

مطالعه‌ی عددی و تجربی بال ترکیبی با شبکه‌ی از بالک‌ها در جریان‌های رینولدز پایین

مهیار صادقی ملک‌آبادی (کارشناس ارشد)

افشین بنزاده * (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۴۰۱)
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۶۳-۷۵، (پژوهشی)

هدف از این مقاله، به کارگیری شبکه‌ی از بالک‌ها (بالک شبکه‌ی) به منظور شکستن گردابه‌ها و کاستن شدت آشفستگی در نوک بال به منظور کاهش پسای القایی است. در این پژوهش دو پارامتر کلیدی یعنی زاویه هفتی و زاویه‌ی پس‌گرای بالک‌ها مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. زاویه هفتی بالک، با افزایش فاصله بین گردابه‌های کوچک نوک هر بالک، از هم‌افزایی آنها جلوگیری کرده است. چپش بهینه، چپشی متقارن با زاویه‌ی هفتی 20° درجه برای بالک اول و با شیب کاهشی ثابت تا زاویه‌ی هفتی 20° درجه برای بالک آخر به دست آمده است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای مجموعه بالک‌ها مشاهده می‌شود که پسای القایی کاهش و راندمان آئرو دینامیکی تا حدود 15% افزایش یافته است. پس از آن، زاویه‌ی پس‌گرای مجموعه با کاهش دهانه‌ی بالک‌ها از بالک وسط به سمت لبه‌ی حمله و فرار بال تنظیم شده است. این حالت که چپشی مشابه بال بیضوی دارد افزایش چشمگیری (در حدود 5%) در عملکرد آئرو دینامیکی بال به وجود آورده است.

واژگان کلیدی: بالک شبکه‌ی، پسای القایی، زاویه‌ی هفتی، زاویه‌ی پس‌گرا، رینولدز پایین.

mahyarsadeghi12@yahoo.com
banazadeh@sharif.edu

۱. مقدمه

سالیان زیادی است که تحقیقات گسترده‌ی پیرامون کاهش پسای بال و کاهش مصرف سوخت و افزایش مسافت پرواز صورت گرفته است. حال آن‌که پسای القایی بخش عمده‌ی از پسای بال را به ویژه در اعداد رینولدز پایین تشکیل می‌دهد و جزو مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار در راندمان آئرو دینامیکی هواپیما محسوب می‌شود.^[۱] کاهش پسا، مزیت‌های دیگری چون افزایش ظرفیت حمل بار و سرعت قابل دستیابی بیشتر را نیز در پی دارد.^[۲] پسای القایی، انرژی جنبشی فراهم می‌آورد که ناشی از تمایل جریان به نشت کردن از اطراف بال است. این جریان، حرکتی حلقوی در امتداد پایین دست بال القاء می‌کند، یعنی گردابه‌هایی دنباله‌دار در نوک و انتهای هر بال به وجود می‌آورد. این گردابه‌ها از مشخصه‌های اصلی پسای القایی هستند. از این رو، قدرت پسای القایی به وجود آمده در گرو ابعاد این گردابه‌ها و نیز فاصله‌ی بین آنهاست. همچنین، قدرت پسای القایی با کاهش سرعت افزایش می‌یابد که بیانگر اهمیت پسای القایی در سرعت‌های پایین است.^[۳] پسای القایی در حدود 40% درصد از پسای کل در شرایط پروازی کروز و 80% درصد پسای کل در شرایط برخاست پرنده را شامل می‌شود.^[۴] یکی از راهکارهای مرسوم در کاهش پسای القایی، افزایش نسبت منطری به وسیله افزایش دهانه بال است که اسپیلن^۱ برای اولین بار آن را پیشنهاد داد. افزایش بیش از حد دهانه‌ی بال باعث بروز ضعف‌های

سازه‌ی و محدودیت‌های فرودگاهی همچون، باند فرود و جای پارک هواپیما را به همراه دارد. لذا، برای رفع این محدودیت‌ها از ادواتی به نام بالک در انتهای بال استفاده می‌شود.^[۵، ۶] اولین تحقیقات در مورد استفاده از بالک در سال 1970 توسط ویتکام^۲ صورت گرفته است. طی تحقیقات وی، اگر بالک به درستی طراحی شود، بازده بال را با کاهش پسای القایی افزایش می‌دهد.^[۷، ۸] در زمینه‌ی طراحی بالک، تحقیقات گسترده‌ی در صنایع هواپیماهای مسافربری و حتی بهینه‌سازی گلایدرها صورت گرفته است.^[۹] بالک‌های شبکه‌ی همچنین توانایی کاهش پسای تداخلی و پسای اصطکاکی را دارند و می‌توانند بدون ایجاد اثرات نامطلوب سازه‌ی در جریان‌های رینولدز پایین به خوبی مورد استفاده قرار بگیرند. اساس استفاده از شبکه‌ی از بالک‌ها شکستن گردابه نوک بال به تعداد بیشتری گردابه با قدرت کمتر است.^[۱۰، ۱۱] از جمله پژوهش‌هایی که در گذشته بر روی تأثیر انواع بالک بر عملکرد بال صورت گرفته است عبارت‌اند از: سال 2001 ، اسمیت^۳ و همکاران، در بررسی تجربی خود، قابلیت کاهش پسای القایی توسط مدل چند بالک را بدون افزایش دهانه‌ی بال آزمایش کردند و نشان دادند که استفاده از این سازوکار، راندمان عملکردی را 15% الی 30% درصد بهبود می‌بخشد. آنها از ایرفویل ناکا 0012 برای بال مرجع و تعدادی صفحه‌ی صاف به عنوان بالک و در زوایای هفتی^۴ گوناگون استفاده کردند. آزمایش‌ها در بازه‌ی اعداد رینولدز 160 تا 300 هزار انجام شد. در این پژوهش از دستگاه بالانس برای سنجش نیروهای برآ و پسا و همچنین از لیزر برای آشکارسازی گردابه‌های ایجاد شده در سر بال استفاده شده است. آنها مشاهده کردند که بال

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱۱/۲۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۲/۱۸، پذیرش ۱۴۰۱/۳/۱۴.

DOI:10.24200/J40.2022.59894.1631

که راندمان عملکردی برای هریک از بالک‌ها به ترتیب برای الگوهای مورب، ترکیبی و شکاف‌دار نسبت به بال معیار افزایش یافته است.^[۱] در سال ۲۰۲۰، نادری‌نژاد و همکاران بررسی عددی تأثیر سه نوع بالک مختلف بر عملکرد آئروپنایمیک جریان در عدد رینولدز پایین را بررسی کردند. آنها مشاهده کردند که برای بالک‌های ترکیبی و پره‌یی، به طور میانگین عملکرد آئروپنایمیک نسبت به بال بدون بالک ۱۰ درصد افزایش داشته و همچنین، بالک تک‌شاخه تأثیر به‌سزایی بر کاهش قدرت هسته‌ی مرکزی گردابه‌ها دارد.^[۲] در سال ۲۰۲۱، دشیپنده^۳ و همکاران، تأثیر بالک‌ها بر روی عملکرد آئروپنایمیک یک پهنپاد را با انجام آزمون تونل باد و پرواز واقعی در اعداد رینولدز کمتر از ۲۰۰ هزار بررسی کردند. آنها برای درک مشخصه‌های میدان جریان نوک بال از روش سرعت‌سنجی تصویر ذرات استریوسکوپي^۴ با وجود بالک استفاده کردند. همچنین، با انجام آزمون نیرویی نشان دادند که نسبت برآ به پسا ۱۰ تا ۱۲ درصد نسبت به حالت بال بدون بالک افزایش یافته و نیز در حالت پرواز واقعی ۱۵ درصد بهبود عملکردی داشته است.^[۳] در این پژوهش سعی خواهد شد با استفاده از رویکرد عددی و تجربی گونه‌ی خاصی از خانواده‌ی بالک‌ها با نام «بالک شبکه‌یی» مورد تحقیق قرار گیرد و تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین بررسی شود. هدف از این پژوهش شناخت سازوکار شبکه‌یی از بالک‌ها و مشاهده‌ی کاهش قابل ملاحظه‌ی پسای القایی است که به واسطه‌ی گسسته شدن گردابه‌های بزرگ نوک بال و تولید گردابه‌های ضعیف‌تر انجام می‌شود.

۲. تشریح مسئله

در این پژوهش، تمرکز روی شبکه‌یی از بالک‌ها و بررسی تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین است که اساساً از نوک بال پرنده‌گانی نظیر عقاب اقتباس شده است. هندسه‌ی این نوع بالک به صورت مجموعه‌یی از بال‌های بسیار نازک و کوچک و غالباً دارای ایرفویل متقارن است. برای طراحی هندسه‌ی اولیه از نظریه‌ی خط برآزای پراتل و روابط ارائه شده توسط فیلیپس و همکاران^[۴] استفاده شده است. در این پژوهش، از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برای مقطع بالک و ایرفویل ناکا ۲۴۱۲ برای مقطع بال با مشخصات هندسی مندرج در جدول ۱ استفاده شده است. همچنین پارامترهای تأثیرگذار در چپش بالک‌ها نیز مورد توجه قرار گرفته است. میزان تأثیر تغییرات پارامتر مورد نظر بر پسای القایی یا همان حساسیت‌سنجی نیز بررسی شده و با توجه به نتایج ارائه شده توسط مطالعات کنس و همکاران^[۵]، مورد ارزیابی قرار گرفته است. در ادامه با توجه به نتایج لی و همکاران^[۶]، محدوده‌ی وسیع و بهینه برای زاویه‌ی هفتی مورد تحلیل قرار گرفته است. در ادامه حالات مختلف چپش بالک از نظر زاویه‌ی پس‌گرا و زاویه‌ی هفتی در جدول ۲ نشان داده شده است.

چنان‌که مشاهده می‌شود، نسبت باریک‌شوندگی همیشه برابر با ۳۵۷/۰ و بیشینه زاویه‌ی چپش در نوک هر بالک برابر با ۴/۱۰۴ درجه است.

جدول ۱. مشخصات هندسه بال مرجع.^[۲۵]

ایرفویل (ایرفویل)	ناکا ۲۴۱۲
طول دهانه‌ی بال	۱۰۰ cm
طول وتر مقطع بال	۱۰ cm
نسبت منطری	۱۰

همراه با بالک نسبت به بال مرجع باعث بهبود شیب منحنی برآ و مقدار برآ می‌شود. همچنین، با افزایش زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، گردابه اصلی گسسته شده و به گردابه‌های کوچک‌تر تقسیم می‌شود که خود منجر به تضعیف اثر فروزش می‌شود. در پژوهشی دیگر، لاروج^۵ و همکاران در مطالعه‌ی تجربی خود از آرایش‌های مختلف بالک بر روی بال استفاده کردند. در ابتدا با استفاده از الگوی خطی پراتل - مانک^۶ نشان دادند که پسای القایی تا حدود ۵۰ درصد نیز کاهش می‌یابد.^[۷] اما، در پژوهشی دیگر با استفاده از رویکرد تجربی، مشاهده کردند که استفاده از بالک‌های شبکه‌یی (دست‌کم از دو بالک موازی و در راستای مورب^۷) پسای القایی را نسبت به الگوی پراتل - مانک کمتر می‌کند.^[۸] در سال ۲۰۰۵، کاتالونا^۸ نشان داد گردابه‌های نوک بال را با استفاده از اجزای کوچک آئروپنایمیک و نیز تغییر جهت جریان آن، می‌توان به گردابه‌های کوچک‌تر تبدیل کرد و باعث کاهش چشمگیر پسای القایی می‌شود.^[۹] زیمر^۹ با بهینه‌سازی آئروپنایمیک بالدر سرعت‌های مادون صوت و تأثیر طراحی بالک‌ها در بال‌های صفحه‌یی و غیرصفحه‌یی توسط رویکرد نظری و تجربی نشان داد که پسا کاهش می‌یابد و راندمان آئروپنایمیک نیز بهینه می‌شود.^[۱۰] در سال ۲۰۰۸، نیکولوسی^{۱۰} و همکاران، با طراحی چندین شبکه‌یی از بالک‌ها و استفاده از پتل متد و نصب آن روی یک بال بیضوی^{۱۱}، افزایش عملکرد بال با شبکه‌یی از بالک‌ها و انواع دیگر بالک را مورد بررسی قرار دادند.^[۱۱] در سال ۲۰۱۲، بنزاده و همکاران، با استفاده از نصب شبکه‌یی از بالک‌ها روی یک بال مستطیلی بدون زاویه‌ی پس‌گرا^{۱۲} با ایرفویل FX۷۶mp۱۶۰ و تحلیل عددی آن در جریان رینولدز ۷۶۰۰ میلیون، نشان دادند که نسبت برآ به پسای بال حدود ۱۴٪ و ضریب اسوالد بال حدود ۲۴٪ افزایش و بهبود یافته است.^[۱۲] همچنین، در سال ۲۰۱۴، نادری و همکاران با تحقیق تجربی بر روی تأثیر تعداد بالک و شیوه چپش آنها از لبه حمله تا لبه‌ی فرار بال مرجع، توانستند نسبت برآ به پسای بال در رینولدز و زاویه‌ی حمله طراحی را تا حدود ۴۰٪ بهبود بخشند.^[۱۳] در جدیدترین پژوهش‌ها، در سال ۲۰۱۷، آرا^{۱۳} و همکاران، مطالعه‌ی عملکردی بالک‌های یک بال مخروطی را به صورت تجربی بررسی و از دو الگوی بال مخروطی با لبه‌ی فرار منحنی شکل با بالک (تک و دوتایی) و بدون آن استفاده کرده‌اند. بررسی آنها نشان می‌دهد که در هر دو حالت بالک‌دار، درگ القایی کاهش پیدا می‌کند و در حالتی که دو بالک وجود دارد، عملکرد بهتری ارائه می‌شود.^[۱۴] همچنین، هلال^{۱۴} و همکاران تأثیر بالک‌های چنگکی^{۱۵} را بر روی بال مستطیلی به صورت سه‌بعدی و به کمک روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی بررسی کردند. هدف آنها نیز محاسبه و تخمین مشخصه‌های آئروپنایمیک بال مستطیلی بوده است. در این پژوهش بالک‌های چنگکی در زوایای حمله مختلف و نسبت‌های باریک‌شوندگی^{۱۶} مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج آنها نشان داد که بال همراه با بالک راندمان آئروپنایمیک را حدوداً ۵ تا ۱۰ درصد نسبت به بال بدون بالک افزایش می‌دهد. همچنین، وابستگی زاویه‌ی حمله را در مراحل مختلف پروازی نشان دادند و بیان کردند که بهترین عملکرد در زاویه‌ی حمله ۴ درجه اتفاق می‌افتد.^[۱۷] در سال ۲۰۱۹، آرا و همکاران، مشخصه‌های آئروپنایمیک ناکا ۴۴۱۲ همراه با بالک را به صورت تجربی بررسی کردند. آنها نیز مشاهده کردند که عملکرد آئروپنایمیک به طور چشمگیری بهبود یافته است.^[۱۸] در سال ۲۰۲۰، چنگ^{۱۷} و همکاران، بررسی تجربی روی ساختارها و پسای القایی گردابه‌های نوک بال برای آرایش‌های مختلف بالک‌ها را انجام دادند. آرایش‌های مختلف آنها شامل بال پایه (بدون بالک)، بالک ترکیبی^{۱۸}، بالک چنگکی (مورب) و بالک شکاف‌دار^{۱۹} است. آنها نشان دادند که گردابه‌ی به وجود آمده برای بال بالک‌دار در مقایسه با بال پایه به صورت منسجم شروع به چرخش می‌کند که این چرخش برای مدل شکاف‌دار پیشترین و برای مدل مورب کمترین است. همچنین، آنها مشاهده کردند

جدول ۲. چینش های پیشنهادی بالک شبکه‌یی.

مقدار	پارامتر
۰/۳۵۷	نسبت باریک‌شوندگی (TR)
۳۸/۶۵	نسبت منظری (AR)
۰/۲۱۰۵۲	نسبت برآ ایرفویل
۴/۱۰۴	بیشینه زاویه توتیست (درجه)
$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - (\frac{z}{b})^2}}{1 - (1 - TR) \frac{z}{b}}$	توزیع زاویه توتیست نرمال شده
۰، ۲۰، ۴۰	زاویه سوئیت بالک شبکه‌یی (درجه)
$C_1 = 0, 0, 0, 0, 0$	زاویه بالک شبکه‌یی (درجه)
$C_2 = -20, -5, 10, 25, 40$	
$C_3 = -20, -10, 0, 10, 20$	
$C_4 = -20, -15, -10, -5, 0$	



۳. رویکردها و روش‌ها

در این بخش به رویکرد نظری، تجربی، روش حل عددی و اعتبارسنجی تحلیل‌ها می‌پردازیم.

۱.۳. رویکرد نظری

معادلات حاکم برای الگوسازی عددی، معادلات دیفرانسیل غیرخطی، شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی هستند.

• معادله‌ی بقای جرم

نرخ زمانی تغییر جرم در یک حجم کنترلی از جمع جرم جریان ورودی به حجم کنترلی و نرخ تولید جرم در داخل حجم کنترلی به دست می‌آید. در حالت حدی و زمانی که حجم کنترلی بی‌نهایت کوچک شود داریم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (۱)$$

در این معادلات، ρ چگالی سیال، t زمان، x_j مختصات مکانی در راستای x, y, z و u_j سرعت حرکت سیال در راستای مختصات مکانی است. رابطه‌ی ۱ در واقع رابطه‌ی بقای جرم برای سیال تراکم‌پذیر است. ترم اول رابطه نشان‌دهنده‌ی نرخ تغییر چگالی سیال در زمان و ترم دوم نشان‌دهنده‌ی گرادیان جرم در راستای سه مختصه مکانی است. این معادله در واقع فرم دیفرانسیلی معادله‌ی بقای پیوستگی است. در حل عددی از فرض جریان تراکم‌ناپذیر استفاده شده است. بدون ترم ایجاد چشمه، معادله‌ی ۱ چنین ساده می‌شود:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (۲)$$

• معادله‌ی بقای مومنتوم

معادله‌ی بقای مومنتوم سه‌بعدی در راستای مختصات مکانی در رابطه‌ی ۳ نشان داده شده است. این رابطه با مساوی قرار دادن نرخ تغییرات مومنتوم در یک راستای

مکانی مشخص با جمع نیروهای وارد بر ذره در آن جهت خاص به اضافه نیروی جاذبه وارد به ذره و نیروهای خارجی به دست می‌آید.

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g + F_i \quad (۳)$$

در رابطه‌ی ۳، ρ فشار، τ_{ij} نیروی سطحی، g_i شتاب جاذبه و F_i نیروهای خارجی هستند.

• معادلات حاکم بر پسای القایی

گردابه‌های پراکنده شده از لبه‌ی فرار برای یک بال صفحه‌یی به میزان برآ بستگی دارند و نیروی پسا زمانی که توزیع برآ به صورت بیضوی باشد، کمینه خواهد بود. پسای کمینه به صورت زیر تعریف می‌شود.^[۲]

$$D_{i.min} = \frac{L^2}{\pi q b^2} \quad (۴)$$

بال‌هایی که دارای توزیع غیربیضوی برآ هستند پسای بیشتری خواهند داشت و ضریب پسای القایی در محاسبه پسا به صورت زیر لحاظ خواهد شد:

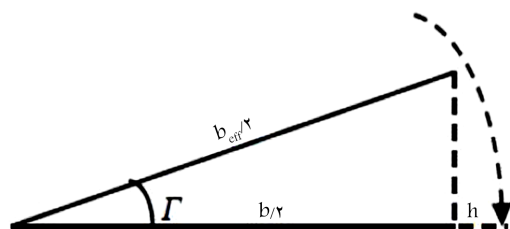
$$D_{i.min} = \frac{k L^2}{\pi q b^2} \quad (۵)$$

باید توجه داشت که مقدار ضریب k ، برای توزیع بیضوی برآ برابر یک بوده، اما مقدار آن برای توزیع برآی غیربیضوی بیشتر از یک خواهد بود.^[۲]

پسای کلی یک بال نیز به صورت مجموع پسای پروفیل و پسای القایی محاسبه می‌شود. با استفاده از مدل فون‌مایسس می‌توان این دو نوع نیروی پسا را به صورت جداگانه بررسی کرد. با توجه به معادله‌ی توزیع پسا و ثابت در نظر گرفتن پسای پروفیل، اگر مشتق پسا نسبت به مجذور برآ محاسبه شود، ضریب پسای القایی به عنوان فاکتوری از میزان تغییرات پسای القایی به دست خواهد آمد.^[۲]

$$D = D_{pr} + \frac{k L^2}{\pi q b^2} \quad (۶)$$

$$k = \pi q b^2 (dD/dL^2) \quad (۷)$$



شکل ۲. بال با زاویه‌ی هفتی. [۲۸]

با توجه به شکل ۲، می‌توان مشابه تأثیر هندسه بالک، تأثیر زاویه‌ی هفتی را بر ضریب بازده دهانه بال بررسی کرد. [۲۶]

$$\frac{b}{\gamma} = \frac{b_{eff}}{\gamma} \cos \Gamma \quad (15)$$

$$\frac{b_{eff}}{b} = \frac{1}{\cos \Gamma} \quad (16)$$

$$e_{\Gamma} = \frac{1}{\cos^2 \Gamma} e \quad (17)$$

بنابراین مطابق با رابطه‌ی ۱۷، با افزایش زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، می‌توان ضریب بازده دهانه‌ی آنها را افزایش داده و پسای القایی هریک را کاهش داد. یکی از مزایای اصلی زاویه‌ی هفتی، تأثیر آن بر افزایش ضریب بازده دهانه‌ی بال برای بالک اول بوده که با توجه به محدودیت عدم تغییر طولی آن، می‌تواند راه حل مناسبی برای کاهش پسای بالک اول باشد. علاوه بر زاویه‌ی هفتی، زاویه‌ی پیش‌بالک نیز می‌تواند در کاهش میزان پسای القایی کل بال تأثیرگذار باشد. با استفاده از معادله‌ی گردش حول بال و نظریه‌ی خط برآزای پراوتل، طبق معادله‌ی زیر، می‌توان مقدار بهینه زاویه‌ی پیش‌بالک را به صورت نظری محاسبه کرد.

$$\frac{\gamma \Gamma(z)}{V_{\infty} c(z)} + \frac{\widetilde{C_{L,\alpha}}}{4\pi V_{\infty}} \int_{\gamma=-\frac{b}{\gamma}}^{\frac{b}{\gamma}} \frac{1}{z-\gamma} \left(\frac{d\Gamma}{dz} \right)_{z=\gamma} d\gamma = \widetilde{C_{L,\alpha}} [\alpha(z) - \alpha_{L,0}(z)] \quad (18)$$

با توجه به معادله‌ی حاکم بر جریان و همچنین حل ارائه شده توسط فیلیپس [۲۳]، مقدار تابع ضریب پسای القایی برحسب مقدار پیش‌بال عبارت خواهد بود از:

$$CD_i = \frac{C_L^2 \left(1 + K_D - K_{DL} C_{L,\alpha} \Omega + K_{D\Omega} (C_{L,\alpha} \Omega)^2 \right)}{\pi AR} \quad (19)$$

که در این رابطه، Ω بیشترین میزان پیش‌بال در طول بال است. با توجه به معادله‌ی حاصل، مقدار بهینه Ω برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی برابر است با [۲۳]:

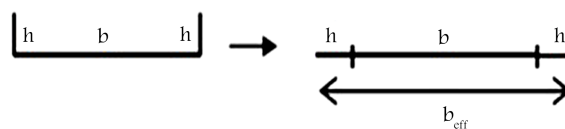
$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{z}{b} \right)^2}}{\frac{c(z)}{C_{root}}} \quad (20)$$

برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی (TR)، توزیع بهینه پیش‌بال عبارت خواهد بود از [۲۴]:

$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{z}{b} \right)^2}}{1 - (1 - TR) \left| \frac{z}{b} \right|} \quad (21)$$

برای بال با نسبت باریک‌شوندگی خطی (TR)، توزیع بهینه پیش‌بال به صورت معادله‌ی ۲۲ خواهد بود. [۲۸]

$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{z}{b} \right)^2}}{1 - (1 - TR) \left| \frac{z}{b} \right|} \quad (22)$$



شکل ۱. هندسه‌ی بال همراه با بالک. [۲۷]

با استفاده از قضیه کوتا - جوكوفسكى، می‌توان ضریب پسای القایی بال را توسط پارامترهای اصلی بال به صورت زیر تعیین کرد.

$$CD_i = \frac{CL^2}{\pi e AR} \quad (8)$$

که e در آن نسبت اسوالد یا ضریب بازده دهانه بال نامیده می‌شود. [۲]

• بررسی پارامترهای تأثیرگذار در طراحی بالک شبکه‌یی

در این بخش به بررسی دقیق‌تر تأثیر پارامترهایی چون بالک و زاویه‌ی هفتی بر ضریب دهانه بال پرداخته خواهد شد. در بال بالک‌دار، ضریب بازده دهانه بال متناسب با هندسه بالک تغییر می‌کند. مطابق با شکل ۱، روابط حاکم بر بال معادله در رابطه‌ی ۹ ارائه شده است. [۲۷]

$$\frac{b_{eff}}{b} = 1 + \gamma \frac{h}{b} \quad (9)$$

$$CD_{iWL} = \frac{CL^2}{\pi A_{eff} e} = \frac{CL^2}{\pi AR e_{WL}} \quad (10)$$

$$e_{WL} = \left(\frac{b_{eff}}{b} \right)^2 e \quad (11)$$

همان‌طور که مشخص است، با افزایش نسبت b_{eff}/b ، مقدار نهایی ضریب دهانه بال افزایش یافته و میزان پسای القایی کاهش خواهد یافت؛ اما بایستی میزان کاهش نیروی برآ نیز در این رابطه مدنظر قرار گیرد. حال می‌توان با در نظر گرفتن مقدار ثابتی برای ضریب برآ، به بررسی پارامتر بالک پرداخت. [۲۷]

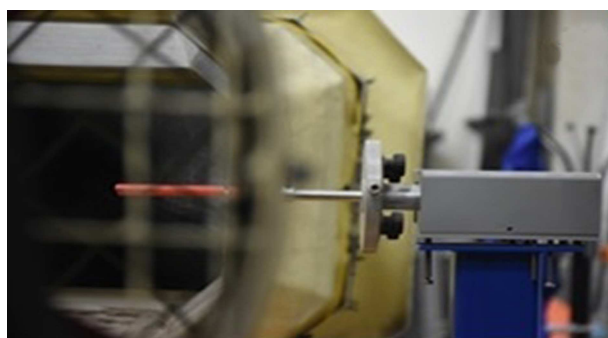
$$CL = \pi AR A_1 = Constant \quad (12)$$

$$AR = \frac{b^2}{s} = Constant \quad (13)$$

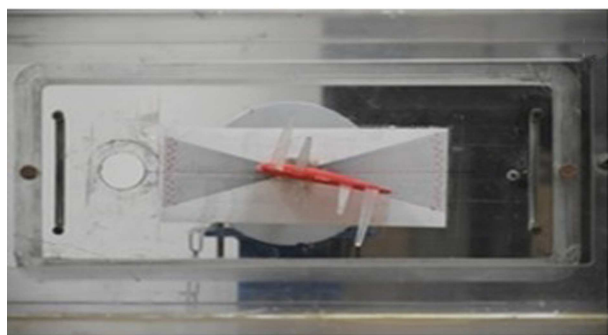
با توجه به این که برای امکان مقایسه‌ی تغییرات ایرودینامیک بال پس از استفاده از بالک، بایستی طول دهانه بال ثابت باشد، بنابراین خواهیم داشت:

$$b_{eff} = Constant \quad (14)$$

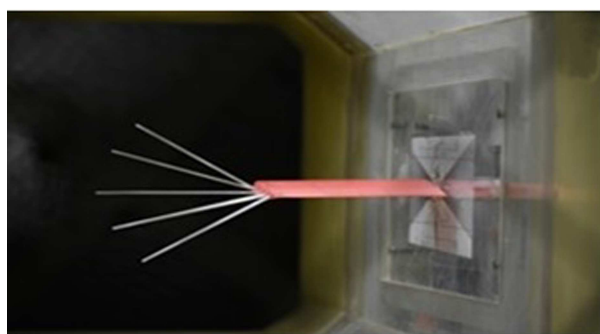
از طرفی مقدار b نیز باید بدون تغییر باقی بماند زیرا بر روی میزان نیروی برآ تأثیر خواهد داشت؛ بنابراین پارامتر قابل بررسی از نظر هندسی، تنها طول بالک‌های دوم به بعد خواهد بود، زیرا طول بالک اول باید برای تأمین طول دهانه‌ی بال یکسان، ثابت در نظر گرفته شود. حال هرچه طول بالک‌های دوم به بعد کمتر باشد، با توجه به کاهش مساحت مؤثر بال، نسبت منطقی افزایش یافته و باعث کاهش پسای القایی خواهد شد؛ بنابراین تغییرات طول بالک‌ها بایستی به نحوی باشد که باعث افزایش نسبت منطقی کل شود. در ادامه، به بررسی تأثیر زاویه‌ی هفتی بالک و اثر آن بر پسای القایی پرداخته می‌شود.



الف) نحوه ی قرارگیری مدل و اتصال به بالانس؛



ب) نمای عمودی بال همراه با بالک بیضوی؛



ج) نمای از پشت بال همراه با بالک بیضوی.

شکل ۴. مجموعه تنظیمات آزمون بالانس نیرویی.

است بهره‌گیری شده است. این مدل علیرغم دقت بالا برای کاربردهای هوافضایی و آئرونامیکی، مدلی کم‌هزینه بوده و برای شبیه‌سازی‌های متعدد مورد نظر در این پژوهش مناسب است. همچنین، این مدل در صورت اصلی خود به طور مؤثر مدلی با عدد رینولدز پایین است که مستلزم حل صحیح ناحیه‌یی از لایه‌ی مرزی است که تحت تأثیر لزجت قرار دارد. در مطالعات صورت گرفته، مشاهده شده که با این مدل نظیر سایر روش‌های عددی الگوسازی جریان آشفته، می‌توان نتایج نزدیکتری به نتایج آزمایشگاهی در محاسبه نیروی برا، پسا و توزیع فشار به دست آورد و به طور کمی تخمین‌های خوبی از مشخصه‌های واماندگی در زوایای حمله بالا به دست می‌دهد. با توجه به تحقیقات صورت گرفته برای بالک شبکه‌یی، این مدل آشفتگی بیشترین تطابق نتایج حل عددی و تونل باد را داشته و با توجه به نیاز این پروژه به انجام آزمایش‌های تونل باد، این مدل انتخاب شده است. در این مدل آشفتگی، گرانیوی^{۲۴} (μT) به صورت معادله‌یی از گرانیوی گردابه‌یی (v_T) و مقدار میانگین آن و همچنین یک معادله‌ی دمپینگ ($f v_1$) مطابق معادله‌ی ۲۶ معرفی شده است.



شکل ۳. قرارگیری مدل در محفظه‌ی آزمون تونل باد.

مقادیر پارامترهای K_{DL} و $K_{D\Omega}$ به ترتیب برابر است با:

$$K_{DL} = \frac{\pi \widetilde{C_{L\alpha}}}{(\gamma + TR) C_{L\alpha}} K_D \quad (23)$$

$$K_{D\Omega} = \left[\frac{\pi C_{L,\alpha}}{2(\gamma + TR) C_{L\alpha}} \right]^2 K_D \quad (24)$$

در نهایت با توجه به روابط موجود مقدار بهینه بیشترین پیچش برحسب ضریب برآ برابر است با:^[۲۸]

$$\Omega_{opt} = \left[\frac{2(\gamma + TR)}{\pi C_{L\alpha}} \right] C_L \quad (25)$$

۲.۳. رویکرد تجربی

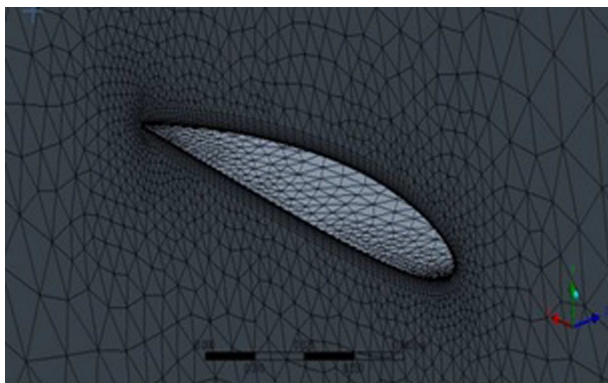
در این تحقیق مطابق با شکل ۳، آزمایش‌های تجربی در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه صنعتی شریف با ابعاد محفظه‌ی آزمون 30×30 سانتی‌متر مربع و در شرایط زوایای حمله $0^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ و 14° درجه و سرعت 20 متر بر ثانیه صورت گرفته است. ساخت مدل توسط چاپگر سه‌بعدی انجام شده و برای بهبود در نتایج استخراجی و هماهنگ شدن هندسه با فرایند آزمایش‌ها، در قسمت ریشه‌ی بال، وزن و تراکم بیشتر در نظر گرفته شده است تا در هنگام آزمایش به صلب‌تر شدن و پایداری المان بال کمک کند. همچنین، سوراخ ایجاد شده در ایرفویل تا نزدیکی نوک بال ادامه می‌یابد تا هنگامی که میله‌ی نگهدارنده درون آن قرار می‌گیرد، باعث لرزش کمتر در سازه شود. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، به منظور اعتبارسنجی برای حل عددی انجام شده، آزمون بالانس نیرویی در زوایای نام برده در بالا برای پیکربندی‌های بال مرجع و همراه با بالک بیضوی انجام شده است.

۳.۳. رویکرد عددی

در رویکرد عددی و تحلیل نتایج از نرم‌افزارهای انسیس فلوئنت و xflr5 استفاده شده است. در ادامه، نحوه‌ی الگوسازی هریک شرح داده می‌شود.

• روند شبیه‌سازی در انسیس فلوئنت

برای حل عددی معادلات حاکم بر جریان، از نرم‌افزار تجاری انسیس - فلوئنت و روش حجم محدود با مشخصات شیوه‌ی سیمیل^{۲۲}، حلگر فشار مینا، شدت آشفتگی ۵ درصد، دقت گسسته‌سازی مرتبه دو برای فشار و مومنتوم و داده‌های ورودی به عنوان مرجع محاسباتی استفاده می‌شود. برای شبیه‌سازی شبکه‌یی از بالک‌ها از مدل توربولانسی اسپالارت آلماراس^{۲۳}، که دارای یک معادله‌ی آشفتگی



شکل ۶. شبکه محاسباتی حول بال (دید از طرف شرط مرزی صفحه تقارن).



شکل ۷. الگوی بالک در چیش زاویه‌ی هفتی C^3 و $Sweep=0^\circ$ در نرم‌افزار XFLR5.

نظر حجم و تعداد سلول مورد ارزیابی قرار داد. برای این کار، با توجه به پارامترهای مختلف در تعیین تعداد سلول نهایی ناحیه‌ی سیالاتی، سه حالت مختلف ارائه شده است. تعداد سلول‌های ارائه شده در هر حالت نسبت به حالت قبلی به صورت تقریبی 10% افزایش داشته است. تعداد سلول‌ها در هر حالت از شبکه محاسباتی به ترتیب 1407369 ، 3363893 و 6958312 است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی، اختلاف نتایج حاصل برای ضرایب برآ و پسا بال کمتر از 5% بوده و به همین دلیل، شبکه‌ی محاسباتی دوم برای بقیه‌ی حالات به عنوان شبکه‌ی پایه انتخاب شده است. باید توجه داشت که با توجه به تغییر هندسه در چیش‌های مختلف بالک امکان تغییر تعداد سلول‌ها وجود داشته اما در نهایت تأثیر چندانی در صحت نتایج نخواهد داشت. نتایج حاصل از بررسی استقلال شبکه در جدول ۵ آورده شده است (به عنوان نمونه ضریب برآ و پسا در حالت دوم به ترتیب 0.2811076 و 0.057219 به دست آمده است).

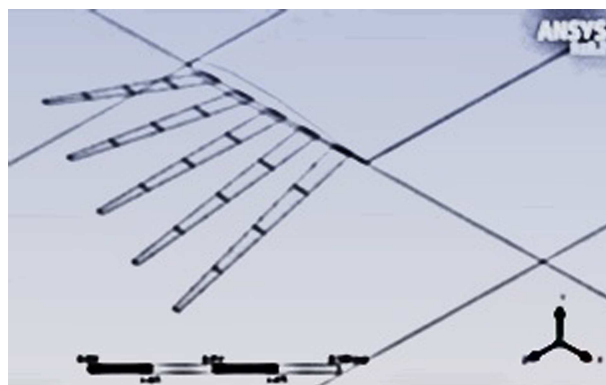
• روند شبیه‌سازی در نرم‌افزار XFLR5

در ابتدا هندسه‌های پیشنهادی در این نرم‌افزار مطابق با شکل ۷ طراحی شده و سپس متناسب با شرایط جریان مورد نظر، شبیه‌سازی مقدماتی صورت گرفته است. شایان ذکر است که از نرم‌افزار XFLR5 تنها به منظور برآورد اولیه و تخمین مناسبی از ضریب برآ مورد استفاده قرار گرفته است.

همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود بال مورد نظر شبکه‌بندی شده است. به علت دقت بالای مورد نیاز در تحلیل بالک‌ها و بررسی پارامترهای تأثیرگذار بر ضرایب آئروپنایمیک از بیشترین حالت ممکن در تعداد شبکه در نرم‌افزار XFLR5 استفاده شده است.

جدول ۳. پارامترهای الگوسازی آشفتگی اسپالارت آلماراس.

K	0.41°
C_{b1}	0.1355°
C_{b2}	0.622°
C_{v1}	$7/1$
C_{w1}	$\frac{C_{b1}}{K^2} + \frac{1+C_{b2}}{\sigma_v T}$
C_{w2}	0.3°
C_{w3}	2
prandtl Number	0.667°



شکل ۵. بالک شبیه‌سازی شده در آرایش C^3 ، $Sweep=0^\circ$.

جدول ۴. نوع و مقدار شرایط مرزی شبکه محاسباتی.

مقدار	نوع	شرط مرزی
$1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 8^\circ$ m/s	Velocity inlet	ورودی سرعت
-	Symmetry	صفحه تقارن
$^\circ$ (Pa)	Pressure outlet	خروجی فشار
-	Wall	بال
101325 (Pa)	-	شرایط عملیاتی

$$\mu_T = \rho \nu_T = \rho \bar{v} f \nu(X) \quad (26)$$

در معادله‌ی بالا، عبارت دمینگ، به صورت رابطه‌ی بر اساس نسبت گرانروی گردابه‌ی $(X = \frac{\bar{v}}{\nu})$ است که در معادله‌ی ۲۷ آورده شده است.

$$f \nu(X) = \frac{X^2}{X^2 + C_{v1}^2} \quad (27)$$

در این پژوهش، از ضرایب مدل آشفتگی ارائه شده در جدول ۳ برای شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. انتخاب این ضرایب بر اساس برخی پارامترهای پیش‌فرض نرم‌افزار انسیس و همچنین تحقیقات عددی صورت گرفته برای شبیه‌سازی انواع بالک‌های شبکه‌ی است.

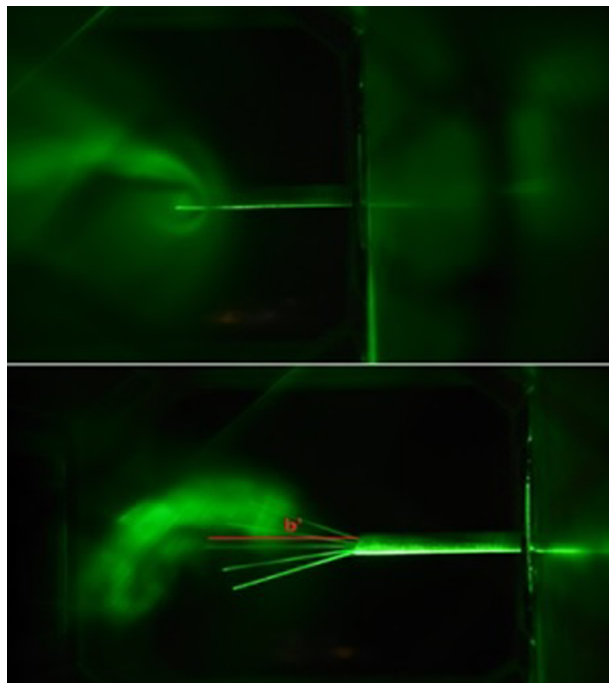
در ادامه، ناحیه‌ی سیالاتی و همچنین بال همراه با بالک شبیه‌سازی شده در حالت آرایش نوع سوم در شکل ۵ نشان داده شده است. همچنین، نوع هر یک از شرایط مرزی در جدول ۴ ارائه شده است.

• استقلال از شبکه

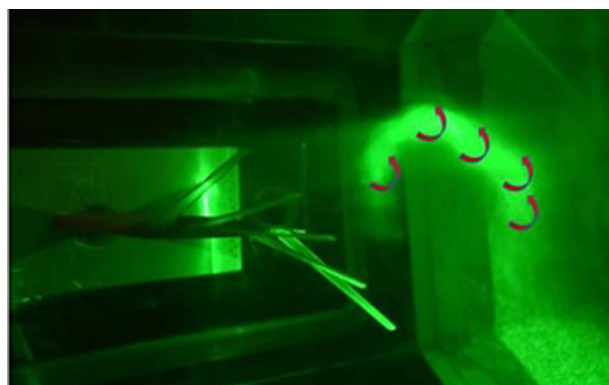
در این پژوهش شبکه محاسباتی حول بال مطابق با شکل ۶ در نظر گرفته شده است. در یک تحلیل عددی سیالاتی یک مدل، باید شبکه‌ی محاسباتی مورد نظر را از

جدول ۵. استقلال از شبکه.

حالت شبکه	تعداد سلول	C_L	C_D	$\% \Delta C_L$	$\% \Delta C_D$
حالت ۱	۱۴۰۷۳۶۹	۰/۶۳۵۷۴	۰/۰۴۴۲۰۱	-	-
حالت ۲	۳۳۶۳۸۹۳	۰/۷۰۲۸۱	۰/۰۵۰۷۲۲	۱۰/۵۴۹	۱۴/۷۵۱
حالت ۳	۶۹۵۸۳۱۲	۰/۷۲۷۷۴	۰/۰۵۵۶۹۵	۳/۵۴۷۵	۴/۶۳۵۰

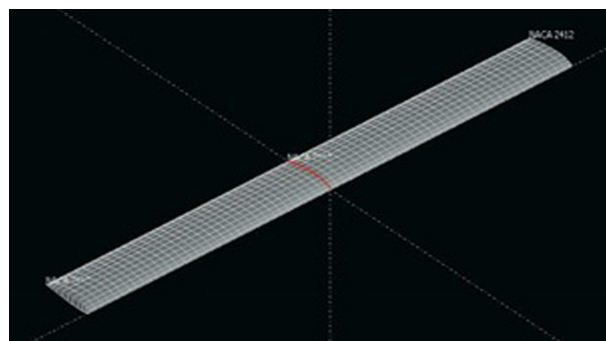


شکل ۹. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال بدون بالک و همراه با بالک.



شکل ۱۰. آزمون آشکارسازی دود از نمای کنار تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه‌ی هفتی بهینه.

برای توزیع زاویه‌ی هفتی بالک‌ها در نظر گرفته شده است. در حالت C_1 ، زاویه‌ی هفتی تمامی بالک‌ها صفر درجه است. در حالت‌های C_2 ، C_3 ، C_4 مقدار کمی زاویه‌ی هفتی 2° درجه انتخاب شده و در هر حالت با شبیه‌سازی متفاوت این زاویه برای بالک‌های دیگر افزایش خواهد یافت. با توجه به وابستگی بیش از حد ضریب برآ به میزان سطح بال مورد نظر و نسبت منظری آن در رژیم جریان رینولدز پایین، طول بال مرجع در طی پژوهش ثابت در نظر گرفته شده و چپش‌های مختلف بالک برای نصب در نوک بال به آن اضافه شده است. با افزایش زاویه‌ی هفتی



شکل ۸. شبکه‌بندی بال مرجع در نرم‌افزار XFLR۵.

مطابق شکل ۸، وتر بال به ۱۲ قسمت و دهانه بال به ۳۵ قسمت تقسیم شده است. فاصله‌ی قسمت‌ها از یکدیگر به صورت توزیع کسینوسی بوده و تراکم سلول‌ها در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار بیشتر است. برای هر بالک نیز همین تعداد سلول در نظر گرفته شده است. برای شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار XFLR۵ روش‌های متفاوتی وجود دارد که شامل LLM^{۲۵}، VLM^{۲۶}، VLM^{۲۷} و Panel Method است. پس از شبیه‌سازی اولیه، نتایج حاصل از روش VLM^{۲۷} بیشترین تطابق را با حل عددی در نرم‌افزار انسیس داشته و به همین علت در تمامی شبیه‌سازی‌ها از این روش استفاده شده است.

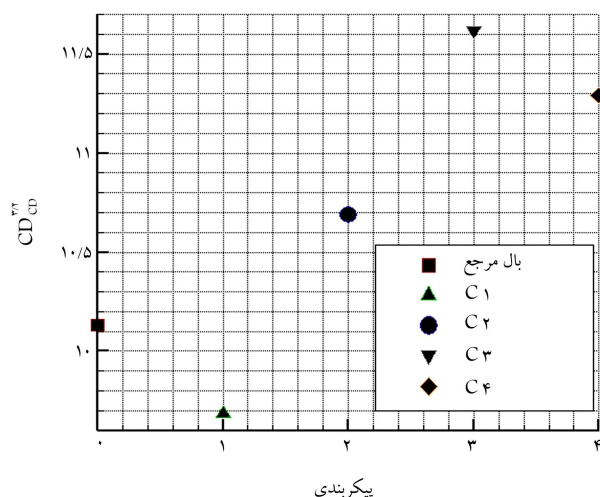
• اعتبارسنجی

تمرکز این پژوهش بیشتر بر الگوسازی عددی بوده و انجام آزمون تجربی صرفاً به جهت مقایسه‌ی نتایج عددی انجام شده است تا امکان ارزیابی صحت مفروضات فیزیکی مدل عددی و ریاضیات اعمالی آن مقدر شود. همان‌طور که از شکل‌های ۹ و ۱۰ آزمون تجربی برمی‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال ساده (بال بدون بالک)، به گردابه‌های کوچک‌تری شکسته شده و از یکدیگر فاصله گرفته‌اند و با دور شدن مرکز گردابه نوک بال از خود، می‌توان طول دهانه‌ی (اسپین) بال را بدون افزایش طول هندسی بال، نیز افزایش داد^[۲۹] (شکل ۹ و مقدار مشخص شده‌ی b' در آن). لذا، معادل این است که نسبت منظری افزایش یافته و این مهم خود نمایان‌گر افت فروزش و لذا پسای القایی وابسته به آن با افزودن المان بالک است.

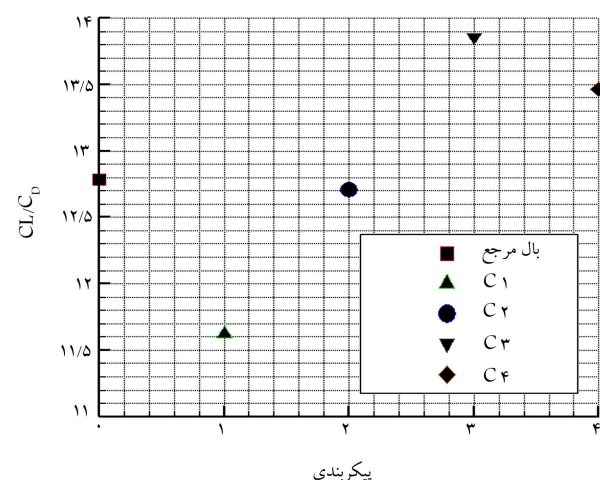
در ادامه، برحسب مطالعه تجربی صورت گرفته در این پژوهش، کمیت ضریب لیفت برحسب زاویه‌ی حمله برای سنجش اعتبار شبیه‌سازی انجام شده، ترسیم شده است. چنان که مشاهده می‌شود در نمودار شکل ۱۱ اختلاف اندکی بین نتایج تجربی و نتایج عددی پژوهش حاضر دیده می‌شود. رفتار نمودار کاملاً منطبق بر نمودار حاصل از مشاهده‌ی تجربی است. اندک اختلاف موجود هم قابل قبول است که می‌تواند ناشی از فرضیات اعمال شده در شبیه‌سازی عددی باشد.

۴. نتایج

همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، در این پژوهش چهار حالت مختلف



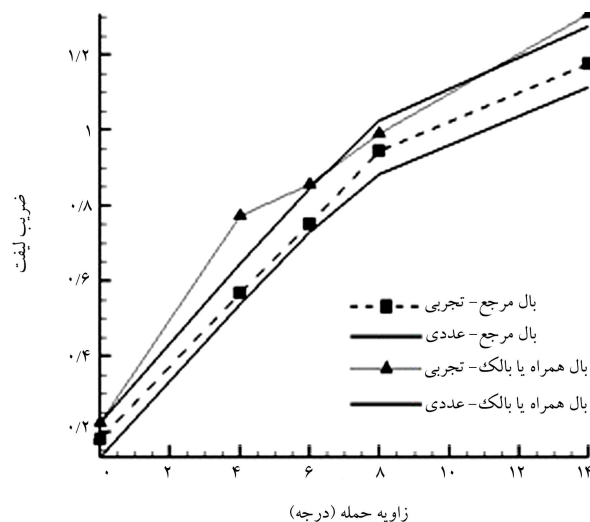
شکل ۱۳. عملکرد بال برای چینش مختلف بالک‌ها از نظر زاویه‌ی هفتی.



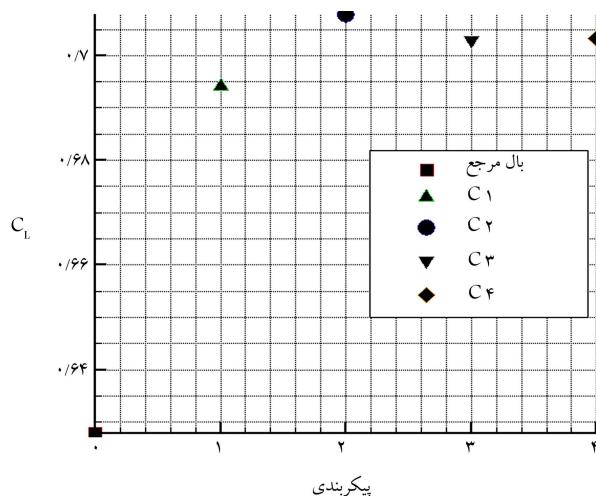
شکل ۱۴. عملکرد بال (نسبت ضریب برآ به پسا) برای چینش مختلف بالک‌ها از نظر زاویه‌ی هفتی.

صفر درجه برای تمامی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ کمتر خواهد بود. در چینش‌های C_3 و C_4 با توجه به مقدار بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک اول، مقدار ضریب برآ، تغییر چندانی نداشته و در نتیجه پارامتر اصلی تغییر ضریب برآ چینش زاویه‌ی هفتی بالک‌های اولیه از طرف لبه‌ی حمله است. همچنین با توجه به کاهش شیب تغییرات زاویه‌ی هفتی از C_2 به C_4 ، می‌توان گفت هر چه شیب تغییرات زاویه‌ی هفتی بالک‌ها بیشتر باشد، شیب افزایش ضریب برآ نیز بیشتر خواهد بود و این مسئله با تأثیر زاویه‌ی هفتی در تغییرات ضریب برآی بال سازگار است.

از طرفی، باید توجه داشت که افزایش ضریب برآ با افزایش نسبت منطری بال و افزودن بالک‌ها امری طبیعی بوده و مسئله‌ی مهم تأثیر افزودن بالک به بال، در کاهش میزان پسای القایی است. از این رو، باید تأثیر چینش‌های پیشنهادی بر عملکرد بال و یا نسبت ضریب برآ به پسا مورد بررسی قرار گیرد. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴، نسبت ضریب برآ به پسا برای چینش مختلف زاویه‌ی هفتی ارائه شده است. در طراحی یک بال، این نسبت حاکی از راندمان بال از منظر آئرو دینامیکی بوده و می‌توان آن را به عنوان پارامتر اصلی بهینه‌سازی یک بال در نظر گرفت. همان‌طور که مشخص است برای چینش C_3 ، نسبت ضریب برآ به پسا علاوه بر بال مرجع، نسبت به چینش‌های دیگر بیشینه خواهد بود و می‌توان آن را به عنوان حالت بهینه چینش از نظر زاویه‌ی



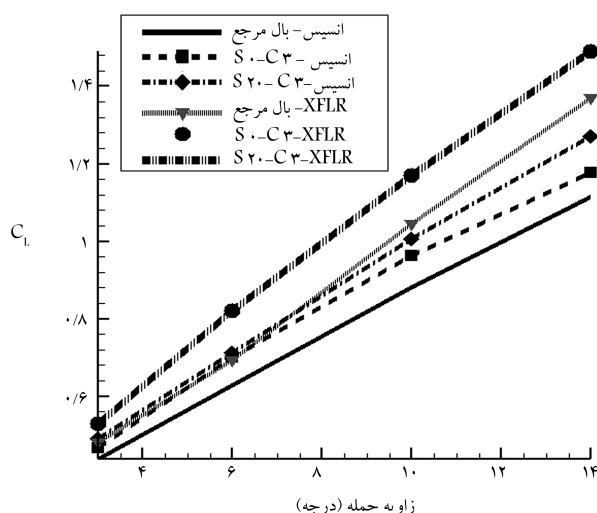
شکل ۱۱. اعتبارسنجی تحلیل عددی یا نتایج تجربی حاصله.



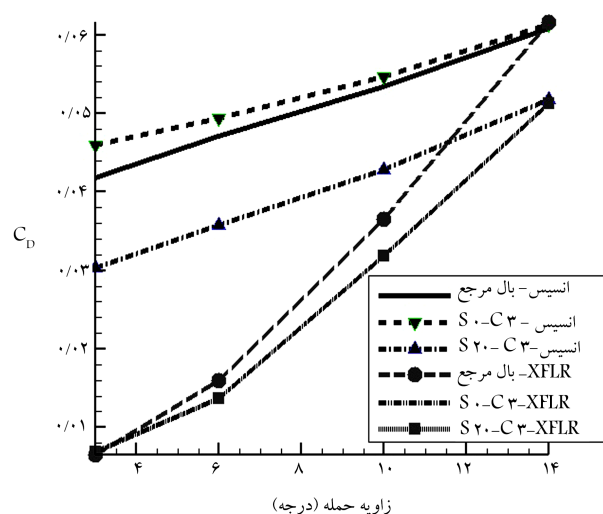
شکل ۱۲. ضریب برآ در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی بالک‌ها.

بالک، گردابه‌های ایجاد شده در نوک بال به سمت بالا هدایت شده و تأثیر آنها بر یکدیگر کاهش می‌یابد. از طرفی با افزایش بیش از حد زاویه‌ی هفتی پسا کل مجموعه نیز افزایش یافته و بنابراین بایستی یک حالت بهینه برای چینش بالک‌ها برای بیشینه کردن راندمان آئرو دینامیکی بال یعنی نسبت ضریب برآ به پسا وجود داشته باشد. از این رو، برای بررسی اثر زاویه‌ی هفتی بالک بر پسا القایی و عملکرد بال، برای تمامی هندسه‌های پیشنهادی در زاویه‌ی حمله ۶ درجه و سرعت ۲۰ متر بر ثانیه شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته است. (علت انتخاب زاویه‌ی ۶ درجه برای مقایسه‌ی عملکرد بال در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی و ایرفویل‌ها در پرنده‌های مداومت بالا^{۲۷}، زاویه‌ی حمله‌ی است که راندمان آئرو دینامیکی بهینه حاصل شود. همچنین، تمرکز این پژوهش بر روی هواپیماهایی با موتورهای ملخی و سرعت‌های پروازی پایین بوده است که نیازمند افزایش $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}$ جهت دستیابی به مداومت بیشینه است).

در شکل ۱۲، مقدار ضریب برآ برای چینش مختلف زاویه‌ی هفتی ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است با اضافه شدن بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از ۱۰٪ تا ۱۳٪ افزایش یافته است. در حالت C_3 ، با افزایش بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از تمامی حالات ارائه شده بیشتر بوده و در حالت زاویه‌ی هفتی



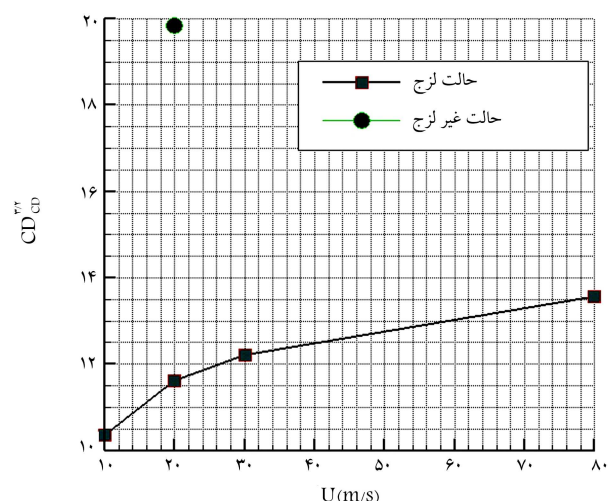
شکل ۱۶. مقایسه‌ی ضریب برآ برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR5.



شکل ۱۷. مقایسه‌ی ضریب پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR5.

با افزایش زاویه‌ی پس‌گرا، در هر دو حل مقدار ضریب پسا افت داشته و علت آن افت ضریب برآ است؛ اما مشکل اصلی شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار XFLR5 عدم توانایی آن در محاسبه صحیح میزان افت پسای بال در حالت زاویه‌ی پس‌گرای ۲۰ درجه است که به همین دلیل با در نظر نگرفتن افت پسا با وجود جریان غالب ویسکوز، افزایش عملکرد بال در زاویه پس‌گرای بالک دیده نشده است. در صورتی که در تمامی نتایج مورد بررسی، افزایش زاویه‌ی پس‌گرا بالک باعث افزایش چشمگیر عملکرد بال می‌شود.

در شکل ۱۷، مقدار ضریب پسا برای حالات مفروض ارائه شده است. در شبیه‌سازی حاصل از نرم‌افزار ANSYS، مقدار ضریب پسا نسبت به بال مرجع بیشتر شده، اما در نرم‌افزار XFLR5، مقدار پسا کمتر شده است. علت این امر عدم توانایی نرم‌افزارهای با پایه‌ی «پنل متد» در محاسبه‌ی پسای ناشی از گرانروی جریان است. بنابراین استفاده از نرم‌افزارهای حاصل برای به دست آوردن توزیع برآ مناسب بوده، اما برای به دست آوردن ضریب پسا پیشنهاد نمی‌شود. در نهایت نسبت ضریب برآ به پسا که مشخص‌کننده‌ی راندمان آذودینامیکی بال است در شکل ۱۸ ارائه شده است. روند تغییرات این راندمان در نرم‌افزار XFLR5 به صورتی صحیح پیش‌بینی شده است، اما به علت مقدار اندک ضریب پسا محاسبه شده، نسبت ضریب برآ



شکل ۱۸. اثر سرعت جریان بر عملکرد بال در چپش بالک در حالت C_2 .

هفتی انتخاب کرد. در این حالت نسبت ضریب برآ به پسا تقریباً ۸/۴٪ افزایش یافته است. همان‌طور که مشخص است، عملکرد بال در حالت C_1 ، از حالت بال اولیه نیز کمتر شده است و این مسئله وابستگی مهم عملکرد بال به همراه بالک، به چپش و زاویه‌ی هفتی بالک را نشان می‌دهد. حالت C_1 نشان می‌دهد، اگرچه با افزودن بالک ضریب برآی بال افزایش یافته است، اما افزایش پسای اصطکاک‌ی و پسای القایی ناشی از افزایش برآ، به طور کلی عملکرد بال را کاهش داده است. بنابراین چپش زاویه‌ی هفتی C_2 ، با طراحی متقارن عملکردی بهینه داشته و به عنوان حالت بهینه انتخاب می‌شود.

در ادامه، بررسی اثر بالک بر عملکرد بال در رژیم‌های جریان مختلف با چپش C_2 ، در شکل ۱۵ مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که مشخص است، با افزایش رینولدز جریان، شیب منحنی کمتر شده و تأثیر افزودن بالک برای افزایش عملکرد بال کاهش یافته است؛ بنابراین استفاده از بالک برای افزایش عملکرد در رژیم جریان رینولدز پایین پیشنهاد شده و بهترین عملکرد را در این رژیم جریان دارد.

در ادامه‌ی این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی در حالت چپش C_2 و توزیع بهینه‌ی زاویه‌ی هفتی توسط نرم‌افزارهای تجاری ANSYS و XFLR5 و همچنین نتایج تجربی و آزمون تونل باد مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

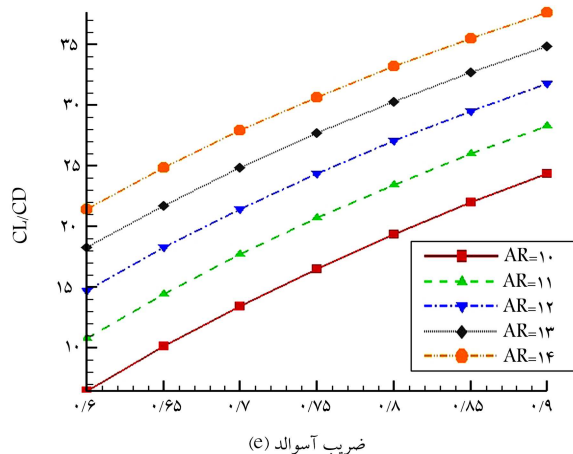
• نتایج تحلیل‌های عددی

در تحلیل عددی سعی شده از چهار زاویه‌ی حمله مختلف به جهت مشاهده‌ی بهتر تغییرات استفاده شود. زوایای استفاده شده، ۳، ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه هستند که به ترتیب مرتبط با زاویه‌ی کمترین پسای کل ایرفویل ناکا ۲۴۱۲، رفتار خطی منحنی $Cl-\alpha$ ، گشتاور پیچشی صفر (همچنین رفتار خطی) و زاویه‌ی قبل از واماندگی هستند.

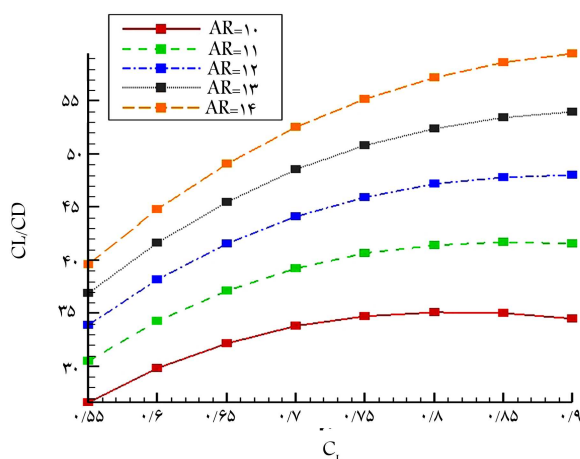
در شکل ۱۶، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در حالت بال مرجع، حالت چپش زاویه‌ی هفتی بهینه و همچنین حالت چپش پس‌گرای ۲۰ درجه، در دو نرم‌افزار XFLR5 و ANSYS ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است تطابق خوبی در نتایج حاصل برای ضریب برآ وجود داشته و نتایج مورد نظر برای زاویه‌ی حمله طراحی دارای خطای اندکی هستند. تأثیر افزودن بالک در مقدار ضریب برآ در زوایای حمله بالا مشخص‌تر بوده و هرچه زاویه‌ی حمله بیشتر می‌شود، اختلاف ضریب برآ بین بال مرجع و بال به همراه بالک افزایش می‌یابد.

جدول ۷. محدوده تغییرات پارامترها در محاسبه‌ی ضرایب آئرو دینامیکی بال.

C_L	$0/6-0/9$
AR	$10-15$
e	$0/6-0/9$
C_L (Baseline Wing)	$0/6979$
C_D (Baseline Wing)	$0/04912$



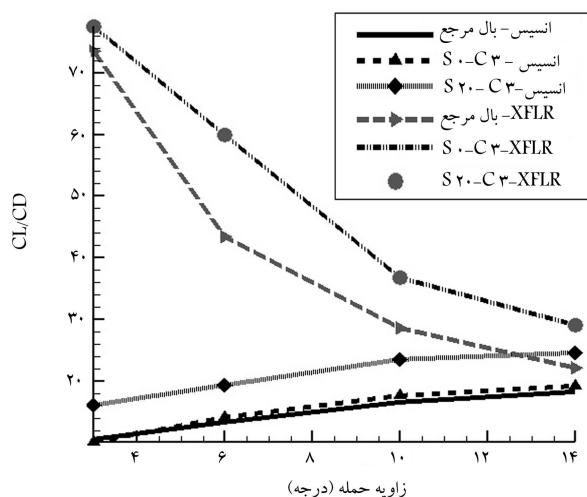
شکل ۲۰. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منطری از ۱۰ الی ۱۴ و ضریب اسوالد از ۰/۶ تا ۰/۹ و ضریب برآی ثابت ۰/۶.



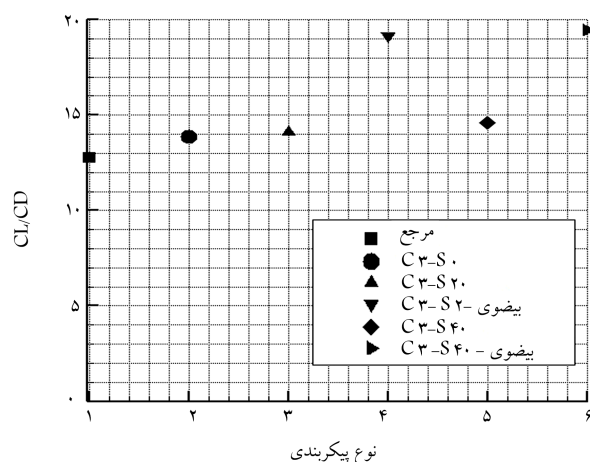
شکل ۲۱. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منطری از ۱۰ الی ۱۴ و ضریب برآ از ۰/۶ تا ۰/۹ و ضریب اسوالد ثابت ۰/۹.

به حالت پس‌گرای صفر افزایش یافته است. این تغییر در زاویه‌ی پس‌گرا تا افزایش عملکرد بال تا حدود ۰/۶٪ در حالت پس‌گرای ۴۰ درجه، تأثیر مثبتی داشته است.

به منظور بررسی صحت نتایج ارائه شده، با در نظر گرفتن محدوده مشخصی از ضریب برآ، نسبت منطری و ضریب اسوالد بال، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا بررسی خواهد شد که نتایج حاصل از آن در شکل‌های ۲۰-۲۲ نشان داده شده است. مقدار ضرایب آئرو دینامیکی بال مرجع و محدوده‌ی انتخاب شده برای موارد اشاره شده در جدول ۷ ارائه شده است. مقادیر انتخاب شده برای بال مرجع، نتایج شبیه‌سازی عددی در زاویه‌ی حمله‌ی ۶ درجه و سرعت جریان آزاد ۲۰ متر



شکل ۱۸. مقایسه‌ی نسبت ضریب برآ به پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR۵.



شکل ۱۹. بررسی اثر زاویه‌ی پس‌گرا بر عملکرد بال در انواع چینش C۳.

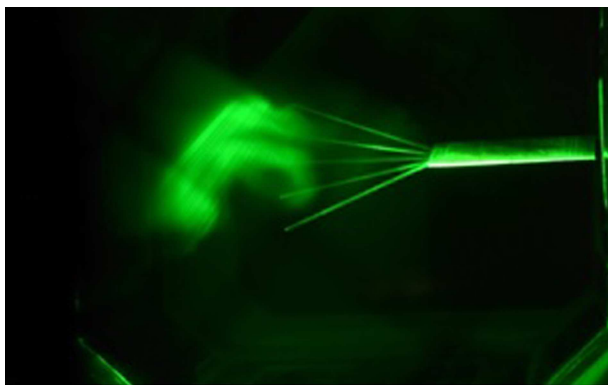
جدول ۶. نتایج اثر زاویه‌ی پس‌گرای بالک بر عملکرد بال.

	C_L/C_D	%Increase in C_L/C_D w.r.t the Base Wing
Base	۱۲/۷۸۴۰۹	
$C_3 - S_0$	۱۳/۸۵۶۱۷	۸/۳۸۶۰۲۵
$C_3 - S_{20}$	۱۴/۰۸۸۴	۱۰/۲۰۲۵۹
$C_3 - S_{20} - \text{Elliptic}$	۱۹/۱۴۰۳	۴۹/۷۱۹۶۹
$C_3 - S_{40}$	۱۴/۶۰۲۰۱	۱۴/۲۲۰۲
$C_{30} - S_{40} - \text{Elliptic}$	۱۹/۴۶۱۰۹	۵۲/۲۲۹۰۱

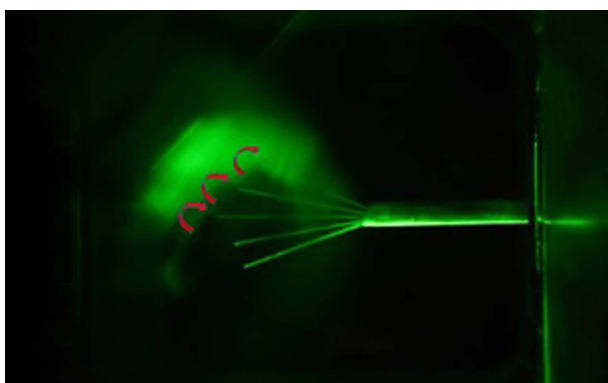
به پسا دارای خطای زیادی با حل نرم‌افزار ANSYS دارد.

همچنین، در ادامه‌ی بررسی‌ها، عملکرد بال همراه با بالک برای چینش C۳ در زوایای پس‌گرای مختلف بررسی شده که نتایج آن مطابق با جدول ۶ و شکل ۱۹ ارائه شده است.

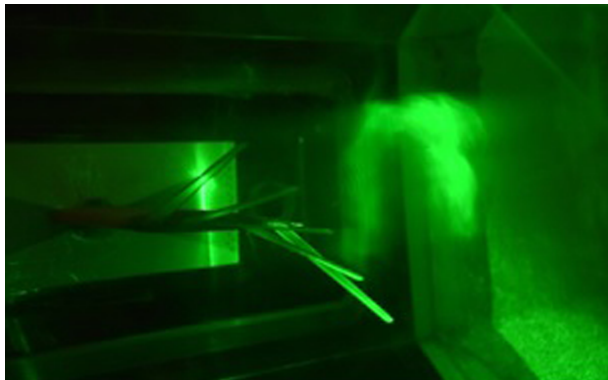
همان‌طور که مشاهده می‌شود، جابه‌جایی بالک‌ها و مقدار زاویه‌ی پس‌گرای چینش آنها، تأثیر به‌سزایی در عملکرد بال داشته است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرا، مقدار نسبت برآ به پسا افزایش یافته و عملکرد بال در زاویه‌ی پس‌گرای ۲۰ درجه، حدود ۲٪ نسبت



شکل ۲۴. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال به همراه بالک در حالت زاویه هفتی بهینه.



شکل ۲۵. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال به همراه بالک در حالت زاویه پس‌گرایی بیضوی.

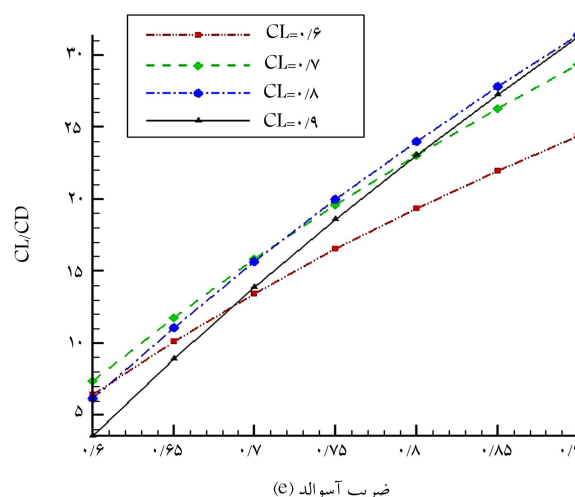


شکل ۲۶. آزمون آشکارسازی دود از نمای کناری تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه پس‌گرایی بیضوی.

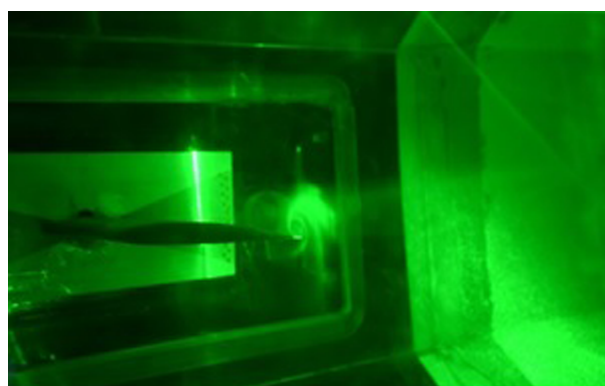
تجربی برمی‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال بدون بالک، به گردابه‌های کوچکتری شکسته شده که از یکدیگر فاصله گرفته‌اند که این مهم خود نمایانگر تأثیر افت پسای القایی با افزودن المان بالک است.

۵. نتیجه‌گیری

هدف پژوهش بررسی پارامتریک استفاده از شبکه‌بی از بالک‌ها (بالک شبکه‌بی) برای کاهش پسای القایی یک بال مستطیلی در جریان رینولدز پایین بوده است. در



شکل ۲۲. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسای نسبت به بال مرجع با تغییر ضریب برآ و اسوالد از ۰/۶ تا ۰/۹ و نسبت منظری ۱°.



شکل ۲۳. آزمون آشکارسازی دود از نمای کنار تونل برای بال بدون بالک.

بر ثانیه است. با تغییر ضریب برآ، نسبت منظری و ضریب اسوالد، حالاتی به دست آمده که نتایج آن با درصد افزایش راندمان آنرودینامیکی در ادامه ارائه شده است. چنان که مشخص است با افزایش نسبت منظری در هر حالت، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسای نسبت به بال مرجع افزایش می‌یابد. با توجه به جدول ۷، با انتخاب و طراحی صحیح بال می‌توان افزایش حدود ۵۰٪ را نیز برای راندمان آنرودینامیکی آن به دست آورد.

• نتایج تجربی

در شکل‌های ۲۳ و ۲۴، آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال بدون بالک و همچنین از نمای کنار تونل برای بال همراه با بالک در حالت زاویه‌ی هفتی بهینه نشان داده شده است. نتایج حاصله نشان می‌دهند که گردابه‌ی بزرگ نوک بال به گردابه‌های کوچک‌تری شکسته شده است که این خود منجر به کاهش القایی می‌شود.

شکل ۲۴ نتیجه حاصل از آشکارسازی آزمون دود را برای بال مرجع نمایش می‌دهند. در هر دو تصویر که یکی از نمای کناری تونل و دیگری از نمای پشت لبه فرار گرفته شده است شکل‌گیری گردابه پیرامون بال بدون بالک آشکار است.

شکل‌های ۲۳ الی ۲۶ نیز نتایج حاصل از آزمون آشکارسازی دود را برای بال به همراه بالک در حالت زاویه هفتی بهینه از نمای پشت و در حالت زاویه‌ی پس‌گرایی بیضوی از نماهای کنار و پشت لبه فرار نشان می‌دهد. همان‌طور که از تصاویر آزمون

ابتدا پارامترهای هندسی مختلف در طراحی بالک‌ها مورد بررسی قرار گرفته و سپس مهمترین آنها، یعنی زاویه هفتی بالک و میزان جابه‌جایی آن، به عنوان پارامترهای تأثیرگذار انتخاب شده است. با استفاده از حل تحلیلی، هر یک از بالک‌ها به گونه‌ی طراحی شده که کمترین میزان پسا القایی را داشته باشد. پس از طراحی بالک‌ها، سه چیش مختلف برای بررسی اثر بالک بر عملکرد بال مرجع مورد بررسی قرار گرفته است. در چیش اول، چهار آرایش مختلف از زاویه هفتی برای بالک‌ها در نظر گرفته شده است. در هر حالت، شیب تغییرات زاویه هر بالک نسبت به بالک بعدی، تغییر داده شده تا در نهایت یک آرایش بهینه برای بالک‌ها از نظر عملکرد بال انتخاب شده است. آرایش بهینه چیشی متقارن داشته و بالک‌ها نسبت به صفحه‌ی بال تقارن دارند. این حالت بهینه از نظر پارامتر زاویه هفتی، عملکرد بال را حدود ۸٪ افزایش داده است. در چیش دوم، زاویه‌ی پس‌گری بالک‌ها، به اندازه ۲۰ و ۴۰ درجه انتخاب شده است، به گونه‌ی که هر بالک نسبت به بالک قبلی، کوتاه‌تر باشد. در بررسی صورت گرفته، زاویه پس‌گرا به عنوان یک پارامتر بسیار مهم در افزایش عملکرد بال در نظر گرفته شده است و با افزایش این پارامتر، راندمان آئرو دینامیکی بال حدود ۴٪ افزایش یافته است. با توجه به مدل بال بیضوی و توانایی این نوع بال در کاهش پسای القایی، چیشی جدید در حالت سوم ارائه شده است و زاویه‌ی پس‌گرا از بالک وسط در نظر گرفته شده است. در این حالت بالک وسط بدون تغییر است. این کار باعث شده حجم بالک‌های طراحی شده افزایش یافته و طول میانگین بال افزایش یابد. همین امر باعث شده تا راندمان آئرو دینامیکی بال به همراه بالک به حدود ۵۰٪ درصد افزایش نسبت به بال اولیه برسد؛ بنابراین می‌توان گفت، طراحی شبکه‌ی از بالک‌ها (بالک شبکه‌ی) فرایندی پیچیده بوده و در صورت شناخت کافی پارامترهای کلیدی و انجام حساسیت‌سنجی، شبکه‌ی از بالک‌ها (بالک شبکه‌ی) یک وسیله‌ی بسیار کارآمد در افزایش راندمان آئرو دینامیکی بال خواهد بود.

فهرست علائم

R_e : عدد بی بعد رینولدز

Cl: ضریب برآ

Cd: ضریب پسا

Ci: چیش مختلف بالک

D: نیروی پسا

L: نیروی برآ

b: طول بال

LE: لبه‌ی حمله

TE: لبه‌ی فرار

c: طول وتر مقطع بال

V_∞ : سرعت جریان آزاد

TR: نسبت باریک‌شوندگی

AR: نسبت منطری

g: شتاب گرانش

p: فشار

u: مؤلفه‌ی سرعت افقی

q: فشار دینامیکی

e: نسبت اسوالد یا ضریب بازده دهانه‌ی بال

s: نصف طول بال (نیمه اسپن)

h: طول بالک

w: پیچش بهینه‌ی بال

CL, α : شیب برآ مقطع بال

علائم یونانی

ρ_∞ : چگالی هوای آزاد

μ_∞ : لزجت دینامیکی جریان آزاد

ω : تابع توزیع پیچش

Ω : پیچش کل

v: لزجت سینماتیکی

α_v : زاویه‌ی سرعت

α : زاویه‌ی حمله

T: نیروی سطحی برشی

Γ : گردش حول بال

پانوشت‌ها

1. Spillman
2. Whitcomb
3. Smith
4. dihedral
5. La Roche
6. prandtl-Munk linear model
7. staggered
8. Catalano
9. Zimmer
10. Nicolosi
11. elliptic
12. sweep
13. Ara

14. Helal
15. raked
16. taper
17. Cheng
18. blended winglet
19. split winglet
20. Deshpande
21. stereoscopic particle image velocimetry technique
22. simple
23. Spalart Allmaras
24. viscosity
25. lifting line theory
26. vortex lattice method
27. long-endurance

منابع (References)

- Thiede, P. "Aerodynamic drag reduction technologies", *Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference*, 19-21 June 2000, Potsdam, Germany (2000).
- Nikpoor Parizi, P. Banazadeh, A. "Reduction of induced drag in human powered aircraft using wing-grids", *The First National Aerodynamics & Hydrodynamics Conference - HAC2012 16-17 October, 2012, Institute of Aviation Industries Organization*, Tehran, (2012).
- Shelton, A., Tomar, A., Prasad, J. and et al. "Active multiple winglets for improved unmanned-aerial-vehicle performance", *Journal of aircraft*, **43**, pp. 110-116, (2006).
- Marec, J.-P. "Drag reduction: A major task for research", *In Aerodynamic drag reduction technologies*, ed: Springer, pp. 17-27 (2001).
- Spillman, J. "The use of wing tip sails to reduce vortex drag", *The Aeronautical Journal*, **82**, pp. 387-395, (1978).
- Spillman, J., Ratcliffe, H. and McVitie, A. "Flight experiments to evaluate the effect of wing-tip sails on fuel consumption and handling characteristics", *The Aeronautical Journal*, **83**, pp. 279-281 (1979).
- Whitcomb, R.T. "A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets", *NASA TN D-8260* (1976).
- Whitcomb, R.T. "Method for reducing aerodynamic drag", *NASA CP 2211 Dryden Symposium* (1981).
- MORTARA, K. MAUGHMER, M. "A method for the prediction of induced drag for planar and nonplanar-wings", *In 11th Applied Aerodynamics Conference*, p. 3420 (1993).
- Nazarinia, M., Soltani, M.R. and Ghorbanian, K. "Experimental study of vortex shapes behind a wing equipped with different winglets" (2006).
- Soltani, M.R., Ghorbanian, K. and Nazarinia, M. "Experimental investigation of the effect of various winglet shapes on the total pressure distribution behind a wing", *Proceeding of the 24th International Council of Aeronautical Sciences*. Yokohama, Japan, (2004).
- La Roche, U. and Palffy, S. "Wing-grid, a novel device for reduction of induced drag on wings", *In ICAS PROCEEDINGS*, pp. 2303-2309 (1996).
- La Roche, U. and La Roche, H.L. "Induced drag reduction using multiple winglets, looking beyond the prandtl-munk linear model", *In 2nd AIAA Flow Control Conference*, p. 2120 (2004).
- Catalano, F. and Ceron-Muñoz, H. "Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptive multi-winglets", *In 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 1231 (2005).
- Zimmer, H. "The aerodynamic optimization of wings at subsonic speeds and the influence of wingtip design. Thesis" (1987).
- Coiro, D., Nicolosi, F., Scherillo, F. and et al. "Single versus multiple winglets: numerical and experimental investigation", *26Th Int. Congr. Aeronaut. Sci*, pp. 1-11 (2008).
- Naderi, A., Ebrahimian, H. and Sharifi, A. "Experimental investigation of grid winglet effects on aerodynamic characteristics of a wing model at low reynolds number", *Aeronautical Journal*, **2**, pp. 1-14 (2014).
- Ara, I., Ali, M., Islam, M.Q. and et al. "Performance study of winglets on tapered wing with curved trailing edge", *In AIP Conference proceedings* (2017).
- Khalil, E.E., Helal, H., Abdellatif, O. and et al. "Effect of raked winglet on aircraft performance", *In 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 1841 (2017).
- Ara, I., Ali, M., Islam, M.Q. and et al. "An experimental investigation on the aerodynamic characteristics of naca 4412 with winglets", *In AIP Conference Proceedings*, p. 060004 (2019).
- Cheng, Z.-P., Xiang, Y. and Liu, H. "Experimental investigation on the structures and induced drag of wingtip vortices for different wingtip configurations", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, p. 0954410020947911 (2020).
- Naderinezhad, M. and Javareshkian, M.H. "Numerical study of the effect of three different types of winglets on aerodynamic performance flow in with low reynolds number", *Scientific of Journal Fluid Mechanics and Aerodynamics*, **9**, pp. 83-98 (In Persian) (2020).
- Deshpande, P., Vikraman, A., Anand, S. and et al. "Experimental investigation of effect of winglets on the aerodynamic performance of a mini uav", *Journal of Aerospace Engineering*, **34**, p. 04020089 (2020).
- Chen, T. and Katz, J. "Induced drag of high-aspect ratio wings", *In 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 38 (2004).
- Naca 2412. www.airfoil.tools.com.
- Gerontakos, P. and Lee, T. "Effect of winglet dihedral on a tip vortex", *Journal of aircraft*, **43**, pp. 117-124 (2006).
- Nita, M. and Scholz, D. "Estimating the oswald factor from basic aircraft geometrical parameters", *German Aerospace Congress 2012*, Berlin, Germany (2012).
- Phillips, W.F. S.R. Fugal, R.E. Spall, "Minimizing induced drag with wing twist, computational-fluid-dynamics validation," *Journal of Aircraft*, vol. 43, pp. 437-444, 2006.
- Hoerner, S. "Aerodynamic shape of the wing tips", *Air Materiel Command Wright-Patterson Afb Oh Engineering Div* (1952).