



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

امیر رهنی¹، میراعلم مهدی^{2*}

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

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

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

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 14 شهریور 1395
پذیرش: 23 آبان 1395
ارائه در سایت: 11 دی 1395

کلید واژگان:

بالک

مشبک

پایدار کننده

بالک مسطح

پرواز دو مرحله‌ای

محاسبات عددی

چکیده

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 پایدارکننده می‌شود. بالک‌های مشبک به علت ماهیت شکلی که دارند اثرپذیری کمتری نسبت به بالک‌های مسطح دارند. در این حالت می‌توان با جایگزینی بالک مسطح بوسیله 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 بدنه، میدان جریان اطراف یک پرنده که از پایدارکننده مسطح و مشبک تشکیل شده، شبیه‌سازی شده است. ابتدا با شبیه‌سازی جریان اطراف یک مدل که نتایج آزمایشگاهی برای آن موجود بوده مدل آشفتگی مناسب انتخاب شده است. سپس برای یک پرنده‌ای که دارای بال و بالک کنترلی است دو سری پایدارکننده مسطح (PL1، PL2) و یک سری پایدارکننده مشبک طراحی شده است. با نصب این بالک‌ها به عنوان پایدارکننده بر روی پرنده، رفتار متفاوتی از لحاظ ضرایب آیرودینامیکی پیدا می‌کنند. شبیه‌سازی برای اعداد ماخ 0.6، 0.7 و 0.8 در زوایای حمله 0، 2، 4 و 6 درجه انجام شده است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد همان پیش‌بینی و ضریب نیروی 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 می‌توان عملکرد بهتری را به عنوان پایدار کننده بدست آورد.

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.

1- مقدمه

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

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

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 در نهایت 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 سرعت های 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 اوپلر دکارتی انجام دادند. آن ها شبیه سازی خود را بر روی 12 عدد ماخ مختلف در زوایای حمله 0 تا 15 و در 6 هندسه ی مختلف اجرا کردند. شبکه بندی نهایی آن ها بین 7 تا 8 میلیون سلول را شامل می شد. در تحقیقات آن ها همخوانی بسیار خوبی برای اعداد ماخ بزرگتر از یک در شبیه سازی و تونل باد وجود داشت. از دیگر نتایج آن ها 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 G16 در سرعت های 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 L/D بهبود یافته و همچنین نیروی پسا نیز کمتر شده است. در مجموع بالک های مشبک در زوایای حمله بالا در سرعت های مافوق صوت دارای عملکرد بهتری هستند.

همچنین در این سال ها به استفاده کاربردی از این نوع بالک ها در بحث های کنترلی پرنده ها نیز پرداخته شده است [10-12]. یکی از مثال های کاربرد کنترلی این نوع بالک ها، استفاده به عنوان پایدارکننده در پرنده ها می باشد [13,14].

در این مقاله هدف مقایسه ضرایب آیرودینامیکی دو نوع بالک مسطح با یک نوع بالک مشبک به عنوان پایدار کننده در یک پرنده ی دو مرحله ای است. برای این منظور ابتدا به اعتبارسنجی و پیدا کردن مدل آشفتگی مناسب جهت شبیه سازی عددی پرداخته شده است. با محاسبه ضریب نیروی عمودی⁷ و ممان پیچشی هریک از این نوع بالک ها، بالک مشبکی انتخاب شده که ضریب نیروی عمودی اش نزدیک به بالک های 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 حاکم

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

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

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

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho V \\ \rho V u + p_i \\ \rho V v + p_j \\ \rho V w + p_k \\ \rho V E + p v \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} V_j + q \end{Bmatrix} \quad (2)$$

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

مشکل خیلی معمول در پرنده هایی که به وسیله دم کنترل می گردد، گشتاور لولایی¹ بزرگ است که استفاده از بالک مشبک می تواند گشتاور لولا در کنترل پرنده را به طور قابل توجهی کاهش دهد. مزیت اصلی بالک های مشبک که آن ها را نسبت به بالک های دو وجهی معمولی متمایز می کند، وتر کوچکتر است. بنابراین بالک های مشبک ممان لولایی کوچکتری را تولید می کنند که موجب کاهش اندازه عملکرد می شود. پدیده واماندگی در بالک های مشبک، در زوایای بالاتری نسبت به بالک های مسطح اتفاق می افتد. بنابراین در پرنده هایی که نیاز به مانور بالایی می باشد، بهتر است از بالک مشبک استفاده شود. مزیت دیگر بالک های مشبک این است که آن ها می توانند به آسانی بر روی بدنه به هنگام حمل و نقل و انبار جمع شوند و فضای کمتری اشغال کنند.

بررسی های ویلیام واشنگتن و مارکز میلر [1] در سال 1993 بر روی دو نمونه از بالک مشبک در تونل باد نشان داد که هرچه تراکم شبکه های بالک بیش تر باشد، نیروی عمودی آن بیش تر می شود ولی در نواحی گذر صوت و نواحی پایین مافوق صوت، کاهش در نیروی عمودی وجود دارد.

میلر و واشنگتون [2] در سال 1998 مدل های مختلف از بالک مشبک را در تونل باد و 3 آزمایش پرواز بررسی کردند و به نتایجی از قبیل عملکرد بهتر بالک مشبک در ماخ ها و زوایای حمله بالاتر و کاهش 25 درصدی میزان پسا در بالک مشبک دست یافتند و از دیگر یافته های آن ها تاثیر تغییرات میزان اسپن² و تراکم شبکه ها بود که با بیشتر شدن آن ها میزان نیروی عمودی افزایش می یافت و با شکل دهی ساده ی مقطع بیرونی و کاهش ضخامت دیواره یا ترکیب وابسته به آن می توان به طور قابل توجهی پسای سطوح و دیگر ویژگی های آیرودینامیک را کاهش داد.

ویلیام دیوید واشنگتن و همکارانش [3] بر روی موشک هایی دارای کانارد³ و بالک بوسیله دینامیک سیالات محاسباتی⁴، بررسی هایی انجام دادند و دریافتند که در بالک مشبک، گشتاور مزاحمی که توسط بالک ها در برابر گشتاور تولیدی کانارد ایجاد می شود، کم تر است.

هاگسون [4] در سال 2006 بررسی جریان مافوق صوت از طریق شبکه بندی بر روی بالک های مشبک و استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی پرداخت و نتایج به دست آمده نشان می داد که برحسب اعداد ماخ فراصوت، یک موج فشاری عمودی در پشت سلول های شبکه تشکیل می شود. نرخ جریان درون سلول ها بر اثر موج فشاری درون شبکه کاهش می یابد و به طور مؤثر به عنوان مانعی برای جریان عمل می کند. سپس یک موج فشاری عمودی در جلوی بالک مشبک با افزایش پسای همراه، توسعه می یابد. در سرعت بالاتر، این موج فشاری توسط شبکه بلعیده می شود و بنابراین پسا را کاهش می دهد.

یانزنگ [5] مطالعاتی را برای کاهش پسا در بالک مشبک انجام داد. نتایج حاصل نشان می دهد وقتی که عدد ماخ به رژیم گذر صوتی⁵ نزدیک می شود، پسا آرام آرام زیاد شده و با افزایش بیشتر عدد ماخ، از شرایط گذر صوتی به فوق صوت، پسا به صورت نسبتاً آرام کم می شود. اعتقاد پژوهشگران بر این است که می توان این را به توقف جریان در سلول های 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 Transonic

⁶ Pitch moments

⁷ normal force coefficient

⁸ Navier-Stokes equations

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 آنسیس 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.

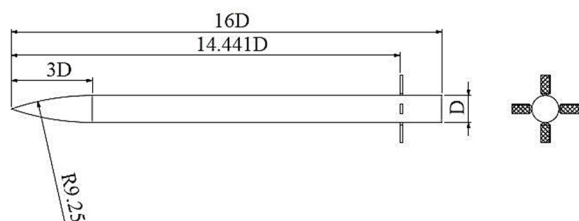


Fig. 1 The total model aircraft simulated with the grid fin in gambit
شکل 1 مدل کلی پرنده شبیه سازی شده در گمبیت با بالک مشبک

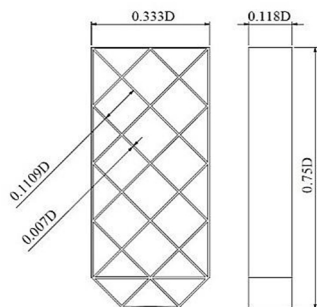


Fig. 2 The grid fin model

شکل 2 مدل بالک مشبک

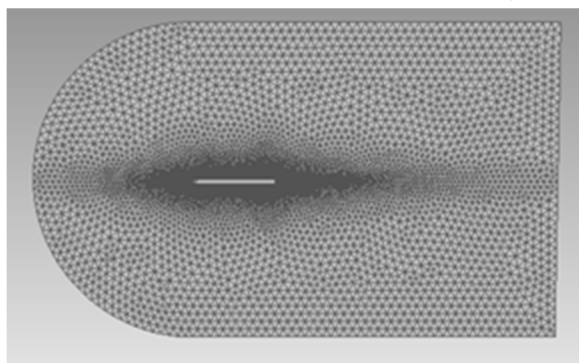


Fig. 3 The flow field around the model

شکل 3 میدان جریان اطراف مدل

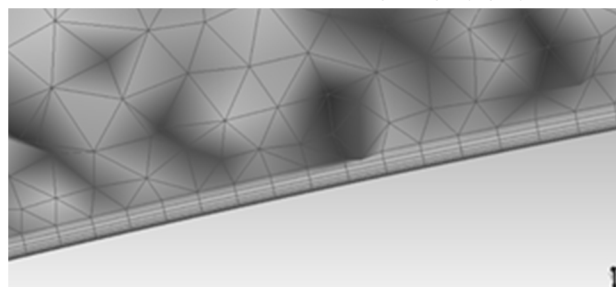


Fig. 4 The prism grid near the nose

شکل 4 شبکه لایه مرزی کنار دماغه

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

هوا به صورت گاز ایده آل 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- اعتبار سنجی

ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی استخراج می شوند. معادلات 3 بعدی ناور استوکس جریان تراکم پذیر همراه با مدل آشفتگی و معادله انرژی برای شبیه سازی میدان مغشوش 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 آیرودینامیکی بهره گرفته شده است.

3-1- شرایط مدل اعتبار سنجی

گرگ آبتا¹ و رالف داکرشاین² [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 تاسیسات تحقیقاتی آزمایش های بالستیک⁴ توسط مرکز تحقیقات مدیریت مهمات نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا انجام گرفت. هنده اعتبار سنجی 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 دماغه ای به طول $3D$ از نوع تانژانت-اوجایو⁵ است. بالک ها به فاصله $14.441D$ از نوک موشک 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 ولی فشار استاتیک، 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

2-3- نتایج اعتبارسنجی

شبیه سازی مدل با عددهای ماخ 0.574، 0.744 و 0.817 و در زوایای 0، 2، 4 و 6 انجام شده است. شبیه سازی در نرم افزار فلوئنت و به ازای مدل های آشفتگی مختلف مختلف K-e-Re¹، K-e-St، K-w-SST، K-e-Re² با مدل آشفتگی SST³ نیز استفاده شده است. به علت متقارن بودن مدل، جهت کاهش محاسبات، مدل به صورت نیمه تقارن⁴ در نظر گرفته شد. محاسبات تا خطای کمتر از 10⁻⁴ جهت همگرایی ادامه یافت.

پس از شبکه بندی و تعریف شرایط مرزی، مدل مرجع به ازای سه عدد ماخ 0.574، 0.744 و 0.817 به ازای زوایای حمله مختلف تحلیل شد. تغییرات ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله برای عدد ماخ 0.574 به ازای مدل های آشفتگی مختلف در "شکل 5" آورده شده است. به ازای تمام این حالت ها رفتار ضریب نیروی عمودی C_N ، با زاویه حمله به صورت خطی است. بنابراین بهتر است برای بررسی نتایج از شیب این نمودارها C_{Na} ، در ادامه استفاده شود.

مقادیر C_{Na} 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 دقیق تر درصد خطای هر یک از حالت ها 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 می باشد. بنابراین با انتخاب یک شبکه درست با استفاده از مدل های مختلف آشفتگی می توان به نتایج قابل قبولی رسید. بررسی دقیق تر و مقایسه بین میزان درصد خطا نشان می دهد که استفاده از نرم افزار آنسیس فلوئنت با مدل آشفتگی K-e-St کمترین مقدار خطا را نسبت به نتایج تجربی به دست می آورد. مقدار خطای مربوط به این حالت کمتر از 2 درصد می باشد. از آن جهت که در این مقاله هدف طراحی یک بالک به عنوان 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.

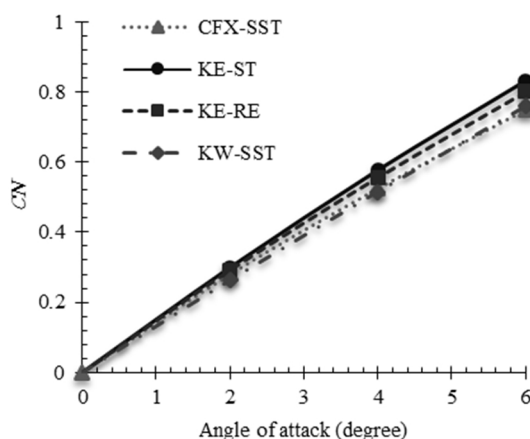


Fig. 5 The normal force coefficient in Mach 0.574

شکل 5 ضریب نیروی عمودی در ماخ 0.574

جدول 2 مقدار شیب ضریب نیروی عمودی $C_{Na}(\text{rad}^{-1})$

Table 2 The results of normal force coefficients slope, $C_{Na}(\text{rad}^{-1})$

| 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 می دهد. سلول های بالک به صورت نازل عمل کرده و سرعت جریان درون سلول ها افزایش یافته و مقدار بیشینه عدد ماخ به 0.7169 رسیده است. در دیواره جلویی سلول ها، 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 سلول ها افزایش یافته که مقدار بیشینه به 1.008 رسیده است. در این پدیده خفگی درون سلول ها اتفاق افتاده و امواج عمودی درون سلول های بالک مشبک تشکیل شده است. با افزایش ماخ پروازی به 0.814، به دلیل خفگی جریان درون سلول ها جریان از اطراف بالک سرریز کرده و عدد ماخ بیشینه در سطح بیرونی بالک اتفاق می افتد (شکل 8).

4- هندسه و طراحی مدل شبیه سازی

در پرنده های دو مرحله ای که مدنظر این مقاله است در ابتدا حرکت وظیفه غلبه بر نیروی اینرسی با بخش بوستر⁵ می باشد 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 پرنده ها وجود پایداری استاتیکی⁶ است. پایداری استاتیکی با متغیری با نام استاتیک

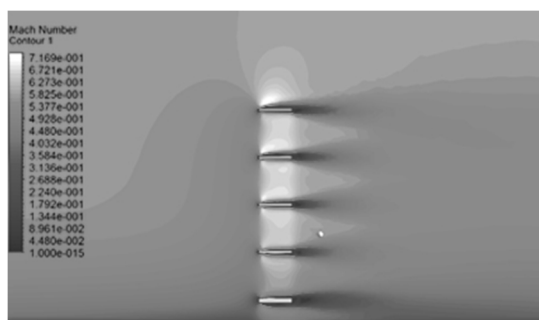


Fig. 6 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for $M = 0.574, \alpha = 2^\circ$

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

⁵ Booster

⁶ Static stability

¹ K-epsilon-Realizable

² CFX

³ Shear stress transport

⁴ Symmetry

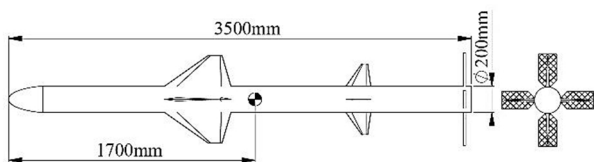


Fig. 11 The general model with Grid fin

شکل 11 مدل اصلی با بالک Grid

مدل اصلی انتخاب شده در این مقاله دارای طول 3500 میلی متر، قطر 200 میلی متر و مرکز جرم 1700 میلی متر از نوک پرنده می باشد. اندازه و محل قرارگیری بال و بالک کنترلی در تمامی مدل ها یکسان است. محل قرارگیری بالک پایدارکننده در هر سه مدل یکسان بوده و وسط ضخامت آن ها محل قرارگیری در نظر گرفته شده است. در این پرنده ابتدا شبیه سازی بدون بالک پایدارکننده جهت محاسبه مقدار ممان پیچشی و نیروی عمودی، لازم جهت پایداری استاتیکی انجام گرفت و سپس با توجه به نتایج به دست 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 مدل سازی گردید.

2-4- هندسه بالک های پایدارکننده

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

بالک طراحی شده PL2 همانند "شکل 13" نیز دارای مقطع Naca0015 است. که دارای ارتفاع 267.6 میلی متر، طول وتر 100 میلی متر و ضخامت 12.04 میلی متر است. در این مدل طول وتر در ارتفاع تغییر نمی کند. بالک مشبک انتخابی از مدل بهینه شده توسط روابط موجود در منبع [7] به دست آمده و ابعاد آن بعد از محاسبه دارای ارتفاع 251.29 میلی متر، طول وتر 135.37 میلی متر و ضخامت 16 میلی متر است که هندسه بالک مشبک Grid در "شکل 14" نشان داده شده است.

جهت مقایسه و بررسی نیروی عمودی بالک های طراحی شده در ابتدا یک میدان نیم استوانه ای با دماغه کروی شکل در نظر گرفته شد و هر یک از این بالک ها به صورت جداگانه در عددهای ماخ 0.6، 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

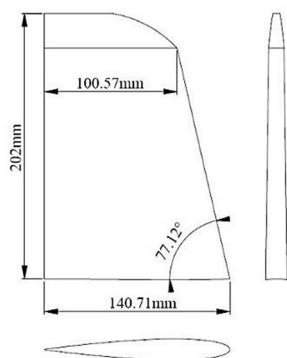


Fig. 12 The PL1 fin model

شکل 12 مدل بالک PL1

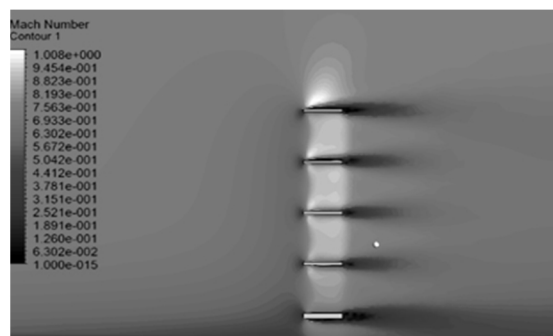


Fig. 7 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for $M = 0.744, \alpha = 2^\circ$

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

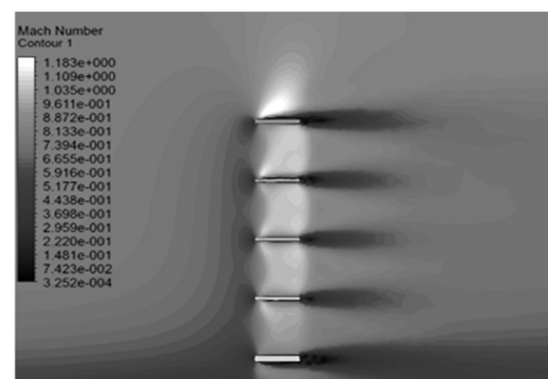


Fig. 8 The contour of Mach number at symmetry plan of grid fin for $M = 0.817, \alpha = 2^\circ$

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

مارجین¹ بررسی و اندازه گیری می گردد. بالک پایدارکننده² وظیفه ایجاد ممان برخلاف ممان ایجاد شده توسط جرم نسبت به نوک پرنده را برعهده دارد. با طراحی دقیق بالک پایدارکننده می توان استاتیک مارجین مناسب را به دست آورد و از طرفی پایداری استاتیکی را برقرار کرد.

1-4- شکل و مدل اصلی

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

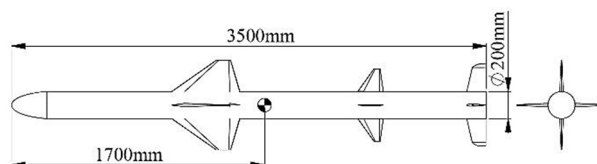


Fig. 9 The general model with PL1 fin

شکل 9 مدل اصلی با بالک PL1

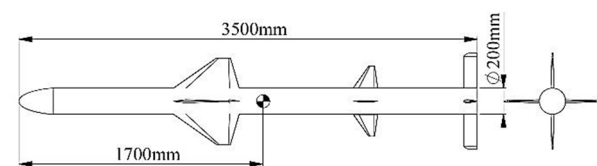


Fig. 10 The general model with PL2 fin

شکل 10 مدل اصلی با بالک PL2

¹ Static Margin

² Stabilizer

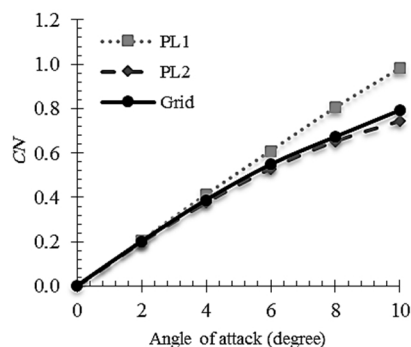


Fig. 16 The normal force coefficient in Mach 0.7

شکل 16 ضریب نیروی عمودی در 0.7 ماخ

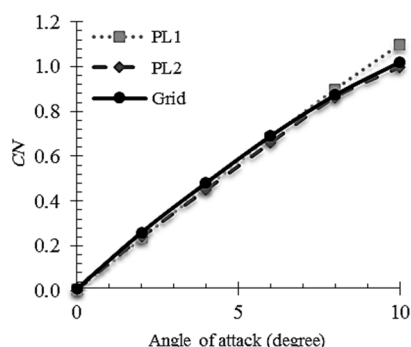


Fig. 17 The normal force coefficient in Mach 0.8

شکل 17 ضریب نیروی عمودی در 0.8 ماخ

کافی برخوردار نیست و به جهت آن که نیروی های لزجی در ناحیه نزدیک جسم از اهمیت بالایی برخوردارند، از شبکه پیوندی در این کار همانند مدل اعتبارسنجی استفاده شده است. برای کاهش تعداد سلول ها می توان مش ناحیه دور از بدنه را از شبکه بی سازمان استفاده کرد. نمونه هایی از کیفیت شبکه در اطراف بال در حالت های مختلف در "شکل های 18، 19 و 20" آورده شده است.

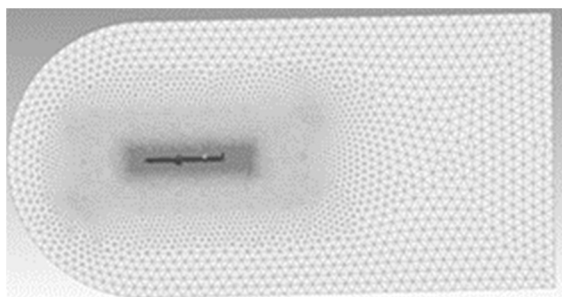


Fig. 18 Mesh quality at the cross-section parallel to the axis

شکل 18 کیفیت شبکه در مقطع موازی با محور

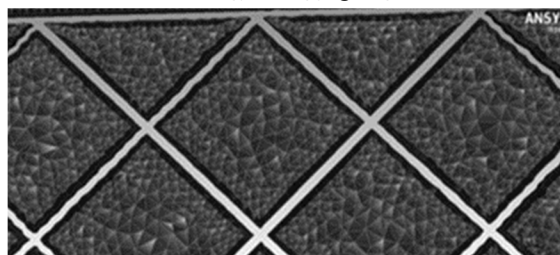


Fig. 19 Mesh quality inside cells of the wing

شکل 19 کیفیت شبکه در داخل سلول های بال

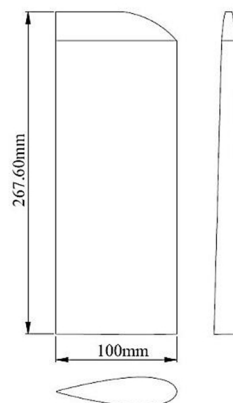


Fig. 13 The PL2 fin model

شکل 13 مدل بالک PL1

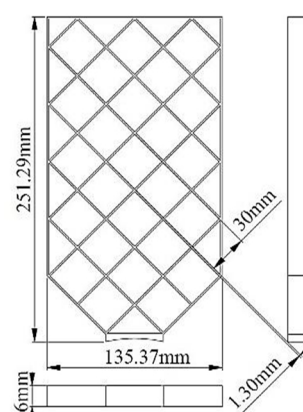


Fig. 14 The Grid fin model

شکل 14 مدل بالک Grid

ترتیب در "شکل های 15، 16 و 17" آمده است. با مقایسه ضریب نیروی عمودی این سه بالک با یکدیگر می توان نتیجه گرفت که در زوایای حمله پایین نمودارها برهم منطبق هستند و با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب عمودی بالک مشبک کمتر از بالک PL2 و هر دوی این بالک ها نسبت به مدل PL1 ضعیف تر هستند که این اختلاف کمتر از 10 درصد است.

3-4- شبکه بندی

در مسایل دینامیک سیالات محاسباتی یکی از مهمترین مراحل شبیه سازی، تولید شبکه مناسب است. از آن جا که هندسه ی این مقاله پیچیده بوده و امکان ایجاد شبکه با سازمان وجود ندارد و نیز شبکه ی بی سازمان هم از دقت

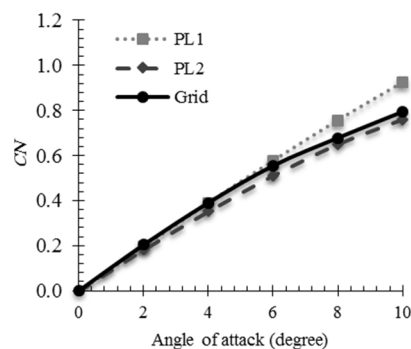


Fig. 15 The normal force coefficient in Mach 0.6

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 برعهده دارند، لذا بررسی پایداری استاتیکی در این مرحله دارای اهمیت بالایی است. جهت بررسی میزان عملکرد و مقایسه ی 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 مش بندی شد.

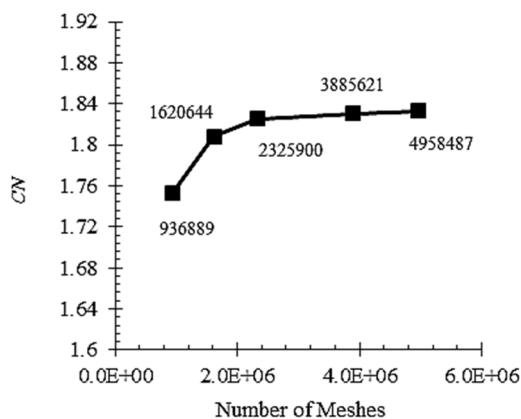


Fig. 23 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number

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

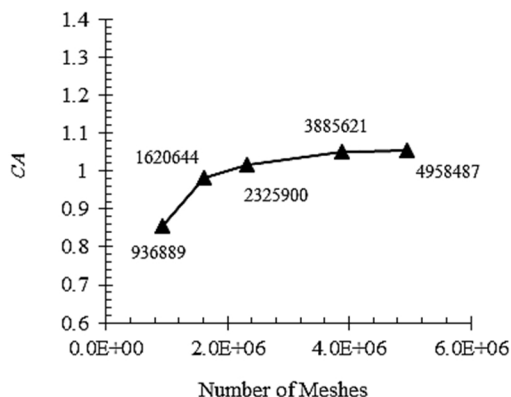


Fig. 24 The variation of normal force coefficient grid fin model with mesh number

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

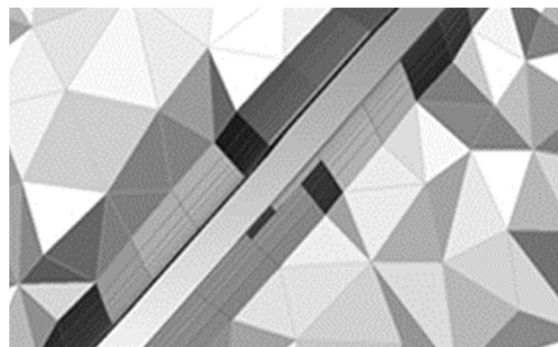


Fig. 20 Prism mesh near the wall

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.

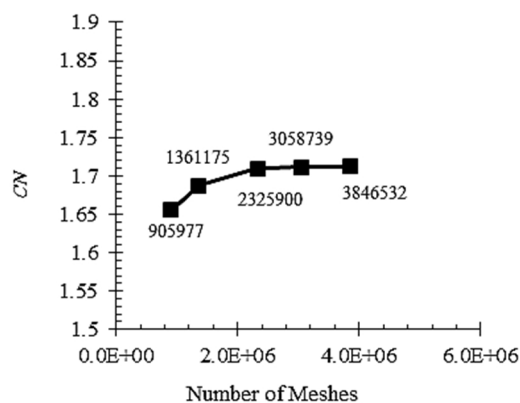


Fig. 21 The variation of normal force coefficient planar fin model with mesh number

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

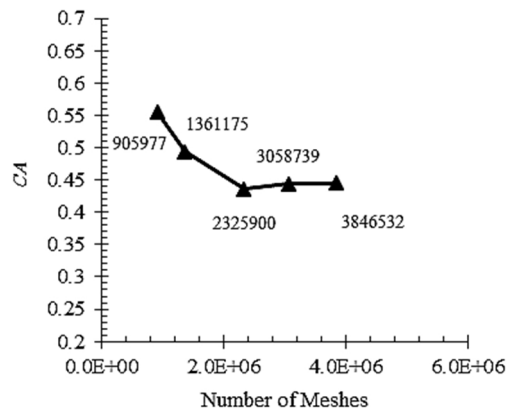


Fig. 22 The variation of axial force coefficient planar fin model with mesh number

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

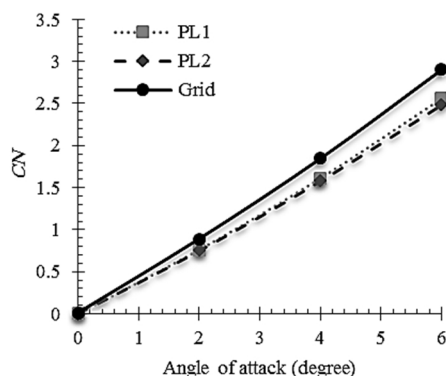


Fig. 27 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.8

شکل 27 ضریب نیرو عمودی پرنده 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 دقیق‌تر این موضوع، مقایسه شیب ضریب نیروی عمودی انجام شده که نتایج در سرعت‌های 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 Grid و PL1 تغییرات بیشتری در مقدار ضریب عمودی در ماخ‌های مختلف دارد.

در ادامه جهت مشخص شدن جزئیات تحقیق، به بررسی ضریب نیروی عمودی هریک از بالک‌ها 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 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

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

بعد از آماده‌سازی مدل با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت 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} 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-E 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 پرنده اصلی در زوایای حمله مختلف 0، 2، 4 و 6 شبیه‌سازی شده است. عددهای ماخ 0.6، 0.7 و 0.8 جهت تغییر سرعت پرنده مورد استفاده قرار گرفت. در ادامه از ابعاد مختلف، نتایج حاصل از این شبیه‌سازی‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

تغییرات ضریب نیروی عمودی پرنده برای سه بالک پایدارکننده‌ی 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 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 0.7 و 0.8 نشان می‌دهند.

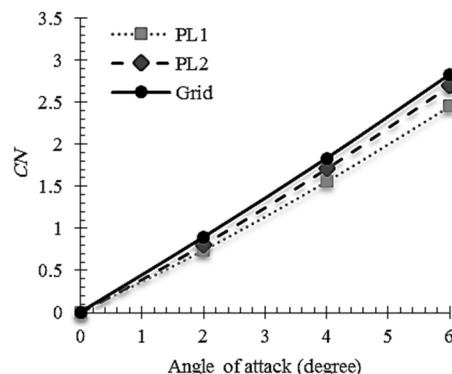


Fig. 25 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.6

شکل 25 ضریب نیرو عمودی پرنده در 0.6 ماخ

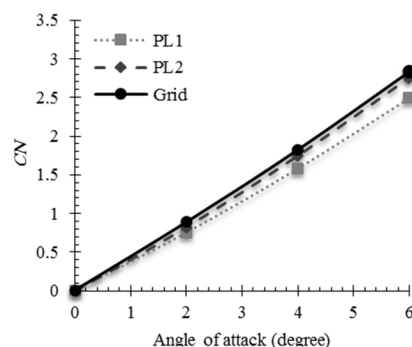


Fig. 26 The normal force coefficient of aircraft in Mach 0.7

شکل 26 ضریب نیرو عمودی پرنده در 0.7 ماخ

¹ Simple

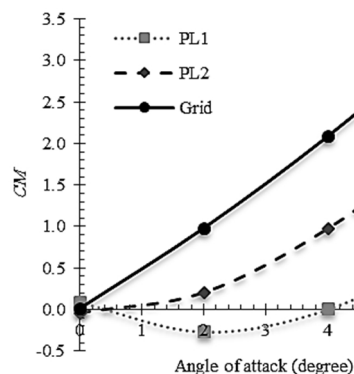


Fig. 30 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.6
شکل 30 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.6 ماخ

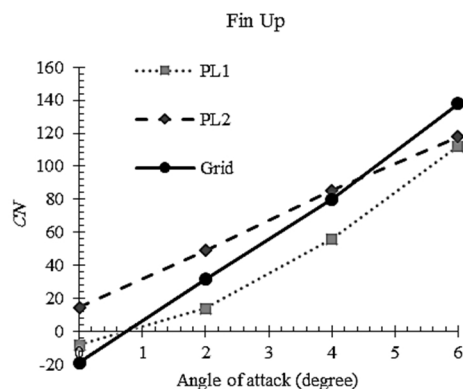


Fig. 28 The normal force coefficient of fin up in Mach 0.7
شکل 28 ضریب نیرو عمودی بالک بالایی در 0.7 ماخ

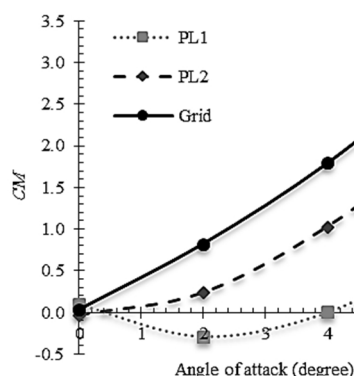


Fig. 31 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.7
شکل 31 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.7 ماخ

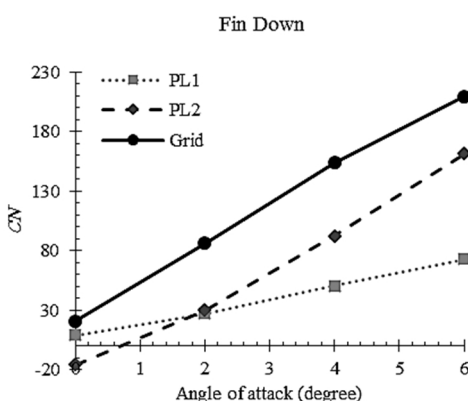


Fig. 29 The normal force coefficient of fin down in Mach 0.7
شکل 29 ضریب نیرو عمودی بالک پایینی در 0.7 ماخ

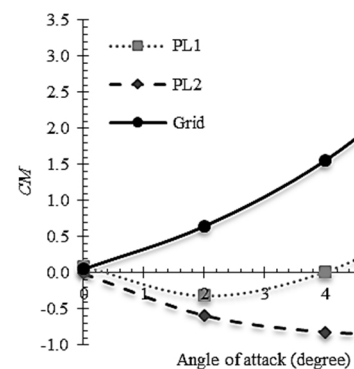


Fig. 32 The pitching moment coefficient of aircraft in Mach 0.8
شکل 32 ضریب ممان پیچشی پرنده در 0.8 ماخ

مقایسه نتایج مربوط به شیب ضریب نیروی عمودی کلی در مورد سرعت‌های 0.6، 0.7 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 30، 31 و 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 Machs

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

جهت بررسی دقیق‌تر جزئیات 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 نشان‌دهنده بزرگ‌تر بودن ممان پیچشی هریک از بالک‌های مشبک نسبت به دو مدل PL2 و PL1 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 گردابه‌های پشت بال و بالک به سمت

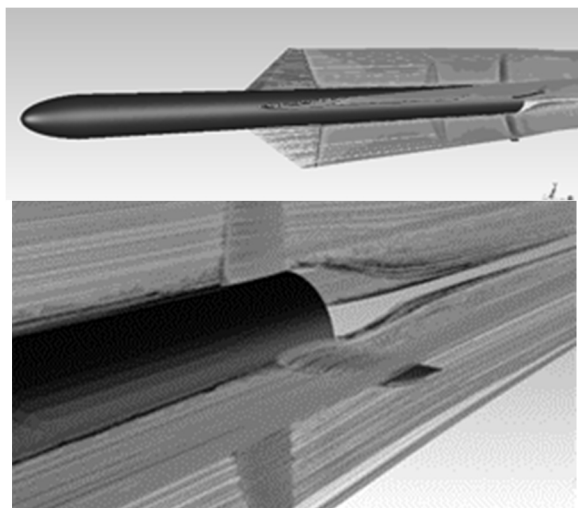


Fig. 34 the streamline behind the wings and control wings for planar fin model at $M=0.7$ and $\alpha=3^\circ$

شکل 34 خطوط جریان در پشت بال ها و بالک کنترلی برای مدل با بالک مسطح 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 ماخ های مختلف در زاویه حالت¹ مطلوب (زاویه 4 درجه)، نشان داده شده است. بررسی ها نشان می دهد 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 مواجهه 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 ماخ های پایین دارای مقدار کم استاتیک مارجین بوده و در ماخ 0.8 دچار ناپایداری می شود. در مورد بالک مشبک می توان گفت با توجه به نتایج نشان داده شده در جدول 7، استاتیک مارجین در تمامی حالت ها تقریباً دارای مقدار یک است که نشان از پایداری بالک فوق، در تمامی سرعت ها می باشد و این مسئله را می توان به عنوان برتری در پایداری استاتیکی، نسبت به مدل های دیگر بیان کرد و علت این امر را می توان در ممان پیچشی یافت. زیرا که بالک مشبک دارای ممان پیچشی بزرگ تری نسبت به دیگر بالک های مطرح شده است.

6- نتیجه گیری

در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و به کمک نرم افزار انسیس فلونت و CFX میدان جریان اطراف یک مدل مرجع شامل بالک مشبک که نتایج تست پروازی برای آن 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. بررسی ها نشان

جدول 7 مقادیر استاتیک مارجین در ماخ های 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 | $\alpha=4$ | $(x_{cp} - x_{cg})/D$ |
| -0.52 | 0.59 | 0.57 | PL2 | | |
| 0.84 | 0.98 | 1.14 | Grid | | |

¹ Trim angle

جدول 6 شیب ضریب ممان پیچشی انواع بالک ها در ماخ های مختلف

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

| $C_{Ma}[\text{rad}^{-1}]$ Grid | | $C_{Ma}[\text{rad}^{-1}]$ PL2 | | $C_{Ma}[\text{rad}^{-1}]$ PL1 | | عدد ماخ |
|-----------------------------------|--------|----------------------------------|--------|----------------------------------|--------|------------|
| Fin Down | Fin Up | 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 گردابه ها هنوز به بالک مشبک برخورد کرده و از آن عبور می کنند. در شکل مشخص است که تنها تعدادی از سلول های 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 پایدارکننده مسطح (شکل 34) به دلیل بزرگ بودن طول وتر، گردابه ها مدت زمان بیشتری در تماس با بالک هستند بنابراین سطح بیشتری از بالک در تماس با گردابه های جریان بالادست است. به همین دلیل مقدار نیروی عمودی تولید شده توسط بالک مسطح کمتر مشبک می باشد و هرچه طول وتر بالک مسطح بیشتر باشد اثر گردابه ها قوی تر شده بنابراین بالک ضعیف تر 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 بر نمی 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 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 بالک های پایدارکننده در هنگام پرواز، پایداری استاتیکی است که این پایداری به کمک مقدار استاتیک مارجین مورد بررسی قرار می گیرد. در این بخش به بررسی اثر بالک های

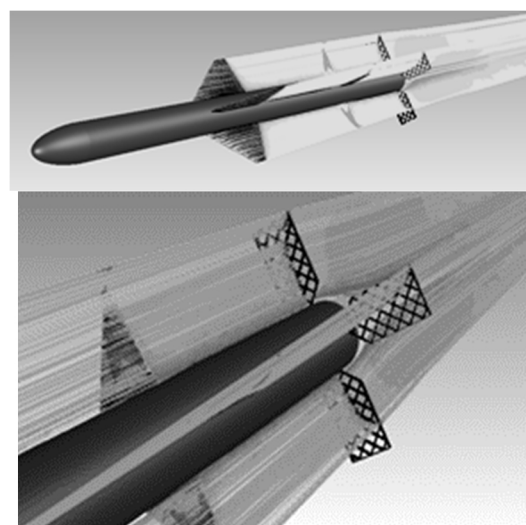


Fig. 33 the streamline behind the wings and control wings for grid fin model at $M=0.7$ and $\alpha=3^\circ$

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

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 Spacecraft 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 Spacecraft 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 آشفته‌گی K-e-ST کمترین مقدار است. در ادامه دو نوع بالک مسطح و یک نوع بالک مشبک به عنوان 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 به دست آمد. با کاهش طول وتر و اضافه کردن سطح در جهت اسپین بالک، مقدار پایداری پرنده افزایش یافت. همچنین با جای‌گذاری بالک مسطح توسط یک بالک مشبک که در حالت مجزا دارای ضریب نیروی عمودی یکسانی هستند، پایداری پرنده به مقدار قابل توجه افزایش می‌یابد. همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد اغتشاشات ایجاد شده توسط بال و بالک کنترلی در بالادست جریان، ضرایب آیرودینامیک بالک پایدارکننده در پایین دست را تحت تأثیر قرار می‌دهند. با کاهش طول وتر 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. Debiassi, 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*