



بررسی عددی عملکرد آیرودینامیکی بالک مسطح و مشبک به عنوان پایدارکننده در پرنده هایی با دو مرحله پرواز

امیر رهنی^۱، میراعلم مهدی^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران غرب، تهران

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

* تهران، صندوق پستی ۱۳۶۷۸۵-۱۳۶

چکیده

در پرنده هایی که دارای چند مرحله بال، سطوح کنترلی و پایدارکننده هستند، بالک های پایدارکننده که در انتهای قرار دارند وظیفه پایداری پرنده را در ابتدای پرواز بر عهده دارند. در این نوع پرنده ها معمولاً گرداه های ناشی از جریان اطراف بال ها و بالک های کنترلی بالادستی موجب تضییف عملکرد پایدار کننده های شود. بالک های مشبک به علت ماهیت شکلی که دارند اثرپذیری کمتری نسبت به بالک های مسطح دارند. در این حالت می توان با جایگزینی بالک مشبک عملکرد را بهبود داد. در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی به روش حجم محدود و استفاده از شبکه پیوندی در کنار بدن، میدان جریان اطراف یک پرنده که از پایدار کننده مسطح و مشبک تشکیل شده شبیه سازی شده است. ابتدا با شبیه سازی جریان اطراف یک مدل که تابع آزمایشگاهی برای آن موجود بوده مدل آشفتگی مناسب انتخاب شده است. سپس برای یک پرنده ای که دارای بال و بالک کنترلی است دو سری پایدار کننده مشبک طراحی شده است. با نصب این بالک ها به عنوان پایدار کننده بر روی پرنده، رفتار مقاومتی از لحاظ ضرایب آیرودینامیکی پیدا می کنند. شبیه سازی برای اعداد ماخ ۰.۶ و ۰.۸ در زوایای حمله ۰، ۲، ۴ و ۶ درجه انجام شده است. تابع بدست آمده مان پیچشی و خربی نیروی عمودی بالک مسطح هر دو مدل نسبت به بالک مشبک پایین تر بوده و در بالک های مسطح با کاهش طول و ترا فرازش طول اسین می توان عملکرد بهتری را به عنوان پایدار کننده بدست آورد.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۴ شهریور ۱۳۹۵

پذیرش: ۲۳ آبان ۱۳۹۵

ارائه در سایت: ۱۱ دی ۱۳۹۵

کلید واژگان:

بالک

مشبک

پایدار کننده

بالک مسطح

پرواز دو مرحله ای

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

Original Research Paper
Received 04 September 2016
Accepted 13 November 2016
Available Online 31 December 2016

Keywords:
Fin
Grid
Stabilizer
Planar Fin
Double stage fly
Numerical method

ABSTRACT

In aircraft with multiple wings, control surfaces, and stabilizers, the stabilizing fins located at the tail provide stability for the boosting. In such aircraft the vortices resulting from the flow around upstream wings and control surfaces usually weaken the stabilizers' performance. The nature of the form of grid 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.

همتاز می شوند، بالک های مشبک به صورت عمود بر جریان با عبور هوای

جلو رونده از طریق سلول های شبکه نصب می شوند. قابلیت مانور بهتر بالک

مشبک در سرعت های مافوق و مادون صوت و در زوایای حمله بالا توجه

زیادی را در سال های اخیر به خود جلب کرده است.

بالک مشبک، یک سطح کنترل آیرودینامیک است که قالب بیرونی با یک

شبکه ای درونی از دیواره های باریک متقاطع از وتر کوچک را شامل می شود. بر

خلاف بالک های دو وجهی متداول که به صورت موازی با جهت جریان هوا

- مقدمه

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:

عملکرد آیرودینامیکی دو بالک مشبک و مسطح را مقایسه کرد. بررسی ایشان نشان داد که بالک مشبک در ماخ و زاویه حمله‌ی 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 توپل 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 اوبلر دکارتی انجام دادند. آن‌ها شبیه‌سازی خود را بر روی 12 عدد ماخ مختلف در زوایای حمله 0 تا 15 و در 6 هندسه‌ی مختلف اجرا کردند. شبکه‌بندی نهایی آن‌ها بین 7 تا 8 میلیون سلول را شامل می‌شد. در تحقیقات آن‌ها همخوانی بسیار خوبی برای اعداد ماخ بزرگ‌تر از یک در شبیه‌سازی و توپل باد وجود داشت. از دیگر نتایج آن‌ها این بود که بالک مشبک با زاویه‌ی عقب‌گرد، بالاترین مزیت ممان پیچشی⁶ را در شبیه‌سازی و آزمایشات نشان داده است و در آخرین تحقیقات دکتر کریشنپ و همکارانش [9] بر روی بالک مشبک موشک G16 در سرعت‌های مادون صوت و موفق 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 L/D بهبود یافته و همچنین نیروی پسا نیز کمتر شده است. در مجموع بالک‌های مشبک در زوایای حمله بالا در سرعت‌های متفاوت 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 می‌باشد [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 عمودی اش نزدیک به بالک‌های مسطح باشد. درنهایت این سه بالک را به صورت جدالگاهه به پرنده اضافه کرده و رفتار آیرودینامیکی پرنده بررسی و با یکدیگر مقایسه شده است.

2- معادلات حاکم

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

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

در رابطه (1) جایی که W بردار متغیرهای بقایی و F و G به ترتیب بردارهای شار غیرلزجی و لرج می‌باشند که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho V \\ \rho W \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho V \\ \rho VV + pi \\ \rho Vw + pk \\ \rho VE + pv \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij}V_j + q \end{Bmatrix} \quad (2)$$

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

⁶ Pitch moments

⁷ normal force coefficient

⁸ Navier-Stokes equations

مشکل خیلی معمول در پرنده‌هایی که به وسیله دم کنترل می‌گردد، گشتاور لولایی¹ بزرگ است که استفاده از بالک مشبک می‌تواند گشتاور لولا را کنترل پرنده را به طور قابل توجهی کاهش دهد. مزیت اصلی بالک‌های مشبک که آن‌ها را نسبت به بالک‌های دو وجهی معمولی متمایز می‌کند، ترکیبی است. بنابراین بالک‌های مشبک ممان لولایی کوچکتری را تولید می‌کنند که موجب کاهش اندازه عملکرد می‌شود. پدیده وamanدگی در بالک‌های مشبک، در زوایای بالاتری نسبت به بالک‌های مسطح اتفاق می‌افتد. بنابراین در پرنده‌هایی که نیاز به مانور بالایی می‌باشد، بهتر است از بالک مشبک استفاده شود. مزیت دیگر بالک‌های مشبک این است که آن‌ها می‌توانند 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 توپل باد نشان داد که هرچه تراکم شبکه‌های بالک بیشتر باشد، نیروی عمودی آن بیشتر می‌شود ولی در نواحی گذر صوت و نواحی پایین مافق صوت، کاهش در نیروی عمودی وجود دارد.

میلر و واشنگتون [2] در سال 1998 مدل‌های مختلف از بالک مشبک را در توپل 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 می‌یافتد و با شکل دهنده 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 موشک‌های دارای کانارد³ و بالک بوسیله دینامیک سیالات محاسباتی⁴، بررسی‌هایی انجام دادند و دریافتند که در بالک مشبک، گشتاور مزاحمتی که توسط بالک‌ها در برابر گشتاور تولیدی کانارد ایجاد می‌شود، کمتر است.

هاگسون [4] در سال 2006 بررسی جریان مافق صوت از طریق شبکه بندی بر روی بالک‌های مشبک و استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی پرداخت و نتایج بدست آمده نشان می‌داد که بر حسب اعداد ماخ فرآصوت، یک موج فشاری عمودی در پشت سلول‌های شبکه تشکیل می‌شود. نرخ جریان درون سلول‌ها بر اثر موج فشاری درون شبکه کاهش می‌یابد و به طور مؤثر به عنوان مانع 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 گذر صوتی⁵ نزدیک می‌شود، پسا آرام آرام زیاد شده و با افزایش بیشتر عدد ماخ، از شرایط گذر صوتی به فوق صوت، پسا به صورت نسبتاً آرام کم می‌شود. اعتقاد پژوهشگران بر این است که می‌توان این را به توقف جریان در سلول‌های شبکه در شرایط گذر صوتی نسبت داد.

سلمان مونوار [6] با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی،

¹ hinge moments

² Span

³ canard

⁴ CFD

⁵ Trasonic

در این مقاله قطر مدل 25.4 میلی متر در نظر گرفته شد که با احتساب آن طول پرنده 406.4 میلی متر می باشد. در "شکل های 1 و 2" مدل تهیه شده آمده است. با استفاده از نرم افزار انسپیس 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 میلی متر و تعداد لایه ها 10 است. "شکل 3" میدان جریان و شبکه بی سازمان ایجاد شده در اطراف مدل را نشان می دهد. 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.

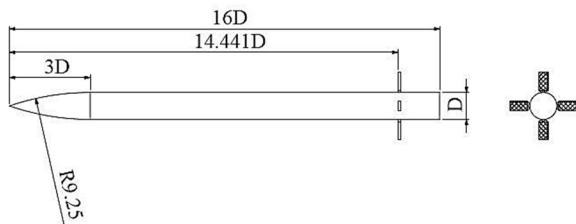


Fig. 1 The total model aircraft simulated with the grid fin in gambit

شکل 1 مدل کلی پرنده شبیه سازی شده در گمبیت با بالک مشبک

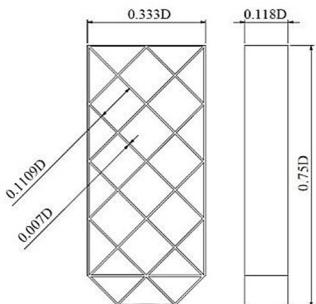


Fig. 2 The grid fin model

شکل 2 مدل بالک مشبک

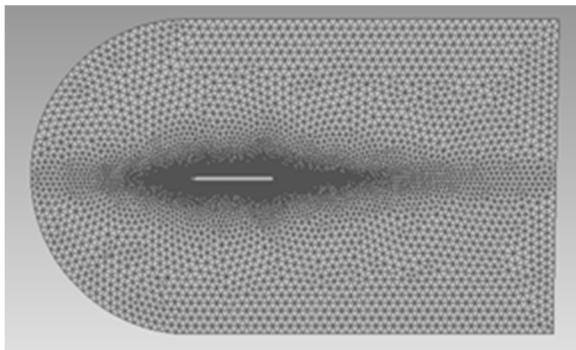


Fig. 3 The flow field around the model

شکل 3 میدان جریان اطراف مدل

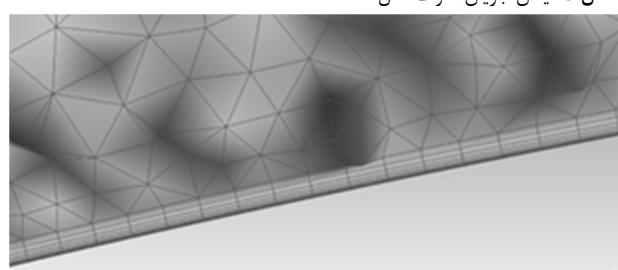


Fig. 4 The prism grid near the nose

شکل 4 شبکه لایه مرزی کنار دماغه

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

هو به صورت گاز ایدهال به عنوان سیال عامل لحاظ شده و جریان دائم در نظر گرفته شده است. منفصل سازی معادلات با استفاده از روش حجم محدود و به صورت دقت مرتبه دوم انجام شده است. الگوریتم سیمپل برای کوپل کردن سرعت و فشار به کار گرفته شده است. با توجه به اهمیت جریان در کنار دیواره، در شبکه بندی از روش پیوندی استفاده شده است و نزدیک دیواره شبکه لایه مرزی ایجاد شده بنابراین جریان تا کنار دیواره حل شده و توابع دیواره به کار گرفته نشده است. برای ناحیه بیرونی از شرط میدان فشار دور دست استفاده شده است. ویژگی این شرط مرزی این است که از نوع غیر انعکاسی بوده و شوک ها به طور غیر فیزیکی به داخل میدان منعکس نمی گردد [17,16].

3- اعتبارسنجی

ضرایب آیروودینامیکی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی استخراج می شوند. معادلات 3 بعدی ناویگ اس توکس جریان تراکم پذیر همراه با مدل آشفتگی و معادله اثری برای شبیه سازی میدان مشغوش به کار رفته است. نرم افزار فلوئنت به عنوان 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 آیروودینامیکی بهره گرفته شده است.

4- شرایط مدل اعتبارسنجی

گرگ آبta¹ و رالف داکر شاین² [18] در سال 2000 آزمایش های پروازی را روی پرنده های دارای بالک مشبک در ناحیه مادون صوت³ و گذر صوت انجام دادند. این آزمایش های پروازی در تأسیسات تحقیقاتی آزمایش های بالستیکی⁴ توسط مرکز تحقیقات مدیریت مهمات نیروی هوایی ایالت متحده آمریکا انجام گرفت. هندسه اعتبارسنجی در این آزمایش پروازی و مقایسه ضرایب و مقایسه نتایج مورد استفاده قرار گرفته است.

این مدل دارای طول 16D، قطر D و دارای دماغه ای به طول 3D از نوع تانزانیت- او جایو⁵ است. بالک ها به فاصله 14.441D از نوک مشبک به شکل صلیبی به بدنه نصب شده است. در شبیه سازی عددی که انجام گرفت تمامی شرایط اعلام شده به دقت در نرم افزار لحاظ گردید. دمای 22 ± 1 درجه سانتی گراد برای این آزمایش مورد استفاده قرار گرفت بود و لی فشار استاتیکی، مرکز جرم و چگالی هر آزمایش پروازی با توجه به سرعت آزمایش متفاوت بود که این شرایط نیز در شبیه سازی طبق جدول 1 مورد استفاده قرار گرفته شد.

جدول 1 شرایط آزمایش پروازی [18]

Table 1 The conditions of flight test

عدد ماخ	مرکز جرم بر حسب طول	چگالی (kg/m ³)	فشار (Pa)
0.574	0.4778	1.2012	103450
0.744	0.4763	1.2030	103650
0.817	0.4765	1.2030	103600

¹ Abate

² Duckerschein

³ Subsonic

⁴ Aeroballistic Research Facility (ARF)

⁵ Tangent-ogive

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

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

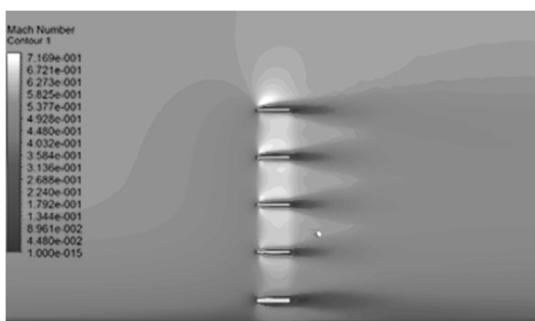
Fluent K-e-Re	Fluent K-e-ST	Fluent K-W	CFX-SST	عدد ماخ
0.1%	1.1%	4.7%	6.2%	0.574
4.8%	1.1%	11%	6.7%	0.744
5.3%	1.3%	8.5%	0.4%	0.817

"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 در قسمت 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 0.814، بدلیل خفگی جریان درون سلول‌ها جریان از اطراف بالک سریز کرده و عدد ماخ بیشینه در سطح بیرونی بالک انفاق می‌افتد (شکل 8).

4- هندسه و طراحی مدل شبیه‌سازی

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



شکل 6 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.574, \alpha = 2^\circ$

شکل 6 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.574, \alpha = 2^\circ$

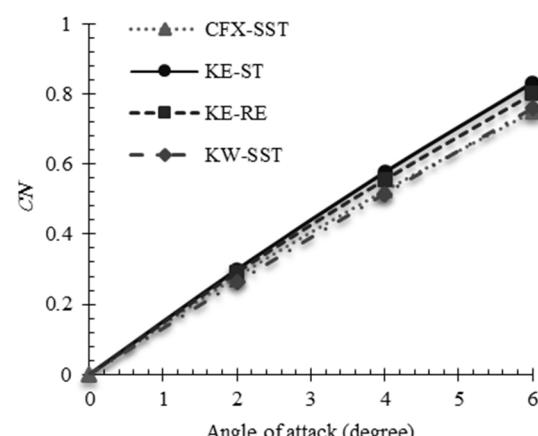
⁵ Booster
⁶ Static stability

2-3- نتایج اعتبارسنجی

شبیه‌سازی مدل با عددهای ماخ 0.574 و 0.744 و 0.817 و در زوایای 0، 2، 4 و 6 انجام شده است. شبیه‌سازی در نرم افزار فلوبنت و به ازای مدل‌های آشفتگی مختلف مختلف K-e-Re¹, K-e-ST, K-w-SST², CFX-SST³ با مدل آشفتگی SST³ دقیق‌تر چهت شبیه‌سازی از نرم افزار سی اف ایکس² با مدل آشفتگی SST³ نیز استفاده شده است. به علت متقاضن بودن مدل، چهت کاهش محاسبات، مدل به صورت نیمه تقارن⁴ در نظر گرفته شد. محاسبات تا خطای کمتر از 10^-4 چهت همگرایی ادامه یافت.

پس از شبکه‌بندی و تعریف شرایط مرزی، مدل مرجع به ازای سه عدد ماخ 0.744 و 0.574 به ازای زوایای حمله مختلف تحلیل شد. تغییرات ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله برای عدد ماخ 0.574 به ازای مدل‌های آشفتگی مختلف در "شکل 5" آورده شده است. به ازای تمام این حالت‌ها رفتار ضریب نیروی عمومی CN ، با زاویه حمله به صورت خطی است. بنابراین بهتر است برای بررسی نتایج از شیب این نمودارها CNa ، 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 به دست آمده مطابقت خوبی با نتایج تست پروازی دارند. برای بررسی دقیق‌تر درصد خطای هر یک از حالت‌ها نسبت به نتایج تجربی محاسبه شده و نتایج در جدول 3 ارائه شده است. بیشترین مقدار خطای به دست 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 رسید. بررسی دقیق‌تر و مقایسه بین میزان درصد خطای نشان می‌دهد که استفاده از نرم افزار انسیس فلوبنت با مدل آشفتگی K-e-ST کمترین مقدار خطای را نسبت به نتایج تجربی به دست می‌آورد. مقدار خطای مربوط به این حالت کمتر از 2 درصد می‌باشد. از آن چهت که در این مقاله هدف طراحی یک بالک به عنوان پایدارکننده است و بیشتر پایداری استاتیکی پرمند مدنظر بوده که برای این منظور نیروی عمودی بالک بیشتر مورد استفاده قرار گرفته و به نیروی محوری پرداخته نشده است.



شکل 5 نتایج اعتبارسنجی

شکل 5 ضریب نیروی عمودی در ماخ 0.574

¹ K-epsilon-Realizable

² CFX

³ Shear stress transport

⁴ Symmetry

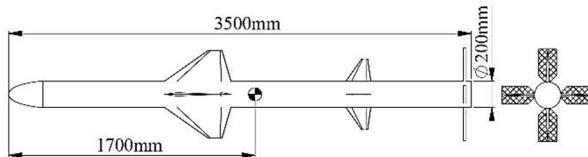


Fig. 11 The general model with Grid fin

شکل 11 مدل اصلی با بالک Grid fin

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 پایداری استاتیکی انجام گرفت و سپس با توجه به نتایج بدست آمده بالک پایدارکننده PL1 طراحی گردیده و سپس جهت کاهش ممان پیچشی به وجود آمده مدل بالک PL2 طراحی شد و در نهایت بالک مشبکی Grid که بتواند این الزامات را مهیا کند مدل‌سازی گردید.

4-2- هندسه بالک‌های 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 77.12 درجه به مقدار 100.57 کاهش پیدا می‌کند. (شکل 12).

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 نمی‌کند. بالک مشبک انتخابی از مدل بهینه شده توسط روابط موجود در منبع [7] بدست آمده و بعد 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 بالک‌های 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 عده‌های ماخ 0.6 و 0.8 در زوایای 0°، 4°، 8° و 10° ترتیب مربوط به ضریب نیروی عمودی آورده شده است. تغییر ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله برای اعداد ماخ 0.7 و 0.8 به

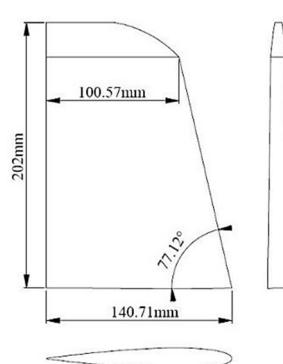
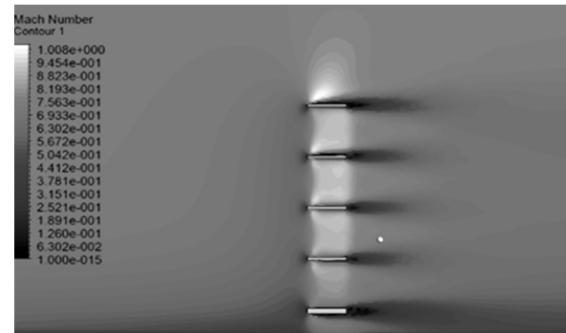
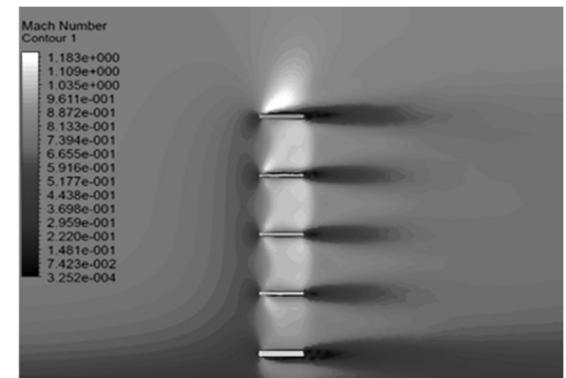


Fig. 12 The PL1 fin model

شکل 12 مدل بالک PL1

شکل 7 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.744, \alpha = 2^0$ شکل 7 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.744, \alpha = 2^0$ شکل 8 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.817, \alpha = 2^0$ شکل 8 توزیع عدد ماخ در صفحه تقارن بالک مشبک برای $M = 0.817, \alpha = 2^0$

مارجین¹ بررسی و اندازه‌گیری می‌گردد. 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 بدست آورد و از طرفی پایداری استاتیکی را برقرار کرد.

4-1- شکل و مدل اصلی

در این جا سه مدل پرنده با بالک‌های پایدارکننده مختلف جهت بررسی و مقایسه عملکرد هر کدام با خواص مختلف و یافتن پایدارکننده بهتر ارائه گردیده است. در "شکل‌های 9، 10 و 11" سه مدل انتخابی دیده می‌شود.

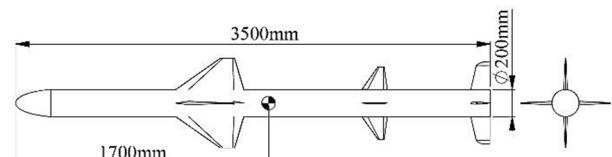


Fig. 9 The general model with PL1 fin

شکل 9 مدل اصلی با بالک PL1

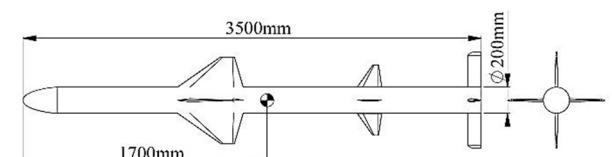


Fig. 10 The general model with PL2 fin

شکل 10 مدل اصلی با بالک PL2

¹ Static Margin
² Stabilizer

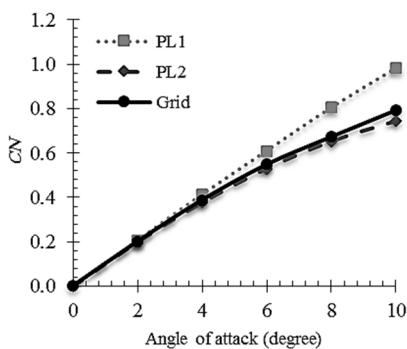


Fig. 16 The normal force coefficient in Mach 0.7

شکل 16 ضریب نیروی عمودی در 0.7 ماخ

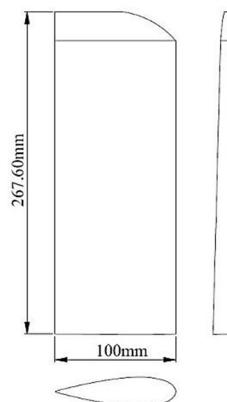


Fig. 13 The PL2 fin model

شکل 13 مدل بالک PL1

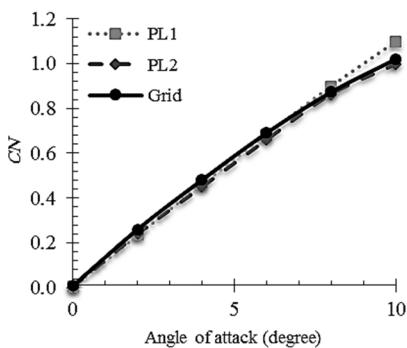


Fig. 17 The normal force coefficient in Mach 0.8

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.

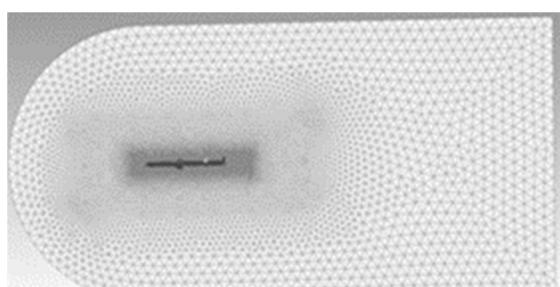


Fig. 18 Mesh quality at the cross-section parallel to the axis

شکل 18 کیفیت شبکه در مقطع موازی با محور

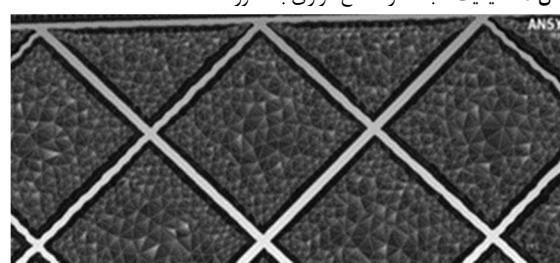


Fig. 19 Mesh quality inside cells of the wing

شکل 19 کیفیت شبکه در داخل سلول‌های بال

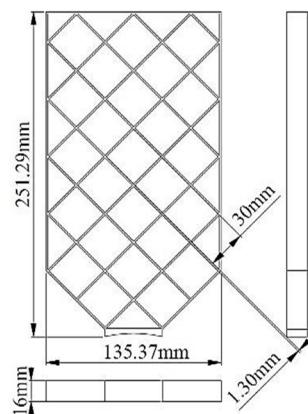


Fig. 14 The Grid fin model

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 برهمنطق هستند و با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب نیروی عمودی بالک مشبک کمتر از بالک PL2 و هر دوی این بالک‌ها نسبت به مدل PL1 ضعیفتر هستند که این اختلاف کمتر از 10 درصد است.

3-4- شبکه‌بندی

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 بی‌سازمان هم از دقت

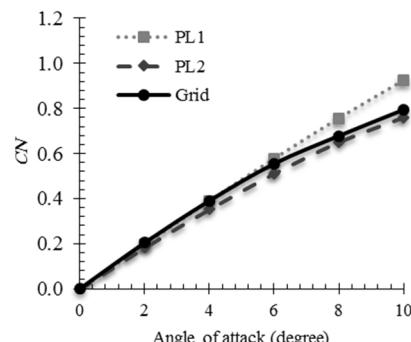


Fig. 15 The normal force coefficient in Mach 0.6

شکل 15 ضریب نیروی عمودی در 0.6 ماخ

همین روند برای مدل پرنده با بالک مشبک نیز انجام شد زیرا بالک مشبک به علت داشتن حجم بزرگتر نسبت به مدل های دیگر، سلول های بیشتری دارد. نهایتاً شبکه بندی با تراکم 4958487 برای مدل بالک مشبک انتخاب گردید. نتایج بالا در ماخ 0.6 و زاویه حمله 4 درجه برای بالک مشبک در "شکل های 23 و 24" به ترتیب برای ضریب نیروی عمودی و محوری نشان داده شده است.

5- بررسی نتایج

در ابتدای پرواز بر روی پرنده های دو مرحله ای، اثرات چرخشی و مخصوصاً ممان های پیچشی ناخواسته ای ایجاد می گردد که کنترل آن ها از اهمیت زیادی در پرواز برخوردار است. از آن جا که بالک پایدارکننده انتها در این نوع پرنده ها وظیفه خنثی کردن ممان پیچشی، پایداری و نهایتاً کنترل پرواز را بر عهده دارند، لذا بررسی پایداری استاتیکی در این مرحله دارای اهمیت بالایی است. جهت بررسی میزان عملکرد و مقایسه بالک مسطح و مشبک با یکدیگر، تحت سه مدل بیان شده در بالا شبیه سازی انجام شده است. این شبیه سازی به صورت سه پرنده دارای بال، سطوح کنترلی و پایدارکننده در نظر گرفته شده است و شبیه سازی در ماخ های 0.6، 0.7 و 0.8 و زوایای 0، 2، 4 و 6 انجام گرفته است. مدل های موردنظر در نرم افزار گمبیت 6.4.2 طراحی گردید و سپس توسط نرم افزار Fluent V15 مشبک شد.

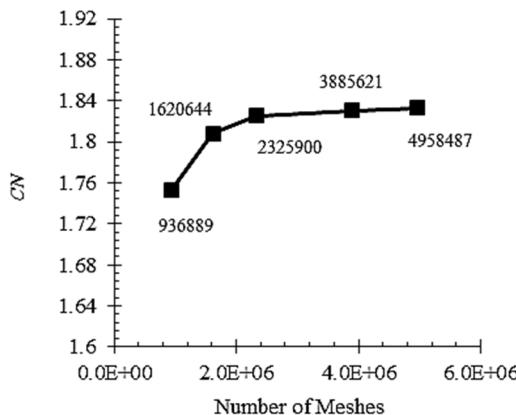


Fig. 23 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number

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

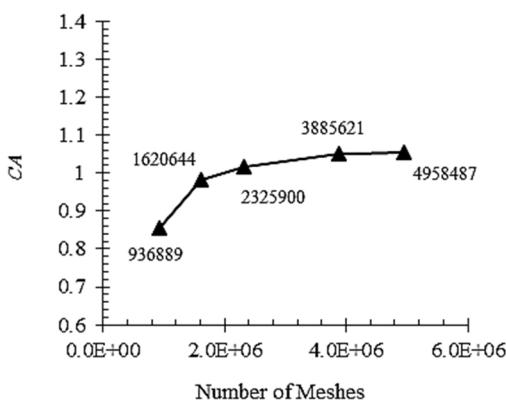


Fig. 24 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number

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

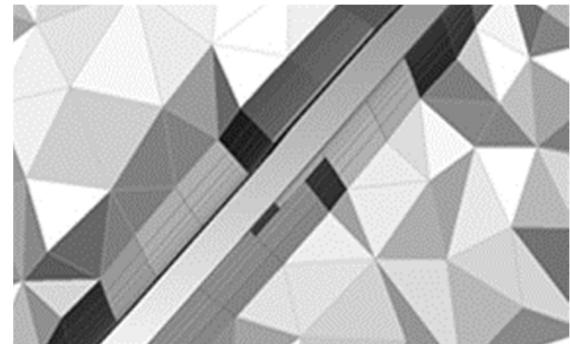


Fig. 20 Prism mesh near the wall

شکل 20 شبکه لایه مرزی کناره دیواره

برای بررسی این موضوع با تعداد سلول های متفاوت، تحلیل عددی صورت گرفته است. با افزایش تراکم شبکه، مقادیر ضرایب تغییر می کنند و این تغییرات تا مقدار 3846532 سلول در مدل بالک مسطح ادامه پیدا می کند. از این مقدار به بعد روند تغییرات محسوس نیست و به کمتر از یک درصد می رسد. بنابراین شبکه بندی با تراکم 3058739 به عنوان 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 "شکل های 21 و 22" به ترتیب برای ضریب نیروی عمودی و محوری نشان داده شده است.

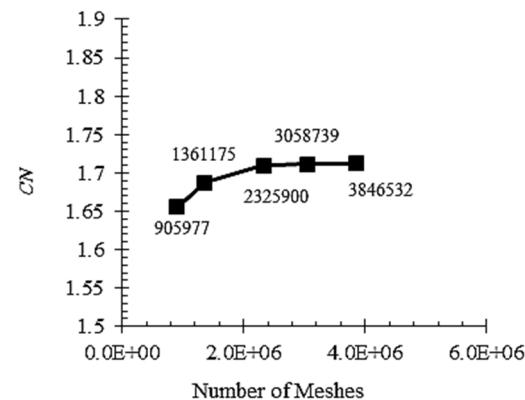


Fig. 21 The variation of normal force coefficient planar fin model with mesh number

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

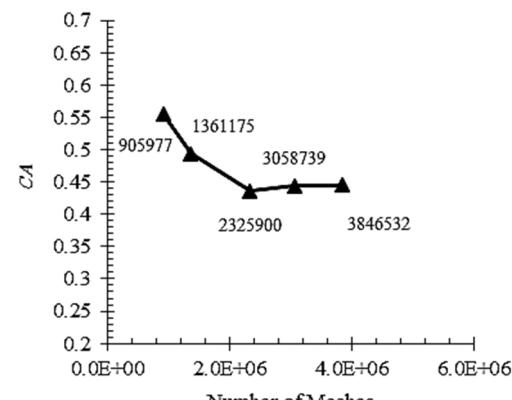


Fig. 22 The variation of axial force coefficient planar fin model with mesh number

شکل 22 تغییرات ضریب نیروی محوری مدل بالک مسطح با تعداد شبکه

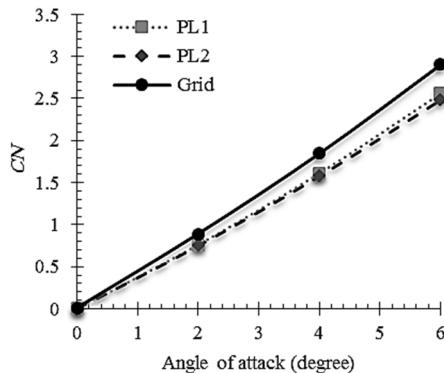


Fig. 27 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.8

شکل 27 ضریب نیرو عمودی پرندۀ در 0.8 ماخ

در این نمودارها همواره پرندۀای که بالک پایدارکننده مشبک دارد، نسبت به دو حالت دیگر دارای ضریب نیروی عمودی بیشتری است. جهت بررسی دقیق‌تر این موضوع، مقایسه شیب ضریب نیروی عمودی انجام شده که نتایج در سرعت‌های مختلف در جدول 4 نشان داده شده است. مقدار ضریب C_{Na} در 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 بالا دستی در مدل اصلی که تحت تاثیر بال و بالک مشبک است، ضریب نیروی عمودی در بالک مشبک نسبت به بالک‌های مسطح انتخاب شده 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 نیروی عمودی در بالک مشبک در ماخ‌های مختلف نسبت به دو مدل دیگر است و این در حالی است که به طور مثال بالک مدل PL2 نسبت به دو مدل Grid و PL1 تغییرات بیشتری در مقدار ضریب نیروی عمودی در ماخ‌های مختلف دارد.

در ادامه جهت مشخص شدن جزئیات تحقیق، به بررسی ضریب نیروی عمودی هریک از بالک‌ها به صورت 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 بالک‌های 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 بالک‌های مسطح نشان می‌دهد.

جدول 4 شیب ضریب نیروی عمودی مدل اصلی

Table 4 Normal force coefficients slope of general model

$C_{Na}[\text{rad}^{-1}]$ Grid	$C_{Na}[\text{rad}^{-1}]$ PL2	$C_{Na}[\text{rad}^{-1}]$ PL1	عدد ماخ
29.14	27.7	24.73	0.6
29.18	28.32	25.25	0.7
29.95	25.17	26	0.8

بعد از آمده‌سازی مدل با استفاده از نرم‌افزار Flownet و مدل جریان مغشوش KE-ST محاسبات لازم برای هر سه مدل در نظر گرفته شده انجام شد و حداقل خطای در هر پردازش 10^{-4} – 10^{-8} 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 شبیه‌سازی‌ها از مدل آشفتگی K-استاندارد و الگوریتم حل سیمپل¹ مرتبه دوم استفاده شده است، که انتخاب این روش حل از اعتبارسنجی که بین روش‌های مختلف انجام گرفته مورد استفاده قرار گرفته است. مدل پرندۀ اصلی در زوایای حمله مختلف ۰.۶، ۰.۷ و ۰.۸ تغییر می‌کند. سرعت پرندۀ مورد استفاده قرار گرفت. در ادامه از ابعاد مختلف، نتایج حاصل از این شبیه‌سازی‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

تغییرات ضریب نیروی عمودی پرندۀ برای سه بالک پایدارکننده‌ی مختلف بر حسب زاویه حمله و به ازای ماخ‌های مختلف انجام گرفته است. روند تغییر ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله برای کلیه حالت‌ها به صورت خطی است. در "شکل 25" ضریب نیروی عمودی پرندۀ در عدد ماخ ۰.۶ نشان داده شده است.

در این حالت پرندۀای که با بالک مشبک Grid مورد محاسبه قرار گرفته است، دارای ضریب نیروی عمودی و یا به عبارتی نیروی بالابری بیشتری نسبت به سایر مدل‌های انتخابی است. بعد از بالک مشبک، مدل بالک PL2 دارای ضریب بیشتری است. "شکل‌های 26 و 27" نتایج مشابهی را برای ماخ‌های ۰.۷ و ۰.۸ نشان می‌دهند.

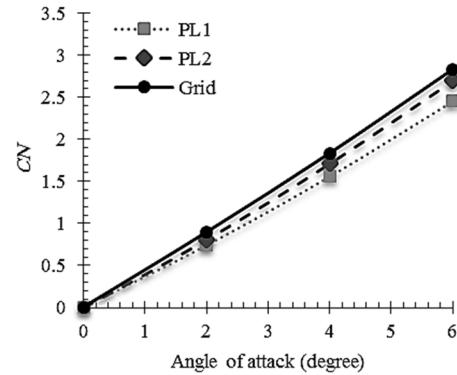


Fig. 25 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.6

شکل 25 ضریب نیرو عمودی پرندۀ در 0.6 ماخ

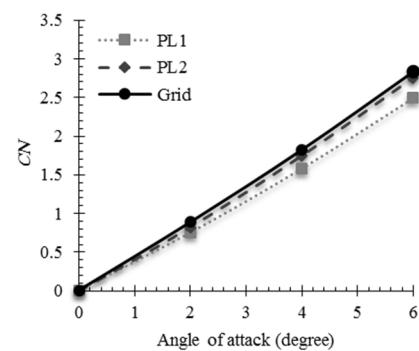


Fig. 26 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.7

شکل 26 ضریب نیرو عمودی پرندۀ در 0.7 ماخ

¹ Simple

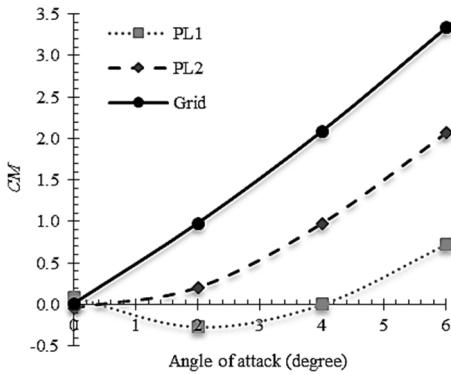


Fig. 30 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.6

شکل 30 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.6 ماخ

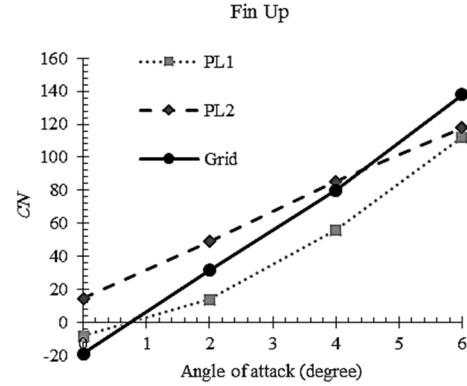


Fig. 28 The normal force coefficient of fin up in Mach 0.7

شکل 28 ضریب نیرو عمودی بالک بالایی در 0.7 ماخ

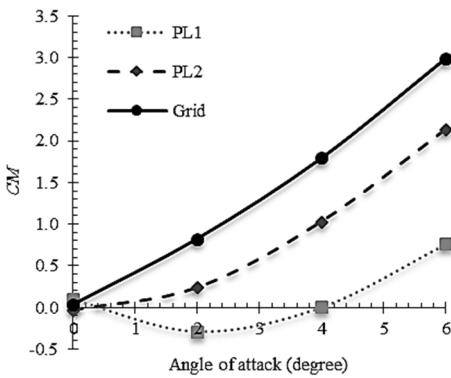


Fig. 31 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.7

شکل 31 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.7 ماخ

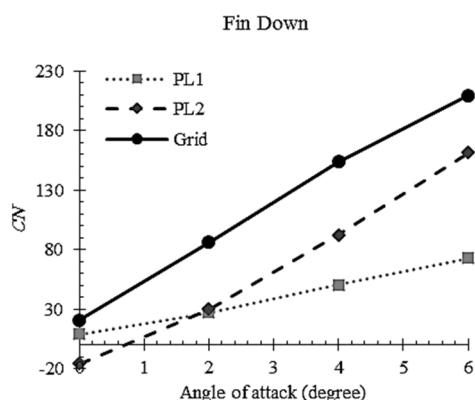


Fig. 29 The normal force coefficient of fin down in Mach 0.7

شکل 29 ضریب نیرو عمودی بالک پایینی در 0.7 ماخ

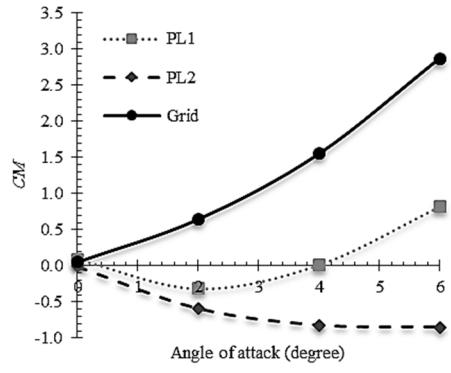


Fig. 32 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.8

شکل 32 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.8 ماخ

جهت بررسی دقیق‌تر تأثیرات جریان بالادستی بر روی بالک‌های مدل شده، مقادیر ممان‌های هریک از بالک‌های بالایی و پایینی مدل اصلی شبیه‌سازی شده در جدول 6 نشان داده شده است. جدول 6 نشان دهنده 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 $M = 0.7$, $\alpha = 3^\circ$ را نشان می‌دهد. زاویه حمله جریان موجب می‌شود که گردابهای پشت بال و بالک به سمت

مقایسه نتایج مربوط به شبیه ضریب نیروی عمودی کلی در مورد سرعت‌های 0.6 و 0.8 برای انواع بالک‌ها در جدول 5 به نمایش گذاشته شده است. با توجه به جدول 5 و مقایسه ضرایب به دست آمده می‌توان دریافت که بالک‌های 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 31، 30، 32" آورده شده است. مقدار ضریب ممان پیچشی بالک مشبک از ماقبی مدل‌های ارائه شده بزرگ‌تر است و نشان‌دهنده قدرت ایجاد ممان پیچشی بزرگ‌تر این نوع بالک نسبت به سایر بالک‌های انتخاب شده مدل اصلی، در هنگام پرواز است.

جدول 5 شبیه ضریب نیروی عمودی انواع بالک‌ها در ماخ‌های مختلف

Table 5 The kinds of fins normal force coefficients slope in different Machs

	$CNa[\text{rad}^{-1}]$		$CNa[\text{rad}^{-1}]$		$CNa[\text{rad}^{-1}]$		عدد ماخ
	Grid	Fin Down	PL2	Fin Up	PL1	Fin Up	
Fin Down	87.62	87.18	87.29	85.48	82.76	86.00	0.6
Fin Up	88.18	87.79	88.06	86.69	84.65	87.15	0.7
PL2	88.64	88.27	86.04	87.95	85.81	85.54	0.8

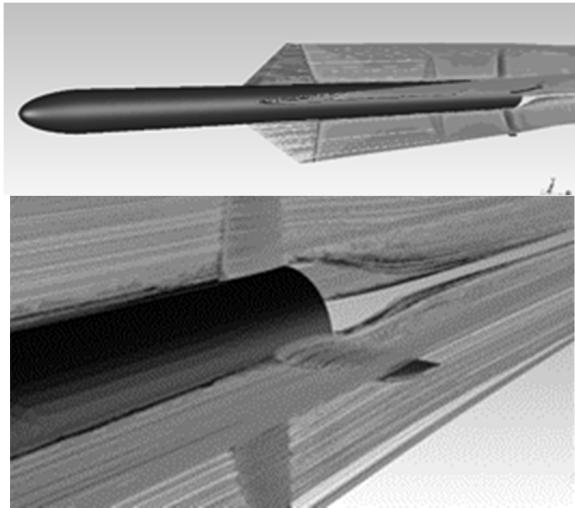


Fig. 34 the streamline behind the wings and control wings for planar fin model at $M=0.7$ and $\alpha = 3^\circ$

شکل 34 خطوط جریان در پشت بالها و بالک کنترلی برای مدل با بالک مسطح در شرایط $M = 0.7, \alpha = 3^\circ$

انتخاب شده بر روی مقدار استاتیک مارجین پرداخته می‌شود. در جدول 7 مقادیر استاتیک مارجین بی بعد شده نسبت به قطر در عدد ماخ‌های مختلف در زاویه حالت¹ 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 نمی‌باشد زیرا در هنگام مواجه با ممان‌های 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 می‌شود. در مورد بالک مشبک Grid می‌توان گفت با توجه به نتایج نشان داده شده در جدول 7، استاتیک مارجین در تمامی حالت‌ها تقریباً دارای مقدار یک است که نشان از پایداری بالک فوق، در تمامی سرعت‌ها می‌باشد و این مسئله را می‌توان به عنوان برتری در پایداری استاتیکی، نسبت به مدل‌های 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- نتیجه‌گیری

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 شبیه‌سازی شد. مقدار شیب ضریب نیروی عمودی برای سه ماخ پروازی مختلف در رژیم مادون صوت به ازای مدل‌های آشفتگی مختلف به دست آمد. بررسی‌ها نشان

جدول 6 شیب ضریب ممان پیچشی انواع بالک‌ها در ماخ‌های مختلف

Table 6 The kinds of fins pitching moment coefficients slope in different Machs

$CMa[\text{rad}^{-1}]$ Grid	$CMa[\text{rad}^{-1}]$		$CMa[\text{rad}^{-1}]$		عدد ماخ	
	Fin Down	Fin Up	Fin Down	Fin Up		
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 گردابهای 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 می‌کند. همچنین طول کوچک‌تر بالک مشبک موجب شده که گردابه‌ها سریع بالک را ترک کرده و اثرات منفی کمتری روی آن داشته باشد. برای پایدارکننده مسطح (شکل 34) به دلیل بزرگ بودن طول وتر، گردابهای مدت زمان بیشتری در تماس با بالک هستند بنابراین سطح بیشتری از بالک در تماس با گردابهای 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 گردابهای قوی‌تر شده بنابراین بالک ضعیفتر می‌شود. نکته دیگری که در "شکل‌های 33 و 34" وجود دارد این است که گردابه بال و بالک از نزدیکی بدنه پرنده و ریشه بالک پایدارکننده عبور می‌کند. گردابهای قسمت نوک بالک مشبک و مسطح که با بدنه فاصله دارند را در برnmی‌گیرد. 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 به عنوان پایدارکننده استفاده کرد. در صورتی 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 بالک‌های 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

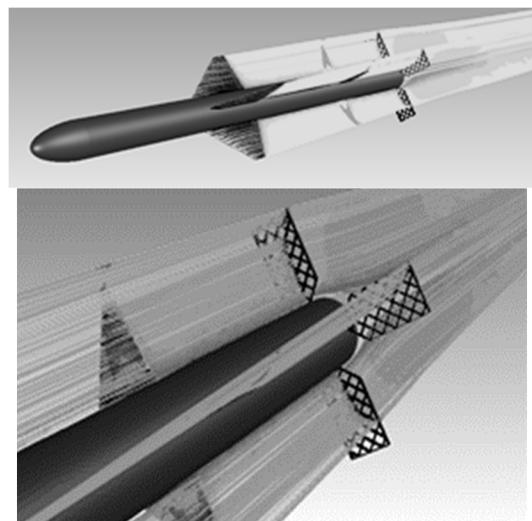


Fig. 33 the streamline behind the wings and control wings for grid fin model at $M=0.7$ and $\alpha = 3^\circ$

شکل 33 خطوط جریان در پشت بالها و بالک کنترلی برای مدل با بالک مشبک در شرایط $M = 0.7, \alpha = 3^\circ$

جدول 7 مقادیر استاتیک مارجین در ماخ‌های مختلف

Table 7 The Static Margin in different Mach

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	$\alpha=4$	$(x_{cp} - x_{cg})/D$
0.84	0.98	1.14	Grid		

¹ Trim angle

- 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 Co-located 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 canard-controlled 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 آشتفتگی K-e_ST کمترین مقدار است. در ادامه دو نوع بالک مسطح و یک نوع بالک مشبک به عنوان سطح پایدار کننده برای یک پرندۀ هایی 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 و تر بیشتر مقدار پایداری استاتیکی خشی به دست آمد. با کاهش طول و تر و اضافه کردن سطح در جهت اسپن بالک، مقدار پایداری پرندۀ افزایش یافت. همچنین با جای‌گذاری بالک مسطح توسط یک بالک مشبک که در حالت مجزا دارای ضریب نیروی عمودی یکسانی هستند، پایداری پرندۀ به مقدار قابل توجه افزایش می‌یابد. همان‌طور که قبل از این شد اغتشاشات ایجاد شده توسط بال و بالک کنترلی در بالادست جریان، ضرایب آیرودینامیک بالک پایدار کننده در پایین دست را تحت تأثیر قرار می‌دهند. با کاهش طول و تر بالک میزان این اثرات کاهش یافته است.

7- مراجع

- [1] 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*