNa[rad ⁻¹]	
Gr	id	P	.2	PI	_1	عدد
Fin	E's Hs	Fin	E's Ha	Fin	E. U.	ماخ
Down	Fin Up	Down	Fin Up	Down	Fin Up	C
87.62	87.18	87.29	85.48	82.76	86.00	0.6
88.18	87.79	88.06	86.69	84.65	87.15	0.7
88.64	88.27	86.04	87.95	85.81	85.54	0.8
00.01	00.27	00.01	01.50	00.01	00101	0.0



Fig. 34 the streamline behind the wings and control wings for planar fin model at M=0.7 and α =3⁰ **شکل 44** خطوط جریان در پشت بال.ها و بالک کنترلی برای مدل با بالک مسطح

در شرایط $M = 0.7, \alpha = 3^{\circ}$ در شرایط $M = 0.7, \alpha = 3^{\circ}$

انتخاب شده بر روی مقدار استاتیک مارجین پرداخته می شود. در جدول 7 مقادیر استاتیک مارجین بی بعد شده نسبت به قطر در عدد ماخهای مختلف در زاویه حالت 1 مطلوب (زاویه 4 درجه)، نشان داده شده است. بررسیها نشان میدهد که در بالک مدل PL1 با توجه به صفر شدن مقادیر استاتیک مارجین، پایداری استاتیکی از نوع خنثی بوده و این نوع پایدارکننده مناسب برای پرنده در هنگام پرواز نمی باشد زیرا در هنگام مواجه با ممان های ناخواسته، سیستم ناپایدار شده و پرواز با مشکل مواجه خواهد شد. با توجه به این نکته که مقدار مناسب برای استاتیک مارجین بی بعد شده نسبت به قطر، یک است، بالک مدل PL2 نیز در ماخهای پایین دارای مقدار کم استاتیک مارجین بوده و در ماخ 0.8 دچار ناپایداری می شود. در مورد بالک مشبک Grid می توان گفت با توجه به نتایج نشان داده شده در جدول 7، استاتیک مارجین در تمامی حالتها تقریبا دارای مقدار یک است که نشان از پایداری بالک فوق، در تمامی سرعتها میباشد و این مسئله را میتوان بهعنوان برتری در پایداری استاتیکی، نسبت به مدل های دیگر بیان کرد و علت این امر را میتوان در ممان پیچشی یافت. زیرا که بالک مشبک دارای ممان پیچشی بزرگتری نسبت به دیگر بالکهای مطرح شده است.

6- نتیجه گیری

در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و به کمک نرمافزار انسیس فلوئنت و CFX میدان جریان اطراف یک مدل مرجع شامل بالک مشبک که نتایج تست پروازی برای ان موجود بود شبیه سازی شد. مقدار شیب ضریب نیروی عمودی برای سه ماخ پروازی مختلف در رژیم مادون صوت به ازای مدل های آشفتگی مختلف به دست آمد. بررسیها نشان

جدول 7 مقادیر استاتیک مارجین در ماخ های مختلف

Table 7 T	he Static N	Margin in	different Mach	1	
0.8	0.7	0.6	Mach\Fin	alfa	ST.Margin
0.01	0.00	0.00	PL1		
-0.52	0.59	0.57	PL2	<i>α</i> =4	$(x_{Cp} - x_{Cg})/D$
0.84	0.98	1.14	Grid		

¹ Trim angle

جدول 6 شیب ضریب ممان پیچشی انواع بالکها در ماخ های مختلف Table 6 The kinds of fins pitching moment coefficients slope in different Machs

CMa[Gr	rad ⁻¹] id	CMa Pl	[rad ⁻¹] L2	CMa[PI	rad ⁻¹] _1	عدد
Fin Down	Fin Up	Fin Down	Fin Up	Fin Down	Fin Up	ماخ
88.63	88.42	88.41	87.37	85.74	87.64	0.6
88.96	88.74	88.85	88.06	86.86	88.32	0.7
89.21	89.01	87.65	88.79	87.54	87.36	0.8

بالا منحرف شوند ولی این گردابهها هنوز به بالک مشبک برخورد کرده و از آن عبور میکنند. در شکل مشخص است که تنها تعدادی از سلولهای بالک مشبک در معرض گردابه قرار گرفته و بخش بیشتری از بالک جریان آزاد عبور می کند. همچنین طول کوچک وتر بالک مشبک موجب شده که گردابه-ها سریع بالک را ترک کرده و اثرات منفی کمتری روی آن داشته باشد. برای پايداركننده مسطح (شكل34) بهدليل بزرگ بودن طول وتر، گردابهها مدت زمان بیشتری در تماس با بالک هستند بنابراین سطح بیشتری از بالک در تماس با گردابههای جریان بالادست است. به همین دلیل مقدار نیروی عمودی تولید شده توسط بالک مسطح کمتر مشبک میباشد و هرچه طول وتر بالک مسطح بیشتر باشد اثر گردابهها قوی تر شده بنابراین بالک ضعیفتر می شود. نکته دیگری که در "شکل های 33 و 34" وجود دارد این است که گردابه بال و بالک از نزدیکی بدنه پرنده و ریشه بالک پایدارکننده عبور می کند. گردابه ها قسمت نوک بالک مشبک و مسطح که با بدنه فاصله دارند را در برنمی گیرد. این نکته نیز دلیل دیگری است برای این که در چنین حالتی که بالادست پایدارکننده، بال و بالک کنترلی وجود دارد بهتر است از بالک مشبک بهعنوان پایدارکننده استفاده کرد. درصورتی که از پایدارکننده مسطح قرار است استفاده شود تا حد ممکن بالک دارای طول وتر کم و طول اسپن بزرگتر طراحی شود.

یکی از پارامترهای مهم در بررسی میزان تاثیر بالک های پایدارکننده در هنگام پرواز، پایداری استاتیکی است که این پایداری به کمک مقدار استاتیک مارجین مورد بررسی قرار میگیرد. در این بخش به بررسی اثر بالکهای



Fig. 33 the streamline behind the wings and control wings for grid fin model at M=0.7 and $\alpha = 3^{\circ}$

شکل 33 خطوط جریان در پشت بالها و بالک کنترلی برای مدل با بالک مشبک در شرایط $M={\bf 0.7}, lpha={\bf 3}^0$ شرایط $M={\bf 0.7}, lpha={\bf 3}^0$

Congress Of The Aeronautical Science, Nice, France, 19-24 September, 2010.

- [7] M. bak, Experimental investigation and computational fluid dynamics analysis of missile with grid fin in subsonic flow, *International Journal of Engineering Science and Technology*, Vol. 2, No. 11, pp. 6214-6220, 2010.
- [8] J. E. Kless, M. J. Aftosmis, Analysis of grid fins for launch abort vehicle using a cartesian euler solver, 29th Fluid Dynamics and Colocated Conferences (AIAA), Honolulu, USA, pp. 1-21, 2011.
- [9] H. S. Prashanth, K. S. Ravi, G. B. Krishnappa, Aerodynamic characteristics of g16 grid fin configuration at subsonic and supersonic speeds, *International Journal of Engineering Research* and General Science Vol. 2, Issue. 5, pp. 129-135, 2014.
- [10] M. G. Landers, L. M Aumar, Aerodynamic predictions of pitch and roll control for canard-controlled missiles, *18th Applied Aerodynamics Conference (AIAA)*, Denver, USA, pp. 1-25, 2000.
- [11] J. DeSpirito, W. D. Washington, CFD investigation of canardcontrolled missile with planar and grid fins in supersonic flow, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Monterey, USA, pp. 429-440, 2002.
- [12] J. DeSpirito, W. D. Washington, Numerical investigation of aerodynamics of canard-controlled missile using planar and grid tail fins, part ii: subsonic and transonic flow, *Army Research Laboratory Aberdeen Proving Ground ARL-TR-3162*, Arsenal, English, pp. 1-104, 2004.
- [13] D. P. Pruzan, M. R. Mendenhall, W. C. Rose, Grid Fin Stabilization of the Orion Launch Abort Vehicle, 29th Applied Aerodynamics Conference (AIAA), Honolulu, USA, pp. 1-17, 2011.
- [14] J. DeSpirito, W. D. Washington, Numerical investigation of canard-controlled missile with planar and grid fins, *Journal of Spacecrat and Rockets*, Vol. 40, No. 3, pp. 263- 370, 2003.
- [15] J. Hoffman, C. Johnson, Computational Turbulent Incompressible Flow, pp. 102-150, Springer Berlin Heidelberg, 2006.
- [16] J. Cai, Numerical study on choked flow over grid-fin configurations, *Journal of Spacecrat and Rockets*, Vol. 46, No. 5, pp. 949-956, 2009.
- [17] P. Theerthamalai, N. Balakrishnan, Effect of geometric parameters on the aerodynamic characteristics of grid-fin cells at supersonic speeds, 45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit AIAA, Reno, USA, pp. 1-11, 2006.
- [18] G. L. Abate, R. P. Duckerschein, W. Hathaway, Subsonic / transonic free-flight tests of a generic missile with grid fins, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (AIAA), Reno, USA, pp. 1-11, 2000.

داد که نتایج مربوط به کلیه حالتها دقت قابل قبولی (خطای کمتر از 11%) نسبت به نتایج تجربی دارد و خطای مربوط به نرمافزار فلوئنت با مدل آشفتگی K-e_ST کمترین مقدار است. در ادامه دو نوع بالک مسطح و یک نوع بالک مشبک بهعنوان سطح پایدار کننده برای یک پرندهای که شامل یک سری بال و بالک کنترلی است اضافه شد و تحلیلها برای بررسی پایداری صورت گرفت. نتایج شبیهسازی نشان داد که برای بالک مسطح با طول وتر بیشتر مقدار پایداری استاتیکی خنثی بهدست آمد. با کاهش طول وتر و اضافه کردن سطح در جهت اسپن بالک، مقدار پایداری پرنده افزایش یافت. مجزا دارای ضریب نیروی عمودی یکسانی هستند، پایداری پرنده به مقدار قابل توجه افزایش می یابد. همان طور که قبلا نیز بیان شد اغتشاشات ایجاد شده توسط بال و بالک کنترلی در بالادست جریان، ضرایب آیرودینامیک شده توسط بال و بالک کنترلی در بالادست جریان، ضرایب آیرودینامیک وتر بالک میزان این اثرات کاهش یافته است.

7- مراجع

- W. D. Washington, M. S. Miller, Grid fins a new concept for missile stability and control, 31st Aerospace Sciences Meeting, Aerospace Sciences Meetings AIAA 93-0035, Washington, D.C, January 11-14, 1993.
- [2] W. D. Washington, M. S. Miller, Experimental investigations of grid fin aerodynamics: A synopsis of nine wind tunnel and three flight tests, *Proceedings of RTO AVT Symposium on Missile Aerodynamics*, Sorrento, Italy, pp. 10.1-10.13, 1998.
- [3] J. DeSpirito, J. Sahu, Viscous CFD calculations of grid fin missile aerodynamics in the supersonic flow regime, 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (AIAA), Reno, USA, pp. 1-14, 2001.
- [4] C. Hughson, E. Blades, Transonic aerodynamic analysis of lattice grid tail fin missiles, 24th Fluid Dynamics and Co-located Conferences (AIAA), San Francisco, USA, pp. 1-15, 2006.
- [5] Y. Zeng, J. cai, M. Debiasi, T. Chng, Numerical study on drag reduction for grid fin configuration, 47th Aerospace Sciences Meeting (AIAA), Orlando, USA, pp. 1-10, 2009.
- [6] S. Munawar, Analysis of grid fins as efficient control surface in comparison to conventional planar fins, 27th International