

بررسی عددی تأثیر زاویه عقبگرد بالک مشبک بر ضرایب استاتیکی و دینامیکی چرخشی در رژیم جریان مافوق صوت

پریسا دهقانی^۱، میراعلم مهدی^۲

۱ دانش آموخته کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران
۲ استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، m.mahdi@srttu.edu

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۶/۲۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۲/۰۵

چکیده

بالک در یک پرنده وظیفه پایداری و کنترل را برعهده دارد که ممکن است به صورت مسطح یا مشبک باشد. بالک مشبک از صفحات متقاطع که در یک قاب قرار گرفته تشکیل شده و برخلاف بالک‌های مسطح، عمود بر مسیر جریان قرار می‌گیرد. در رژیم جریان مافوق صوت، به دلیل گشتاور لولای بالای بالک مسطح، به تازگی بیشتر توجه طراحان به سمت بالک مشبک رفته است. به دلیل کوچک بودن طول وتر بالک مشبک نسبت به مسطح، ضریب دینامیکی رول پایینی دارد که در پایداری چرخشی پرنده مهم است. بنابراین طراحی بالک مشبک با نیروی محوری پایین و ضریب دینامیکی رول بالا مهم است. در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تأثیر زاویه عقبگرد بالک مشبک بر ضرایب استاتیکی و دینامیکی رول در رژیم جریان مافوق صوت بررسی شده است. ابتدا شبیه‌سازی دو هندسه، که نتایج آزمایشگاهی برای آنها موجود بود، انجام و شبکه بهینه و مدل آشفتگی مناسب انتخاب شده است. شبیه‌سازی برای استخراج ضرایب استاتیکی به صورت پایا و برای ضریب دینامیکی به صورت ناپایا انجام شده است. نمودارهای مربوط به ضریب نیروی محوری، شیب ضریب نیروی عمودی و ضریب دینامیکی رول به ازای زوایای عقبگرد مختلف در ماخ‌های پروازی ۱/۱، ۱/۵ و ۲ آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد که تأثیر زاویه عقبگرد بالک وابسته به عدد ماخ پروازی است. در ماخ پروازی پایین زاویه عقبگرد، عملکرد بالک را بهبود می‌بخشد، اما در عدد ماخ بالا سبب تضعیف عملکرد اثرودینامیکی بالک می‌شود.

واژگان کلیدی

بالک مشبک، زاویه عقبگرد، رژیم مافوق صوت، ضریب استاتیکی، ضریب دینامیکی رول

۱. مقدمه

از جمله اجزای مهم در پرنده‌های فضایی، سطوح کنترلی است که با ایجاد نیروی عمودی و تغییر زاویه حمله نیروی لازم برای مانورپذیری پرنده را فراهم می‌کند. بالک‌ها از جمله سطوح کنترلی هستند که دو نوع معمولی و مشبک دارند. در سال‌های اخیر استفاده از بالک مشبک بسیار مورد توجه قرار گرفته‌است، بالک مشبک از صفحات متقاطع که در یک قاب قرار گرفته‌اند تشکیل شده و برخلاف بالک‌های معمولی، که در راستای جریان واقع‌اند، عمود بر مسیر جریان قرار می‌گیرند. بالک‌های مشبک در مقایسه با بالک‌های معمولی مزایای بسیاری دارند که می‌توان به مقاومت بالا نسبت به وزن، گشتاور لولایی کمتر، زاویه واماندگی بالا، تولید نیروی عمودی بیشتر و کارایی بهتر در نواحی زیرصوت و مافوق صوت اشاره کرد. با وجود مزایای گفته‌شده در ناحیه گذرصوت^۱ جریان داخل سلول‌های این بالک دچار خفگی شده و میزان نیروی محوری یا همان پسا افزایش می‌یابد که تأثیر نامطلوبی بر عملکرد پرنده دارد.

علاوه بر آن، در یک ماخ بحرانی میزان مانورپذیری پرنده در تولید نیروی عمودی به ازای زاویه حمله به شدت کاهش می‌یابد و مسئله مهم دیگر در پرنده‌های فضایی پایداری دینامیکی آنهاست که در برابر نوسان‌های اعمالی به آن مقاومت نشان داده و سعی در حفظ تعادل خود را دارند، لذا طراحی بالک مشبکی که بتواند عملکرد استاتیکی و دینامیکی خوبی داشته باشد دارای اهمیت است.

ویلیام واشنگتن و مارکز میلر (۱۹۹۳) دو نمونه بالک مشبک را در تونل باد مورد بررسی قرار دادند [۱]. بررسی آنها نشان داد که هرچه تراکم شبکه‌ها بیشتر باشد، نیروی عمودی آن بیشتر است. در نواحی گذرصوت و پایین مافوق‌صوت این افزایش نسبتاً زیاد نیست و البته هرچه تراکم شبکه‌ها بیشتر باشد، میزان نیروی پسا نیز افزایش می‌یابد. مارکز میلرو همکاران (۱۹۹۸) مدل‌های مختلفی از بالک مشبک را در ۹ تونل باد و ۳ تست پرواز بررسی کرده و به این نتیجه رسیدند که عملکرد بالک مشبک در ماخ‌ها و زوایای حمله بالا نسبت به بالک مسطح بهتر است و در اثر اعمال تغییراتی می‌توان میزان پسا را تا ۲۵ درصد در بالک مشبک کاهش داد [۲]. هرچه میزان دهانه^۲ و تراکم شبکه‌ها بیشتر باشد، میزان نیروی عمودی بیشتر است. سیمپسون و سادلر (۱۹۹۸) دو مدل از بالک مشبک و مسطح را بررسی کردند [۳]. بررسی‌های

آنها نشان داد که در بالک مشبک نسبت به بالک مسطح گشتاور پیچشی^۳ و گردشی^۴ افزایش می‌یابد و نیز با اندازه‌گیری میزان نیروی جانبی^۵ هر یک از بالک‌ها متوجه شدند که نیروی جانبی در بالک ۱ و ۳ (بالک‌های عمودی) نسبت به ۲ و ۴ (بالک‌های افقی) بیشتر است. گرگ‌آبتا و رالف‌داکرشاین (۲۰۰۰) تست‌های پروازی را روی پرنده‌های دارای بالک مشبک در ناحیه مادون‌صوت و گذرصوت انجام دادند و به این نتیجه رسیدند که در ماخ ۰/۷۷ میزان پایداری به علت کاهش نیروی عمودی و گشتاور پیچشی کاهش یافته و دلیل آن ایجاد شوک در این ناحیه است [۴]. جیمز دسپریتو و جویراج ساهو (۲۰۰۱) به وسیله دینامیک سیالات محاسباتی روی بالک‌های مشبک در ناحیه مافوق‌صوت بررسی‌هایی انجام دادند و نتایج را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کردند و به این نتیجه رسیدند که میزان خطا در ضریب نیروی محوری ۴ تا ۸ درصد، ضریب نیروی عمودی ۸/۷ الی ۱۵ درصد و در ضریب گشتاور پیچشی ۱۶ الی ۲۷ درصد است [۵]. ویلیام دیوید واشنگتن و همکاران (۲۰۰۲) بر روی پرنده‌هایی که دارای کانارد^۶ و بالک هستند توسط دینامیک سیالات محاسباتی بررسی‌هایی انجام داده‌اند و به این نتیجه رسیده‌اند که گشتاور مزاحمی که توسط بالک‌ها در برابر گشتاور تولیدی کانارد ایجاد می‌شود در بالک مشبک کمتر است [۶]. یان زنگ و همکاران (۲۰۰۹) طی پژوهش‌های متعددی که بر ایجاد زاویه عقبگرد روی این بالک‌ها انجام داده‌اند به این نتیجه رسیدند که ایجاد زاویه عقبگرد سبب کاهش پسای بالک‌ها می‌شود [۷]. سلمان مونور (۲۰۱۰) با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی عملکرد اثرودینامیکی دو بالک مشبک و مسطح را مقایسه کرد [۸]. بررسی ایشان نشان داد که بالک مشبک در ماخ و زاویه حمله بالا عملکرد بهتری نسبت به بالک مسطح دارد. گشتاور لولای بالک مشبک کمتر از بالک مسطح است و مقدار نیروی عمودی برای بالک مشبک بیشتر از بالک مسطح است. محمد بک (۲۰۱۰) اشاره کرد که تحقیقاتی را پیرامون بررسی تجربی و تجزیه و تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی موشک با بالک مشبک در جریان مافوق صوت انجام داده است [۹]. او به این نتیجه رسید که ضریب نیروی محوری پیکربندی بالک مشبک ۰/۸ بیشتر از مقدار موشک با بالک مسطح است. همچنین از محاسبات انجام‌شده توسط او مشاهده شد که یک ضریب نیروی عمودی

محاسبه ضرایب استاتیکی و دینامیکی رول، ابتدا مدل‌ها و روش‌ها شبیه‌سازی شده و با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند و سپس این ضرایب روی بالک‌های با زاویه عقبگرد متفاوت بررسی شده است.

۲. معادلات حاکم

جریانی که از سلول‌های بالک مشبک عبور می‌کند در لبه انتهایی هر سلول امواجی را به‌وجود می‌آورد که مدلسازی این جریان نیازمند حل معادلات نوابراستوکس جریان آشفتنه و معادله انرژی در سه بعد است. معادلات نوابراستوکس و انرژی ناپایا و تراکم‌پذیر در جریان آشفتنه در زیر آمده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j u_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \hat{\tau}_{ji}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j H)}{\partial x_j} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} [u_i \hat{\tau}_{ij} + (\mu + \sigma^* \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} - q_j] \quad (3)$$

به‌طوری‌که در این روابط x_i بردار مکان، ρ چگالی، u_i سرعت، p فشار، μ ویسکوزیته دینامیکی، $E = e + k + \frac{u_i u_i}{2}$ انرژی کل و $H = h + k + \frac{u_i u_i}{2}$ آنتالپی کل، $h = e + \frac{p}{\rho}$ و نهایتاً $e = \frac{p}{(\gamma-1)\rho}$ است. سایر پارامترها به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\mu_T = \rho \theta_T \quad (4)$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

$$\tau_{ij} = 2\mu_T \left(s_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (6)$$

$$\hat{\tau}_{ij} = 2\mu \left(s_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) + \tau_{ij} \quad (7)$$

$$q_j = - \left(\frac{\mu}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} \quad (8)$$

$$k = \frac{1}{2} u_i u_i \quad (9)$$

در معادلات فوق δ_{ij} دلتای کرانکر و u_i تغییرات سرعت است. برای بررسی آشفتگی جریان از مدل‌های کا اسپیلون استاندارد و کا امگا SST^Y استفاده شده است [۱۴]. برای محاسبه ضرایب دینامیکی بسط تیلور را به‌شکل زیر می‌نویسیم:

$$C_j = C_{j0} + \frac{\partial C_j}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial C_j}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial C_j}{\partial \theta_x} \Delta \theta_x + \frac{\partial C_j}{\partial \theta_y} \Delta \theta_y + \frac{\partial C_j}{\partial \theta_z} \Delta \theta_z + \frac{\partial C_j}{\partial \Delta r} \Delta \Delta r + \frac{\partial C_j}{\partial \Delta q} \Delta \Delta q + \frac{\partial C_j}{\partial \Delta p} \Delta \Delta p \quad (10)$$

در معادله فوق α زاویه حمله، β زاویه جانبی، $\Delta p = \theta_x$ ، $\Delta q = \theta_y$ و $\Delta r = \theta_z$ است که θ میزان چرخش حول محور مختصاتی است که به‌صورت زیروند مشخص شده است. با صرف نظر از ایجاد گشتاور حول محورهای y و z و ناچیز بودن زاویه

مثبت در زاویه حمله صفر تولید کرد که در آن بالک‌های مسطح چنین خصوصیتی ندارند که عامل آن ساختار بالک‌ها بوده که سطوح بیشتری دارند که عمود بر مسیر جریان قرار گرفته است. جیمز کلس و مایکل آفتومیس (۲۰۱۱) با حل اوپلری، بالک‌های مشبک با چینش متفاوت را مورد بررسی قرار داده و به این نتیجه رسیده‌اند که عملکرد بالک مشبکی که چینش آن + شکل بوده و بدون خمیدگی است در زوایای حمله بالا و اعداد ماخ بالا بهتر است [۱۰]. نصرت‌اللهی و هاشم‌آبادی (۲۰۱۳) تأثیر اندازه دهانه بالک مشبک را بر ضرایب ائرو دینامیکی آن بررسی کرده و متوجه شدند افزایش دهانه سبب افزایش همزمان پسا و برآ در این بالک‌ها شده، لذا اندازه بهینه‌ای برای طول دهانه این بالک‌ها وجود دارد [۱۱]. کریشناپا و همکاران (۲۰۱۴) به‌صورت آزمایشگاهی و عددی در سرعت‌های زیرصوت و بالای صوت، بالک مشبک را بررسی کرده و به این نتیجه رسیده‌اند که اختلاف ضرایب ائرو دینامیکی در زوایای حمله بالا کمتر شده و با توجه به کاهش پسا در این زوایا عملکرد بالک مشبک بهتر شده است [۱۲]. غلامی و مهدی (۲۰۱۵) تأثیر ابعاد هندسی بر ضرایب ائرو دینامیکی را بررسی کردند که نتایج نشان داد افزایش وتر نیروی عمودی و گشتاور لولا را افزایش می‌دهد [۱۳]. رهنی و مهدی (۲۰۱۶) جهت بهبود عملکرد پرنده‌هایی که دارای چند مرحله سطوح کنترلی هستند، در بالک‌های پایدارکننده انتهایی از بالک مشبک به‌جای بالک مسطح استفاده کرده است و نتایج نشان داده ضریب نیروی عمودی و ممان پیچشی در بالک مسطح کمتر است و همچنین با افزایش طول وتر و دهانه در بالک‌های مسطح عملکرد آنها بعنوان پایدارکننده بهتر می‌شود [۱۴-۱۵].

از مطالعه بالک‌های مشبک مشخص می‌شود که این بالک‌ها نسبت به بالک‌های مسطح پسای بالاتری دارند، لذا طراحی بالکی که بتواند پسای کمتری تولید کند با وجود مزایای بسیار این بالک‌ها نسبت به نوع مسطح آن دارای اهمیت است. در پژوهش‌های گذشته مشاهده شد ایجاد زاویه عقبگرد سبب کاهش میزان پسای این بالک‌ها می‌شود و اما در پژوهش حاضر بالک‌های مشبک با زوایای عقبگرد متفاوت طراحی شده است که علاوه بر بررسی پسا میزان عکس‌العمل این بالک‌ها به تغییر زاویه در تولید نیروی عمودی و همچنین میزان مقاومت آنها در تولید گشتاور مقاوم چرخشی حول محور طول‌ها در برابر نوسان داده شده بررسی شده است؛ لذا جهت انتخاب روش حل مناسب برای

جانبی و زاویه حمله ضریب گشتاور حول محور x (گشتاور چرخشی) به شکل زیر درمی آید:

$$C_L = C_{L0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \Delta \alpha \quad (11)$$

به مقادیر به دست آمده از نتایج نیز توجه نمود. بر این اساس اگر بعد از ۲۰۰ تکرار مقدار ضریب مورد نظر تا سه رقم اعشار ثابت باقی بماند، همگرایی صورت گرفته است.

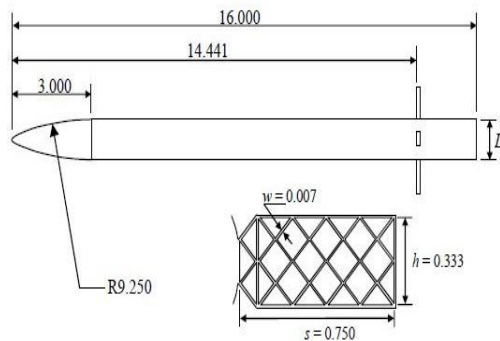
۳. اعتبارسنجی روش حل

با توجه به اینکه حل عددی نسبت به حل آزمایشگاهی هزینه کمتری دارد و نسبت به حل تحلیلی در مسائل پیچیده دقیق تر عمل می کند، اطمینان یافتن از درستی روش حل اهمیت دارد. به این منظور از نتایج موجود در پژوهش جیمز دسپیریتو [۵] برای سنجش اعتبار محاسبه ضرایب استاتیکی و از پژوهش فانگیجان وانگ [۱۵] برای محاسبه ضریب دینامیکی گشتاور چرخشی استفاده شده است. عموماً روند حل در مسائل دینامیک سیالات محاسباتی براساس تکرار است. در طی تکرارهای متناوب باید نتایج به نتیجه های نهایی نزدیک شوند یا به عبارتی پاسخ مسئله به مقادیر واقعی همگرا شوند. لذا باید برای رسیدن به مقادیر صحیح، معیاری برای همگرایی در نظر گرفت. در تحقیق حاضر دو پارامتر لحاظ شده است، پارامتر اول رسیدن تمامی مقادیر باقیمانده به مقدار کمتر از 0.001 است و برای رسیدن به مقدار همگرایی علاوه بر کمتر شدن مقادیر باقیمانده از مقدار مذکور، باید

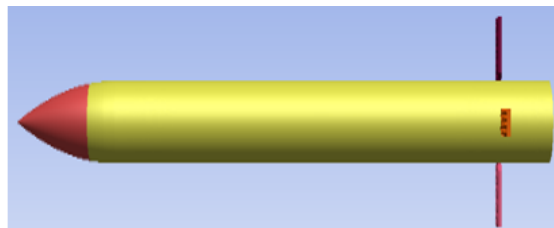
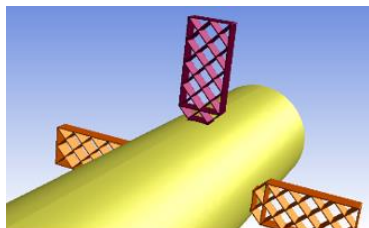
۳-۱ اعتبارسنجی ضرایب استاتیکی با مدل بالک مشبک

جیمز دسپیریتو [۵]

در شکل ۱ هندسه و ابعاد مدل مرجع همراه با بالک مشبک نمایش داده شده است. اعداد موجود در شکل بی بعد هستند و به نسبت قطر بدنه در نظر گرفته شده است. برای تحلیل جریان از نرم افزار Ansys CFX استفاده و جریان آشفته فرض شده است. تمام ابعاد مدل بر اساس قطر است، در این شبیه سازی قطر مدل ۳۰ میلی متر لحاظ شده و مدل قرارگیری بالکها در اطراف بدنه به صورت + است. فاصله دماغه تا انتهای مدل برابر با ۴۸۰ میلی متر، طول دماغه ۹۰ میلی متر، فاصله محل بالکها از انتها ۴۵ میلی متر، ارتفاع بالک ۹/۹۹ میلی متر، وتر بالک ۳/۵۴ میلی متر و طول دهانه آن ۲۲/۵ میلی متر است. با توجه به ابعاد مدل، هندسه سه بعدی همانند شکل ۲ جهت شبیه سازی آماده شد. با توجه به اینکه مدل نسبت به صفحه میانی متقارن است، برای کاهش محاسبات تنها نصف مدل استفاده شده است.



شکل ۱. هندسه و ابعاد مدل مرجع [۵]



شکل ۲. هندسه مدل سازی شده مدل مرجع [۵]

از دیوار، از شبکه بی سازمان استفاده شده است. مطابق شکل ۳ در مجاورت بالک مشبک و درون سلول های آن شبکه به اندازه کافی

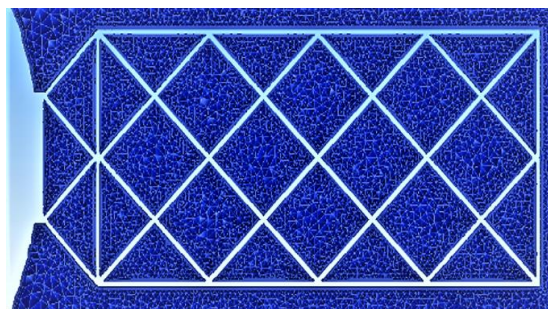
شبکه بندی به صورت پیوندی به نحوی ایجاد شده است که در مجاورت دیوار، از شبکه لایه مرزی و در درون میدان جریان و دور

مقدار قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌یابد. بنابراین در کلیه تحلیل‌ها از ۱۰ لایه سلول برای شبکه‌بندی استفاده شده است. نتایج حاصل از بررسی استقلال از شبکه که بیشتر با افزایش تعداد گره‌ها روی بالک است در شکل‌های ۶ و ۷ آمده است. با توجه به متقارن بودن مدل تنها نصف موشک مدلسازی شد و با بررسی شبکه‌های مختلف در نهایت شبکه‌ای با تعداد ۱۳۱۳۰۱۵ گره و ۳۸۹۷۲۴۱ سلول دارای کمترین تغییرات در C_A و C_D است.

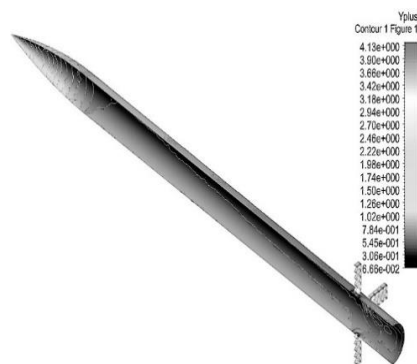


شکل ۴. شبکه لایه مرزی ایجاد شده در مجاورت بالک

متراکم شده است. در شبکه لایه مرزی فاصله اولین لایه تا بدنه 0.001 میلی‌متر و تعداد ۱۰ لایه با نرخ رشد $1/2$ ایجاد شده است. شکل ۴ شبکه لایه مرزی ایجاد شده روی بالک مشبک را نشان می‌دهد. شکل ۵ توزیع $y+$ مدل شبکه‌بندی شده را نشان داده و همان‌طور که ملاحظه می‌شود مقدار آن کمتر از ۱ است. بررسی حالت‌های مختلف شبکه نشان می‌دهد که افزایش تعداد لایه از ۱۰ تا ۱۵ تأثیر زیادی بر نتایج عددی ندارد، اما تعداد سلول‌ها به



شکل ۳. شبکه متراکم ایجاد شده اطراف بالک



شکل ۵. توزیع $y+$ برای ماخ ۲ و زاویه حمله ۵

زیر ۱ است و عملکرد مدل آشفستگی کا اِپسیلون در این محدوده در محاسبه ضرایب غیر فشاری ضعیف می‌باشد و در ضریب نیروی عمودی و ضریب گشتاور پیچشی اختلاف ناچیزی دارند، لذا از مدل آشفستگی $k-\omega$ -SST برای این پژوهش استفاده شده است.

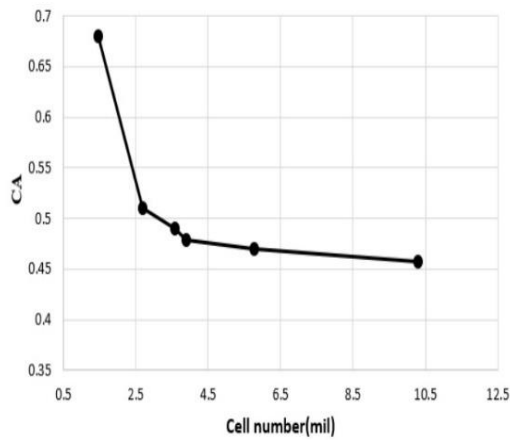
۲-۳ اعتبارسنجی ضریب دینامیکی رول با مدل بالک فانگیجان وانگ [۱۵]

با توجه به اینکه تاکنون ضرایب دینامیکی رول بالک مشبک در ناحیه مافوق صوت مورد بررسی قرار نگرفته، براساس نتایج پژوهشی که فانگیجان وانگ و لان چن [۱۵] روی ضریب دینامیکی رول یک بالک مسطح انجام داده‌اند از این مدل جهت

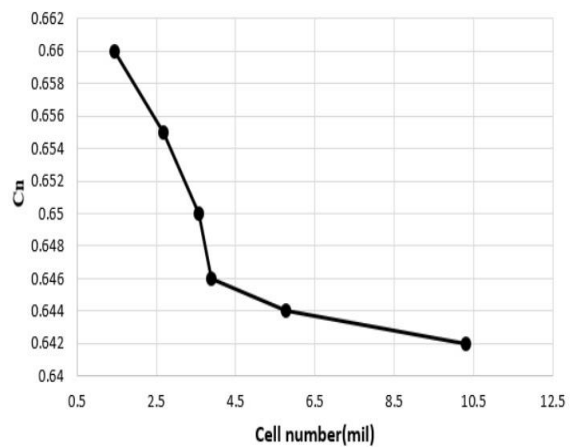
شبیه‌سازی عددی همانند مدل مرجع [۵] برای ماخ ۲ و در زاویه حمله ۵ انجام شده است. در ماخ ۲ عدد رینولدز برابر 384000 ، دمای استاتیک 166 کلوین و فشار استاتیک 12680 پاسکال است. برای حل جریان از روش عددی سیمپل درجه دوم و از مدل‌های آشفستگی $k-\varepsilon$ -ST و $k-\omega$ -SST استفاده شده و مقادیر ضرایب اثر دینامیک محاسبه شده در مقایسه با نتایج تجربی آن در جدول ۱ آورده شده است. در جدول ۱ مشاهده می‌شود که مقدار خطای حاصل از مدل آشفستگی $k-\omega$ -SST نسبت به مدل $k-\varepsilon$ -ST در محاسبه ضریب نیروی محوری کمتر است که علت آن ریزبودن شبکه‌بندی در مجاورت دیواره‌ها بوده؛ به‌طوری‌که از شبکه لایه مرزی استفاده شده و مقدار $y+$ در اطراف بدنه و بالک

قسمت قبل بوده و شامل ۸۳۸۱۹۷ سلول و ۱۶۷۱۵۱ گره است و مطابق حالت قبل از مدل k- ω -SST برای شبیه‌سازی جریان آشفتته اطراف بدنه و بالک‌ها استفاده شده است. اعتبارسنجی برای ماخ ۱/۵۸ در زاویه حمله صفر درجه، فشار اتمسفر و دمای ۳۰۰ درجه کلوین صورت گرفته است. در این قسمت یک نوسان سینوسی طبق رابطه ۱۲ به مدل داده می‌شود که در آن دامنه نوسان ۱ درجه و $k=\omega D/2v=0.006$ در نظر گرفته شده است.

سنجش اعتبار درستی روش حل استفاده شده است. جهت بررسی پایداری دینامیکی یک پرند در حال پرواز نوسان سینوسی به آن داده می‌شود و از طریق دینامیک سیالات محاسباتی ضرایب دینامیکی آن محاسبه شده است. شکل ۸ هندسه مدل شده و ابعاد آن نشان می‌دهد که بر اساس قطر بدنه ۳۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. شکل ۹ هندسه سه‌بعدی بدنه و بالک را پس از مدلسازی نشان می‌دهد. شبکه‌بندی روی بدنه و بالک‌ها مانند



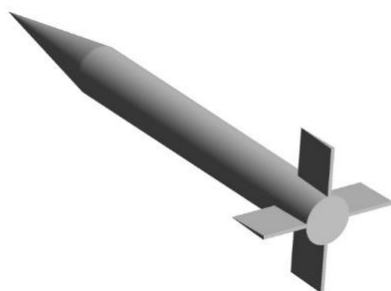
شکل ۷. تغییرات ضریب نیروی محوری بر حسب تعداد شبکه برای ماخ ۲ و زاویه حمله ۵



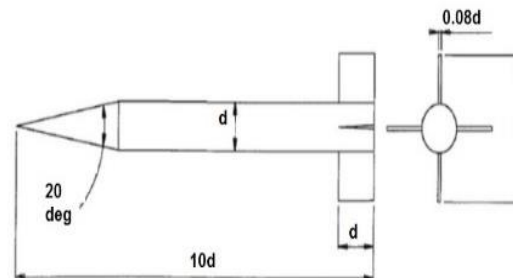
شکل ۶. تغییرات ضریب نیروی عمودی بر حسب تعداد شبکه برای ماخ ۲ و زاویه حمله ۵

جدول ۱. روش‌های مختلف محاسبه ضرایب اثرودینامیکی در مقایسه با نتایج تجربی، در ماخ ۲ و زاویه حمله ۵

روش	CA	CN	Cm
EXP[5]	۰/۴۴۵۳	۰/۶۰۷۸	-۵/۴۶۶۷
k- ω -SST	۰/۴۷۹	۰/۶۴۶	-۵/۹
%error	۷/۵	۶/۲	۸
k- ϵ -ST	۰/۵۶۶	۰/۶۳	-۵/۷۵۴
%error	۲۷	۳/۶	۵



شکل ۹. هندسه سه‌بعدی مدل مرجع [۱۵]

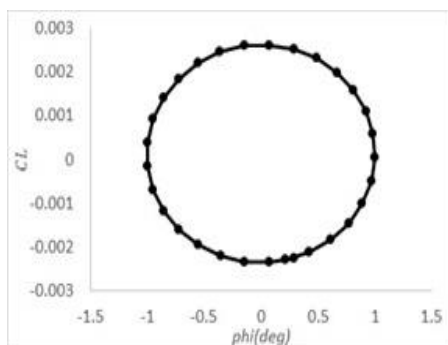


شکل ۸. هندسه و ابعاد مدل مرجع [۱۵]

ضریب بی‌بعد این گشتاور نسبت به زمان به شکل یک نمودار سینوسی می‌شود. اگر نمودار شکل ۱۰ بر حسب φ رسم شود نمودار

اگر در زمان‌های مختلف مقدار گشتاور رولینگ مقابله با نوسان سینوسی اعمال شده، اندازه‌گیری شود طبق شکل ۱۰ مقدار

□ است، برابر $24/424$ می‌شود که نسبت به مقدار مرجع $24/3$ دارای $+0/5$ درصد خطاست که نشان‌دهنده دقت خوب و درستی روش حل در محاسبه این ضریب می‌باشد.



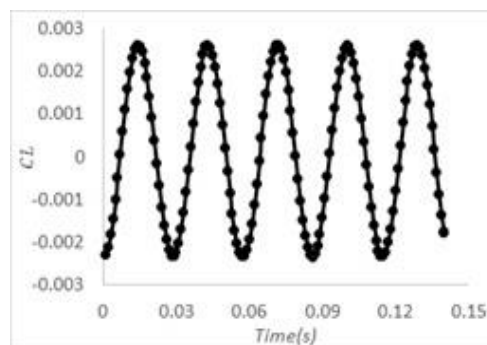
شکل ۱۱. ضریب گشتاور رولینگ تولیدشده در اثر نوسان برحسب ϕ

اتمسفر انجام شده است. مقدار $+y$ در تمامی حالت‌ها زیر یک است؛ لذا با توجه به شبکه‌بندی متراکم ایجاد شده اطراف بدنه و بالک‌ها از مدل آشفتگی $k-\omega$ -SST برای شبیه‌سازی جریان استفاده شده است. با توجه به مقارن‌بودن مدل تنها نصف آن مدلسازی شده است.

۴-۱. بررسی نیروی محوری

با توجه به اینکه بالک مشبک معمولاً نیروی محوری مقاوم بالایی دارد، طراحی بالکی که نیروی کمتری تولید کند دارای اهمیت است. همان‌گونه که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، با افزایش عدد ماخ مقدار ضریب نیروی محوری کاهش می‌یابد. ایجاد زاویه عقبگرد سبب کاهش مقدار نیروی محوری شده است. تأثیر زاویه عقبگرد در ماخ‌های پایین سبب کاهش قابل ملاحظه ضریب نیروی محوری می‌شود. با افزایش عدد ماخ، تأثیر زاویه عقبگرد بر نیروی محوری کم‌رنگ‌تر می‌شود. در حالتی که به اندازه ۱۵ درجه در بالک مشبک زاویه عقبگرد ایجاد شود، نسبت به حالتی که زاویه‌ای ندارد مقدار C_{x0} بالک در ماخ $1/1$ به اندازه $8/85$ درصد در ماخ $1/5$ به مقدار $9/2$ درصد و در ماخ 2 به اندازه $7/4$ درصد کاهش می‌یابد و این در حالی است که مقدار این ضریب در کل بدنه و بالک‌ها در ماخ $1/1$ به اندازه $3/7$ درصد، در ماخ $1/5$ به مقدار $3/8$ درصد و در ماخ 2 به اندازه $3/1$ درصد کاهش یافته است. برای حالتی که زاویه عقبگرد 30 درجه در بالک ایجاد شده رخ می‌دهد، به طوری که مقدار C_{x0} را در ماخ $1/1$ به اندازه 14 درصد روی بالک و $5/6$ درصد در کل، در ماخ $1/5$ به اندازه 17

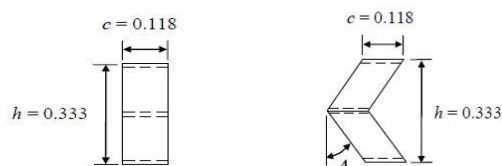
شکل ۱۱ حاصل می‌شود که در واقع نمودارهایی روی هم می‌افتند که یک دوره آن در این شکل آورده شده است و در طول زمان دائم تکرار می‌شود که از انتگرال گیری از آن مقدار C_{LP} که $p=\phi$



شکل ۱۰. ضریب گشتاور چرخشی تولیدشده در اثر نوسان

۴. بررسی ضرایب استاتیکی بالک مشبک با زوایای عقبگرد متفاوت

همان‌گونه که در مقدمه اشاره شد، با توجه به اینکه بالک‌های مشبک با وجود مزایای بسیار، در ناحیه گذر صوت نیروی پسای بالایی در اثر خفگی جریان در سلول‌ها دارند، لذا طبق پژوهشی که یان زنگ [۸] انجام داده است، طراحی بالکی با زاویه عقبگرد در کاهش نیروی پسا مؤثر بوده است. در این بخش بالک‌ها و بدنه با هندسه نشان‌داده شده در قسمت اعتبارسنجی مدل شده و مطابق شکل ۱۲ به آن زاویه عقبگرد داده می‌شود. که با توجه به اینکه ابعاد برحسب قطر بدنه است، قطر بدنه برابر با 200 میلی‌متر در نظر گرفته شده است.



شکل ۱۲. ابعاد بالک مشبک از نمای بالا

بالک‌های با زوایای عقبگرد صفر و 15 درجه در شکل ۱۳ و زوایای 30 و 45 درجه در شکل ۱۴ آمده است. شبکه‌بندی اطراف بالک و بدنه مطابق با شبکه‌بندی اعتبارسنجی به صورت پیوندی و بی‌سازمان و دارای لایه مرزی است و 10 لایه با نرخ رشد 20 درصد داشته و فاصله اولین گره از بدنه $0/001$ میلی‌متر می‌باشد. بررسی جریان در ماخ‌های مافوق صوت $1/1$ ، $1/5$ و 2 در زوایای حمله صفر، 2 ، 4 و 6 درجه در دمای 265 درجه کلین و فشار

نزدیکتر به لبه حمله سلول‌ها و با زاویه کمتری شکل می‌گیرد و این امر سبب کاهش میزان خفگی جریان و تشکیل موج‌های انبساطی ضعیف‌تری در آن می‌شود. که این موضوع در توزیع ماخ در شکل‌های ۱۶ تا ۱۹ قابل ملاحظه است. گفتنی است روند شبیه‌سازی‌های صورت‌گرفته برای زوایای حمله صفر، ۲، ۴ و ۶ درجه یکسان بوده و برای اجتناب از افزایش تعداد صفحات، از آوردن تمامی شکل‌ها خودداری شده است و شکل‌های مربوط به توزیع عدد ماخ و فشار تنها برای زاویه حمله صفر درجه آمده است.

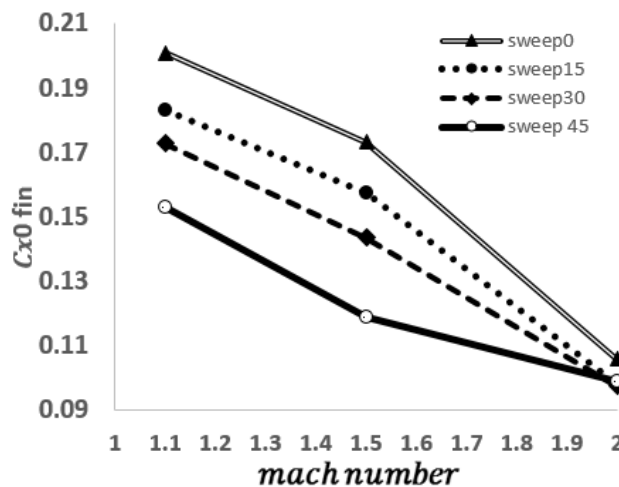
درصد روی بالک و $6/7$ درصد درکل و در ماخ ۲ به میزان ۸ درصد روی بالک و $2/4$ درصد در کل کاهش می‌دهد. برای حالت زاویه عقبگرد ۴۵ درجه هم مقدار C_{x0} در ماخ $1/1$ روی بالک ۲۴ درصد و در کل $9/4$ درصد، در ماخ $1/5$ روی بالک ۳۱ درصد و در کل $12/5$ درصد و در ماخ ۲ به اندازه ۷ درصد روی بالک و ۲ درصد در کل کاهش یافته است. با توجه به اینکه هر سلول مانده نازل همگرایی عمل می‌کند، هرچه زاویه عقبگرد زیادتر می‌شود، طول مؤثر این نازل هم بیشتر شده؛ بنابراین شوک در فاصله‌ای



شکل ۱۴. بالک مشبک با زاویه عقبگرد ۳۰ و ۴۵



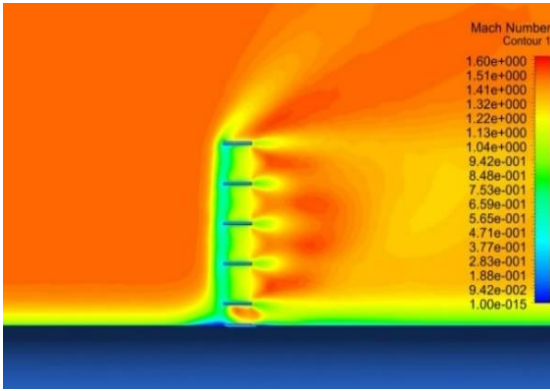
شکل ۱۵. بالک مشبک با زاویه عقبگرد صفر و ۱۵



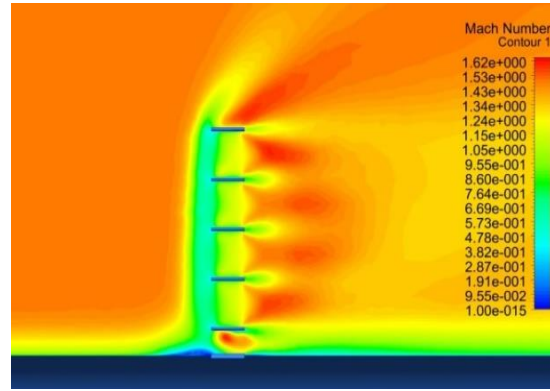
شکل ۱۵. ضریب نیروی محوری روی بالک مدل‌های مختلف در زاویه حمله صفر درجه نسبت به عدد ماخ

تولیدی شده است. اما هرچه زاویه عقبگرد زیاد می‌شود در لبه انتهایی سلول با توجه به زاویه ایجاد شده سلول‌های مجاور کمی روبروی هم قرار می‌گیرند و جریان خروجی از هر سلول با سلول مجاور خود در تماس است، لذا در این ناحیه موج‌های انبساطی بیشتری تشکیل می‌شود که موجب افزایش ناچیز این نیرو شده است.

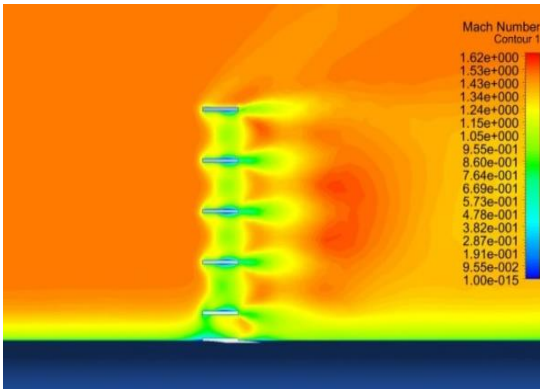
در ماخ ۲ تمامی مدل‌های دارای زاویه عقبگرد با وجود اختلاف کمی که دارند از مدلی که ساده و بدون زاویه است نیروی محوری مقاوم کمتری تولید می‌کنند. با توجه به توزیع عدد ماخ در شکل‌های ۲۰ تا ۲۳ در این ماخ سرعت جریان زیاد است و امواج مایل داخل سلول ایجاد شده و بیرون سلول قبل از ورود جریان به آن، امواجی تشکیل نمی‌شود که همین امر سبب کاهش نیروی



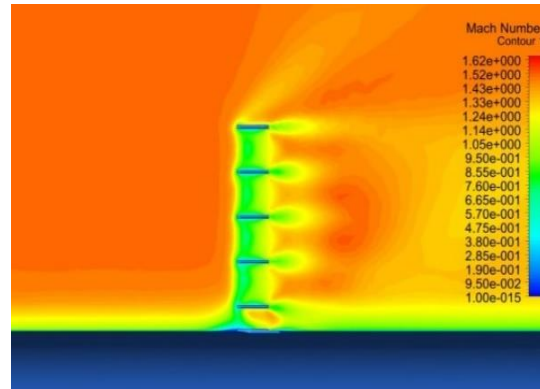
شکل ۱۷. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۱۵ در ماخ ۱/۵



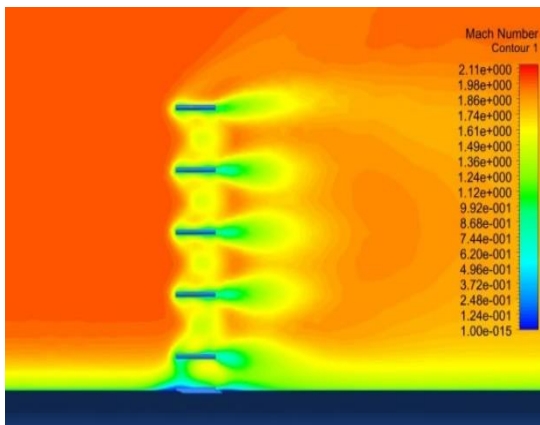
شکل ۱۶. توزیع عدد ماخ در مدل بدون زاویه عقبگرد در ماخ ۱/۵



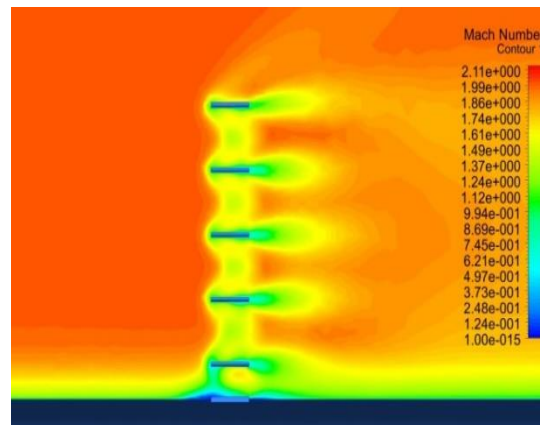
شکل ۱۹. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۴۵ در ماخ ۱/۵



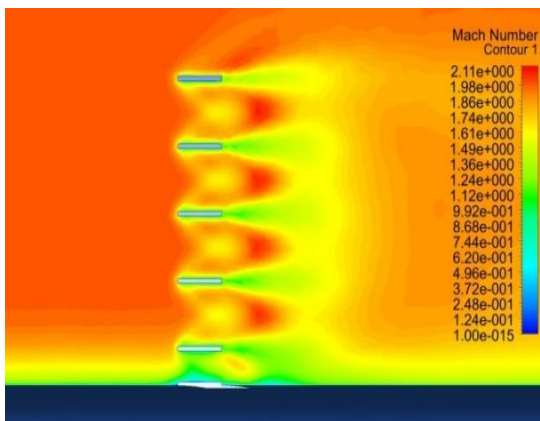
شکل ۱۸. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۳۰ در ماخ ۱/۵



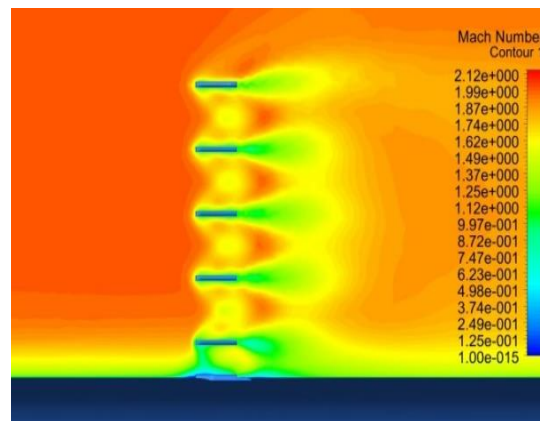
شکل ۲۱. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۱۵ در ماخ ۲



شکل ۲۰. توزیع عدد ماخ در مدل بدون زاویه عقبگرد در ماخ ۲



شکل ۲۳. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۴۵ در ماخ ۲

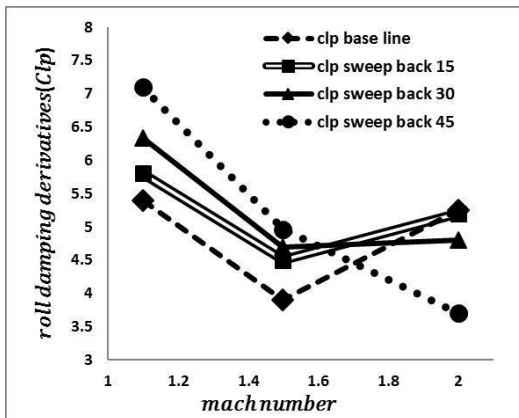


شکل ۲۲. توزیع عدد ماخ در مدل با زاویه عقبگرد ۳۰ در ماخ ۲

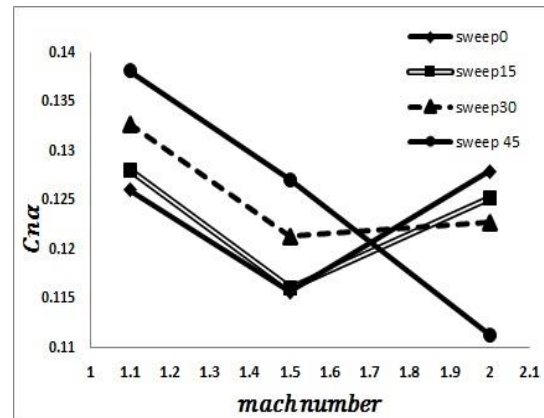
۴-۲. بررسی نیروی عمودی

با توجه به اینکه وجود بالک‌ها جهت ایجاد نیروی عمودی برای تعادل پرنده است، بالکی که بتواند نیروی بیشتری را تولید کند دارای اهمیت است و علاوه بر آن بالک‌ها در یک ماخ بحرانی کاهش ناگهانی در تولید مقدار این نیرو دارند، لذا وقتی پرنده در سرعت مافوق صوت در حال حرکت است، وضعیت تعادل و پایداری آن بسیار مهم بوده و هرچه در برابر تغییر زاویه بالک سریع‌تر نیروی عمودی تولید کنند در واقع پرنده به لحاظ پایداری بهتر عمل کرده است. در شکل ۲۴ مقدار شیب ضریب نیروی عمودی که در واقع نشان‌دهنده عکس‌العمل پرنده به تغییر زاویه است را نشان می‌دهد. در ماخ‌های ۱/۱ و ۱/۵ این عکس‌العمل در بالکی که زاویه عقبگرد بالاتری دارد بهتر است و همانند تولید نیروی محوری مزاحم نیز در ماخ ۲ این روند برعکس می‌شود و هرچه زاویه عقبگرد بیشتر باشد مقدار تولید این نیرو نیز کمتر شده

و حتی در حالتی که بالک زاویه عقبگرد ندارد سریع‌ترین عکس‌العمل را در این ماخ نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، در ماخ ۲ علاوه بر آنکه زاویه عقبگرد تأثیری در بهبود عملکرد بالک مشبک در داشتن عکس‌العمل سریع به تغییر زاویه ندارد، بلکه اثر منفی نیز داشته است، چنان‌که هرچه زاویه عقبگرد در این ماخ بیشتر شده مقدار $C_{n\alpha}$ کمتر شده است و در تمامی حالت‌هایی که زاویه عقبگرد وجود دارد نسبت به بالکی که بدون زاویه عقبگرد است مقدار $C_{n\alpha}$ کمتر است. در واقع همان‌طور که در توزیع عدد ماخ در شکل‌های ۲۰ تا ۲۳ دیده‌شد، هرچه زاویه عقبگرد بیشتر شده است، سلول‌های مجاور روبروی هم قرار گرفته‌اند و موج‌های خروجی هر سلول در تماس با هم قرار گرفته و عبور جریان با مشکل مواجه می‌شود، لذا نیروی عمودی حاصل از تغییر زاویه نیز کمتر می‌شود که همین امر سبب عملکرد ضعیف بالک با زاویه عقبگرد بیشتر در این ماخ می‌شود.



شکل ۲۵. شیب ضریب گشتاور رولینگ مقاوم در مدل‌های با زاویه عقبگرد متفاوت نسبت به عدد ماخ

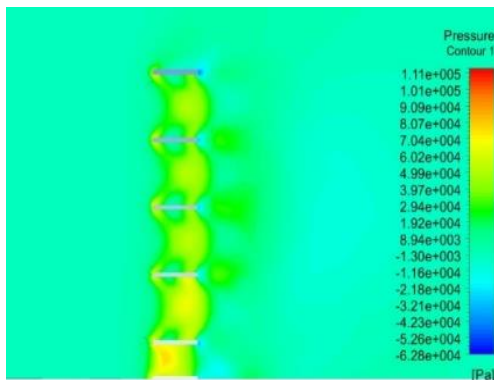


شکل ۲۴. شیب ضریب نیروی عمودی در بالک‌های با زاویه عقبگرد متفاوت در ماخ‌های متفاوت

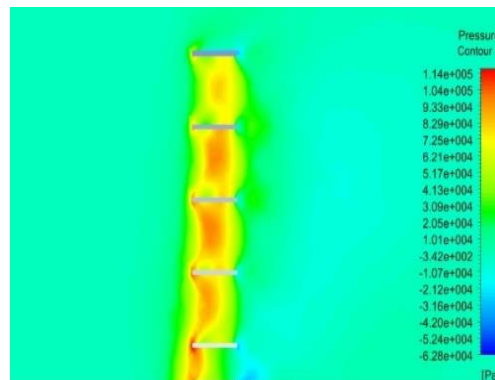
۵. ضریب دینامیکی رول بالک با زوایای عقبگرد متفاوت

در این بخش کل موشک و بالک‌ها مدل و نوسان سینوسی به آن داده می‌شود. شبکه‌بندی و شرایط حل مسئله مانند قبل بوده؛ یعنی دارای $\gamma +$ کوچکتر از ۱، مدل آشفتگی $k - \omega - SST$ در ماخ‌های ۱/۱، ۱/۵ و ۲ در زاویه حمله صفر درجه، دمای ۲۹۵ درجه کلوین و فشار اتمسفر است. وقتی به یک پرنده نوسانی داده می‌شود در واقع آن را از حالت تعادل خارج کرده است؛ لذا در برابر این نوسان، پرنده گشتاور مقاومی ایجاد می‌کند که هرچه بیشتر باشد نشان‌دهنده پایداری و تعادل بیشتر آن است. در شکل ۲۵ شیب ضریب گشتاور چرخشی حول محور X آمده است. هرچه مقدار

شیب این ضریب بیشتر باشد در واقع پرنده عکس‌العمل سریعتری به آن نوسان نشان داده و سعی در دفع آن و رسیدن به تعادل دارد. در ماخ ۱/۱ و ۱/۵ هرچه زاویه عقبگرد بیشتر باشد، پرنده عکس‌العمل سریعتری نشان داده و در ماخ ۲ کاملاً روند تغییر کرده است. با توجه به توزیع فشار در شکل‌های ۲۶ و ۲۷ در بالک با زاویه ۴۵ درجه مقدار فشار در ورودی سلول‌ها و داخل آن نسبت به زاویه ۳۰ درجه کمتر است که نشان‌دهنده کاهش خفگی و مشکل در عبور جریان است که هرچه میزان عبور جریان بیشتر و راحت‌تر باشد، مقدار گشتاوری که برای مقابله با نوسان تولید می‌کند بیشتر است.



شکل ۲۷. توزیع فشار در بالک با زاویه عقبگرد ۴۵ در ماخ ۱/۵



شکل ۲۶. توزیع فشار در بالک با زاویه عقبگرد ۳۰ در ماخ ۱/۵

استاتیکی و دینامیکی رول به ازای زاویه عقبگرد مختلف در ماخ‌های پروازی مافوق صوت بررسی شد. نتایج نشان می‌دهد که در عدد ماخ ۱/۱ عملکرد استاتیکی و دینامیکی بالکی که زاویه عقبگرد بیشتری دارد بهتر است با افزایش عدد ماخ به مقدار ۱/۵ تأثیر زاویه عقبگرد نسبت به حالت قبل کمتر شده و در عدد ماخ ۲ زاویه عقبگرد بالک اثری روی نیروی محوری ندارد و ضریب دینامیکی رول و شیب ضریب عمودی تأثیر معکوس دارد.

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی تأثیر زاویه عقبگرد بالک مشبک بر ضرایب استاتیکی و دینامیکی رول در رژیم جریان مافوق صوت بررسی شد. ابتدا با مدلسازی دو هندسه، که نتایج آزمایشگاهی برای آنها موجود بود مشخص شد، که استفاده از مدل آشفتگی $k - \omega - SST$ با شبکه لایه مرزی مناسب منجر به نتایج عددی با دقت قابل می‌شود. سپس ضرایب

۷. مأخذ

- [1] W. D. Washington, M. S. Miller, Grid fins - a new concept for missile stability and control, AIAA 93-0035, January 1993.
- [2] W. D. Washington, M. S. Miller, Experimental Investigations on GridFin Aerodynamics: A Synopsis of Nine Wind Tunnel and Three Flight Tests, RTO-MP-5AC/323 (AVT) TP/3, November 1998.
- [3] G. M. Simpson, A. J. Sadler, Lattice Controls, A Comparison with Conventional, Planar Fins, RTO-MP-5 AC/323(AVT)TP/3, November 1998.
- [4] G. L. Abate, R. P. Duckerschein, W. Hathaway, Subsonic/Transonic Free-Flight Tests of a Generic Missile with Grid Fins, AIAA Paper 2000-0937, January 2000.
- [5] James DeSpirito, Jubaraj Sahu, Viscous CFD Calculations of Grid Fin Missile Aerodynamics in the Supersonic Flow Regime, 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper No. 2001-0257, Reno, NV, January 2001.
- [6] J. Despirito, M. Vaughn, W. D. Washington, CFD investigation of canard Controlled missile with planar and grid fins in supersonic flow, AIAA Paper 2002-4509, August 2002.
- [7] Yan Zeng, Jinsheng Cai, Marco Debiassi, Tat Loon Chng, Numerical Study on Drag Reduction for Grid-Fin Configurations National University of Singapore, Singapore, Singapore, 2009.
- [8] S. Munawar, Analysis of Grid Fins as Efficient Control Surface in Comparison to Conventional Planar Fins, 27TH International Congress Of The Aeronautical Sciences.
- [9] K. Mohamed Bak, Experimental Investigation And Computational Fluid Dynamics Analysis Of Missile With Grid Fin In Subsonic Flow, Professor, Department of Aeronautical Engineering, Tagore Engineering College, Chennai, 600048.
- [10] James E. Kless, Michael J. Aftosmis, Analysis of Grid Fins for Launch Abort Vehicle Using a Cartesian Euler Solver, Aerospace Engineer, Science and Technology Corporation, Hampton, VA., AIAA Member, Aerospace Engineer, NASA Ames Research Center, CA, AIAA Associate Fellow, 2011.
- [11] M. Nosratollahi, M. Hashem Abadi, Investigation of Fin Span Effect on Performance

- of Missile on its Aerodynamics Analysis, *Journal of Science and Technology*, 2014.
- [12] 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, August – September 2014.
- [13] A. Gholami, M. Mahdi, Numerical Analysis of geometry effects on grid fin's Aerodynamic performance, conference of new findings in aerospace, Tehran 2015
- [14] A. Rahni, M. Mahdi, Numerical Comparision of Grid fin's Aerodynamic Coefficients Versus Planar fin's, International Conferences on Advances Research in Mechanics, Mechatronics and Biomechanics, Tehran, 2015
- [15] M. Mahdi, A. Rahni, A numerical Analysis of Performance of planar and Grid Fins as Stabilizers in Double-stage Aircrafts, *Modares Mechanical Engineering*, 2017.
- [16] H. K. Versteeg, W. Malalasekera, *An Introduction to computational Fluid Dynamics, the finite volume method*, prentice Hall, page. 267.
- [17] Fangjian Wang, Lan Chen APISAT 2014, 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Numerical Prediction of Stability Derivatives for Complex Configurations, China Academy of Aerospace Aerodynamic, Beijing, 100074, China.

پی‌نوشت

-
1. transonic
 2. span
 3. pitching moment
 4. yawing moment
 5. side force
 6. canard
 7. shear stress transport
 8. rolling moment