

ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی پیچش هندسی با تغییر عدد رینولدز در یک نمونه هواپیمای بال پرنده

روح الله کریمی کلایه^۱، محمد حسن جوارشکیان^{۲*}

۱- کارشناس ارشد هوافضا/ دانشگاه فردوسی مشهد/ دانشکده مهندسی / گروه مهندسی مکانیک و هوافضا

۲- استاد تمام/ دانشگاه فردوسی مشهد/ دانشکده مهندسی / گروه مهندسی مکانیک و هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۰۳/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۰/۱۴)

چکیده

پیچش، یکی از مؤلفه‌های اساسی در طراحی هواپیماهای بال پرنده و بدون دم بوده که منجر به رفع برخی از چالش‌های آیرودینامیکی موجود در این دسته از هواپیماها می‌شود. تحقیق حاضر به منظور بررسی آیرودینامیکی اعمال پیچش هندسی در یک نمونه هواپیمای بال پرنده‌ی مادون صوت و ارزیابی میزان عملکرد این مؤلفه در هریک از فازهای پروازی انجام شده است. هندسه مورد بررسی یک مدل هواپیمای بال پرنده‌ی لامبدا شکل می‌باشد که از بالی با زاویه عقبگرد ۵۶ درجه بهره می‌برد. پیچش اعمالی به این مدل از نوع پیچش منفی (Wash-out) بوده که به صورت خطی در راستای دهانه بال توزیع می‌گردد. مطالعه انجام شده در چارچوب شبیه‌سازی عددی و بر پایه حل معادلات رینولدز (RANS) گسسته شده با روش حجم محدود است. فرآیند شبیه‌سازی بعد از اعتبارسنجی با داده‌های تجربی، برای زوایای پیچش صفر و ۶ درجه و محدوده زوایای حمله ۵- تا ۲۰ درجه به انجام رسیده؛ همچنین به منظور بررسی نحوه عملکرد پیچش در محدوده فاز نشست و برخاست و فاز کروز، مطالعات در دو عدد رینولدز مختلف صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که با اعمال پیچش، بازده آیرودینامیکی در زوایای حمله بالا ارتقاء می‌یابد، اما این مشخصه، در زاویه حمله صفر درجه کاهش قابل توجهی خواهد داشت. همچنین در اثر اعمال زاویه پیچش، شروط لازم جهت پایداری طولی ارضا شده و پدیده پیچ‌آپ به تأخیر خواهد افتاد. با افزایش سرعت، بازده آیرودینامیکی در طیف وسیعی از زوایای حمله بهبود می‌یابد؛ همچنین تغییرات بازده آیرودینامیکی ناشی از اعمال زاویه پیچش افزایش یافته و پیچش، مؤثرتر خواهد بود. بررسی گشتاور حول محور طولی نشان می‌دهد که با افزایش سرعت درجه پایداری افزایش خواهد یافت و رفتار پدیده پیچ‌آپ بهبود می‌یابد. **واژه‌های کلیدی:** پیچش هندسی، بال پرنده، شبیه‌سازی عددی، عدد رینولدز، ضرایب آیرودینامیکی

Evaluation of aerodynamic performance of the geometrical twist by variation the Reynolds number in a flying wing Ruhollah Karimi Kelayeh and Mohammad Hassan Djavareshkian

Abstract

The twist is one of the most important parameters in the design of the flying wing and tailless aircraft that causes eliminate some aerodynamic challenge at these categories of aircrafts. The present study was performed for an aerodynamic investigation of the geometrical twist at a subsonic flying wing and evaluate this parameter at different flight phases. The study geometry is a lambda-shaped flying wing that has a wing with a 56-degree sweepback. The twist angle applied on wingtips is washout, which is linearly distributed along the wingspan. The study is conducted in the framework of numerical simulation and based on solving Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations by finite volume method. The simulation process was performed after validation with experimental data, for twist angles of 0 and 6 degrees and range of attack angles of 5 to 20 degrees; also, to investigate the twist performance in the range of landing and take-off phase and cruise phase, studies have been performed in two different Reynolds numbers. The results show that by applying twist, the aerodynamic efficiency is improved at high angles of attack, but this characteristic will drop significantly at the zero-degree angle of attack. Also, by applying the twist, the conditions required for longitudinal stability are satisfied, and the pitch up phenomenon will be delayed. As speed increases, aerodynamic efficiency improves over a wide range of attack angles; also, aerodynamic efficiency changes due to twist increased, and twist will be more effective. Pitch moment analysis shows that as speed increment, the degree of stability will increase, and the pitch-up behavior will improve.

Key words: Geometrical twist, Flying wing, Numerical simulation, Reynolds number, Aerodynamic coefficients

مقدمه

در سال‌های اخیر، مزایای قابل توجه پیکربندی بال‌پرنده^۱، موجب شتاب‌گیری تحقیقات صورت گرفته در این حوزه شده است. در این ساختار به دلیل حذف سطوح عمودی و افقی دم، سطح خیس شده^۲ و تداخل‌های جریانی موجود در بدنه کاهش می‌یابد، که این امر کاهش شدید نیروی پسا را به دنبال خواهد داشت [۱]. با توجه به یکپارچگی ساختار هندسه در پیکربندی مذکور، تمام بدنه در تولید نیروی برآ سهم خواهد داشت، این موضوع موجب افزایش بازده آیرودینامیکی و در نتیجه رشد برد^۳ و مداومت پروازی^۴ می‌شود [۲-۵]. لیبک^۵ با ارائه نتایجی از یک تحقیق انجام شده در بوئینگ، استفاده از پیکربندی بال‌پرنده را باعث کاهش ۲۷ درصدی مایل صندلی سوخت مصرفی^۶ نسبت به هواپیماهای مرسوم عنوان کرد [۶]. ده‌پناه و نجات با ایده‌آل دانستن رفتار آیرودینامیکی هواپیماهای بال‌پرنده، طرحی را در قالب این پیکربندی، به منظور تجاری سازی و با هدف افزایش برد و ظرفیت حمل بار و مسافر معرفی کردند [۷]. یکپارچگی بال و بدنه علاوه بر مزایای آیرودینامیکی، این امکان را در روند طراحی فراهم می‌کند تا از تیرهای ضخیم‌تری در بال استفاده شود که این امر منجر به کاهش وزن بال خواهد شد؛ زیرا مقاومت خمشی و پیچشی با افزایش ضخامت، افزایش می‌یابد [۸]. افزایش ضخامت بال باعث افزایش مخازن حجم سوخت در بال می‌شود [۹]. همچنین می‌توان محفظه بزرگ‌تری را برای حمل بار و مهمات در نظر گرفت. مزایای اشاره شده نظیر بازده آیرودینامیکی بالا و فضای مناسب برای حمل بار و مسافر از یک سو و کاهش منابع انرژی و گران شدن سوخت و منابع نفتی از سوی دیگر سبب شده تا پیکربندی بال‌پرنده مورد توجه حوزه‌ی مسافربری و حمل‌ونقل هوایی قرار گیرد. از این رو طرح‌های مفهومی متعددی در این زمینه از سوی شرکت‌های بزرگ هواپیماسازی معرفی شده‌است [۱۰].

بهبود قابلیت رادارگریزی و پنهان‌کاری^۷ یکی از چالش‌های مهم در طراحی هواپیماهای نظامی می‌باشد. فقدان دم‌های عمودی و افقی، زوایای قائم به کار رفته در بدنه را کاهش داده است، از این رو سطح مقطع راداری^۸ (RCS) کاهش خواهد یافت [۱۱-۱۳]. امتیازات مذکور باعث شده تا امروزه بسیاری از هواپیماهای نظامی در غالب مأموریت‌های شناسایی، جاسوسی و هجومی از پیکربندی بال‌پرنده بهره‌مند شوند [۱۴]؛ از جمله آنها می‌توان به بمب افکن رادارگریز بی-

۹۲ و پهپادهای ایکس-۴۷-سی^{۱۰}، تارانیس^{۱۱} و نیورون^{۱۲} اشاره کرد [۱۱].

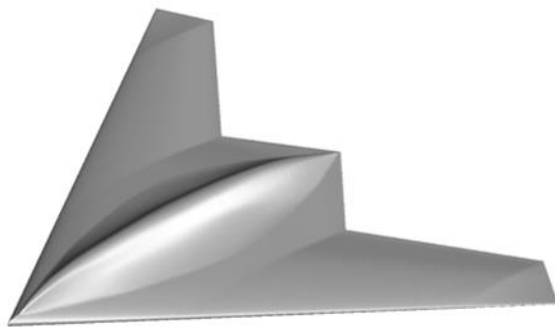
اما در کنار مزایای مذکور، معایبی نیز در زمینه پایداری و کنترل برای این دست از هواپیماها گزارش شده است و سبب گردیده تا تحقیقات و مطالعات بسیاری در جهت رفع آنها انجام گیرد. یک راهکار پیشنهاد شده جهت افزایش پایداری طولی، استفاده از مقطع بال با خط انحنای انعکاسی^{۱۳} می‌باشد؛ این مقاطع با تولید گشتاور چرخشی^{۱۴} مثبت حول مرکز آیرودینامیکی باعث بهبود پایداری طولی می‌شوند [۱۵]. اما به دلیل دارا بودن خصوصیات آیرودینامیکی نامطلوب، بازده آیرودینامیکی هواپیما را تضعیف خواهند کرد [۱۶]. اقدام دیگری که جهت بهبود پایداری و بالاخص پایداری طولی بسیار مورد توجه قرار گرفته، استفاده از بال با زاویه عقبگرد^{۱۵} بالا است [۱۶]. این امر باعث می‌شود تا مکان مرکز آیرودینامیکی در پشت مرکز ثقل جای گیرد و با افزایش مقدار زاویه عقبگرد، پدیده پیچ آپ^{۱۶} به تأخیر افتد [۱۷]. اما بال‌های دارای زاویه عقبگرد مشکلاتی را نیز به همراه دارند که می‌بایست مورد توجه قرار گیرد. کاهش عملکرد و کارایی رؤوس بال^{۱۷} در زوایای حمله بالا و شروع جدایش جریان از این نواحی از جمله معایب بال‌های متمایل به سمت عقب هستند [۱۸] و باعث شده تا در کنار کاهش بازده آیرودینامیکی، عملکرد سطوح کنترلی نصب شده در نواحی خارجی بال نیز کاهش یابد؛ از این رو بازده سیستم کنترلی تضعیف خواهد شد [۱۹].

اعمال زاویه پیچش منفی^{۱۸} در بال می‌تواند باعث کاهش زاویه حمله نواحی خارجی و رؤوس بال گردد و در نتیجه شروع جدایش جریان در این نواحی به تأخیر خواهد افتاد که این امر می‌تواند بازده آیرودینامیکی و همچنین عملکرد سطوح کنترلی را در زوایای حمله بالا بهبود بخشد [۹]. علاوه بر آن استفاده از پیچش^{۱۹} منفی موجب کاهش بارگذاری آیرودینامیکی در نوک بال می‌شود؛ از این رو مرکز فشار به سمت مقاطع داخلی بال جابجا می‌شود و در نتیجه گشتاور خمشی وارد به ریشه بال کاهش می‌یابد [۹]. بکارگیری این مؤلفه هندسی همراه با زاویه عقبگرد بال به عنوان یک راهکار مفید جهت بهبود پایداری طولی در هواپیماهای بال‌پرنده معرفی شده است [۲۰]. لیو و مارتینز^{۲۰} در راستای بهینه‌سازی یک نمونه هواپیماهای بال‌پرنده، مطالعاتی را روی چندین متغیر طراحی انجام دادند و اعمال زاویه پیچش در بال را موجب کاهش پسای القایی^{۲۱} و

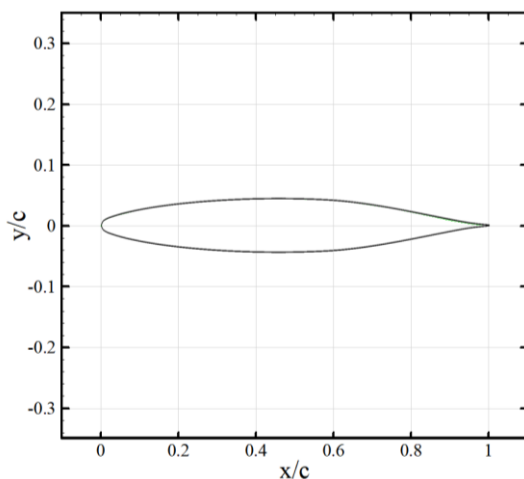
پیچش هندسی بوده که به صورت خطی در راستای دهانه بال توزیع می‌گردد.

معرفی مدل شبیه‌سازی

هندسه مورد بررسی، یک مدل هواپیمای بدون دم و لامبدا^{۳۰} شکل با شکستگی بال در لبه فرار بوده که از بالای زاویه عقبگرد ۵۶ درجه بهره می‌برد (شکل ۱). مقطع بال استفاده شده در این مدل، مقطع متقارن ناکا^{۳۱}-۶۶۰۰۹ می‌باشد. مختصات هندسی این مقطع در شکل ۲ به تصویر کشیده شده است.



شکل ۱ - نمایی از مدل مورد بررسی - سوینگ مدل



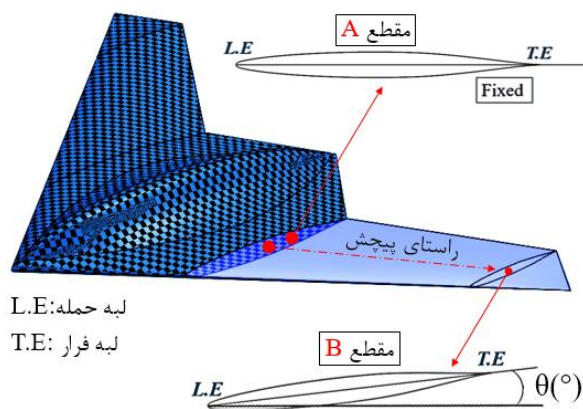
شکل ۲ - مختصات هندسی مقطع ناکا-۶۶۰۰۹

برآمدگی موجود در سرتاسر قسمت میانی بدنه مدل برای نصب موتور، سیستم ارتباطی و تصویربرداری و جهت نزدیک شدن شرایط مطالعه به شاخص‌های عملیاتی در نظر گرفته شده؛ همچنین جهت افزایش قابلیت رادارگریزی و پنهانکاری، زوایای بسیار کمی در بدنه به کار رفته است. در جدول شماره ۱

همچنین افزایش قابلیت پایداری هواپیما دانستند [۲۱]. تحقیقات حاکی از آن است که برای طیف وسیعی از هندسه‌های بال به جز بال با نمای افقی بیضوی، اعمال زاویه پیچش مناسب با شرایط پروازی، کاهش پسای القایی و سوخت مصرفی را به دنبال خواهد داشت [۲۲، ۲۳]. نانجیا^{۲۲} و همکاران [۲۴]، رویکردهای مختلفی را جهت حفظ جریان روی سطح بال، در شرایط مختلف پروازی معرفی کردند. در این مطالعه که برای یک نمونه بال‌پرنده به نام مالدیکون^{۲۳} انجام شد، اعمال توزیع مناسبی از پیچش منفی در طول دهانه بال به عنوان یکی از مهمترین مؤلفه‌های طراحی در راستای حفظ جریان بر روی سطح بال معرفی گردیده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که با توجه به عملکرد متناقض زاویه پیچش مثبت^{۲۴} در مقابل پیچش منفی، اعمال آن در بال چندان مورد توجه قرار نگرفته است. در این زمینه، برت^{۲۵} و همکاران با بررسی یک نمونه هواپیمای بال‌پرنده، اعمال پیچش مثبت در بال را باعث افزایش جدایش جریان در نواحی خارجی بال و ایجاد ناپایداری بیشتری در راستای طولی دانستند [۲۵].

در کنار اثرات هریک از مؤلفه‌های هندسی بال بر عملکرد پروازی، اثرات ناشی از تغییر عدد رینولدز بر بازده آن مؤلفه نیز می‌بایست مورد بررسی قرار گیرد تا به این طریق، کارکرد هریک از مؤلفه‌های هندسی در شرایط مختلف پروازی ارزیابی شود. در این راستا رویکرد اصلی این مطالعه بررسی میزان عملکرد زاویه پیچش در فازهای مختلف پروازی است. به بیان دیگر، مهمترین هدف پژوهش حاضر این است که تغییر فاز پروازی چه میزان عملکرد پیچش در یک بال‌پرنده را تحت تأثیر قرار می‌دهد. موضوعی که تاکنون توسط نویسندگان این مقاله برای هواپیماهای بال‌پرنده به خصوص مدل مذکور مشاهده نشده است. در این تحقیق با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی^{۲۶} (CFD)، رویکرد تحقیقاتی اشاره شده، در یک مدل هواپیمای بال‌پرنده به نام سوینگ^{۲۷} مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا با در نظر گرفتن رژیم پروازی مادون صوت برای مدل مذکور، اثرات زاویه پیچش در محدوده فاز نشست و برخاست^{۲۸} با عدد رینولدز 1.05×10^6 بررسی و نتایج آن با نتایج حاصل از فاز کروز^{۲۹} با عدد رینولدز 1.05×10^6 مقایسه شده است. شبیه‌سازی صورت گرفته، برای زوایای پیچش صفر و ۶ درجه و در محدوده زوایای حمله ۵- تا ۲۰ درجه انجام شده است. زاویه پیچش اعمالی در رئوس بال از نوع

بعد از مقطع B و تا نوک بال، زاویه پیچش مقداری برابر با پیچش موجود در مقطع B خواهد داشت.



شکل ۴ - توزیع زاویه پیچش در راستای دهانه بال

معادلات حاکم و روش حل

در شبیه‌سازی عددی صورت گرفته، معادلات پیوستگی، اسکالر و مومنوم با استفاده از روش حجم محدود^{۳۵} گسسته، و سپس حل شده‌اند [۲۸]. محاسبات انجام شده مستقل از زمان بوده و شرط عدم لغزش برای سطح بدنه مدل به کار رفته است. سرعت جریان آزاد در این مطالعه برابر با ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. عدد رینولدز با توجه به مقادیر اشاره شده سرعت، میانگین طول وتر ۰/۳۳۷۳ متر و شرایط اتمسفر استاندارد در سطح دریا، به ترتیب $6/9 \times 10^5$ و $18/4 \times 10^5$ می‌باشد.

آشفتگی موجود در جریان با استفاده از مدل دو معادله‌ای کا-اُمگا-اس تی^{۳۶} محاسبه گردیده است. این مدل دقت مناسبی در مدل‌سازی جریان‌های همراه با جدایش و گرادیان‌های فشاری معکوس دارد. همچنین برخلاف مدل کا-اُمگا-استاندارد^{۳۷} این مدل به مقدار ω جریان آزاد، وابسته نمی‌باشد [۲۹]. به دلیل تراکم ناپذیر بودن جریان، شرط مرزی سرعت ورودی^{۳۸} در ورودی لحاظ گردیده تا سرعت و مقادیر اسکالر جریان، در ورودی تعیین شوند. با توجه به عدم درج شدت آشفتگی در گزارش فنی آزمون تجربی، مقدار این پارامتر، خفیف و در حدود ۱ درصد در نظر گرفته شد که برای آن، بهترین مطابقت بین نتایج تجربی و عددی حاصل گردید. در گسسته‌سازی ترم فشاری از طرح مرتبه دوم^{۳۹} و برای معادله مومنوم، انرژی جنبشی آشفتگی و تلفات، از طرح مرتبه دوم

برخی از خصوصیات هندسی پرنده نشان داده شده است. اطلاعات تکمیلی در مرجع [۲۶] موجود می‌باشد.

جدول ۱ مشخصات هندسی مدل

مقدار	نماد	مشخصه
۰/۳۳۷۳	s	مساحت بال (m ²)
۱	b	طول دهانه بال (m)
۰/۷۴	L _C	طول مدل در محور تقارن (m)
۵۶	Λ	زاویه عقبگرد (°)
۳	θ	زاویه پیچش - منفی (°)
۰/۳۳۷۳	\bar{C}	متوسط طول وتر (m)
۰/۵۴L _C , (۰/۴ ۰/۱۰ ۰/۱۰)	MRP	مکان مرجع گشتاور (m)

نکته: MRP توسط مؤلفان در نظر گرفته شده است (مبدأ مختصات، نوک دماغه مدل می‌باشد)

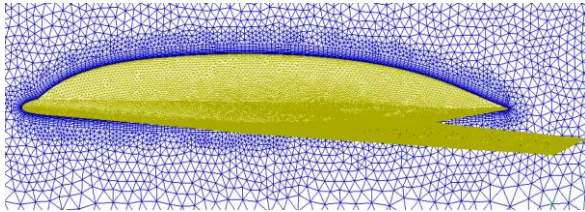
آزمایشات تجربی انجام شده برای این مدل در تونل باد سرعت پایین ال-۲۲۰۰۰ در مؤسسه سلطنتی فناوری استوکهلم سوئد^{۳۳} (KTH) صورت گرفته است. شکل ۳ نمای از تونل باد و نحو قرار گیری مدل در آن را به تصویر می‌کشد. جزئیات مربوط به شرایط آزمون در مرجع [۲۶، ۲۷] موجود است.



شکل ۳ - مدل آزمون در تونل باد سرعت پایین [۲۶]

در شکل ۴ چگونگی اعمال زاویه پیچش نشان داده شده است. جهت حصول پیچش هندسی^{۳۴} در نواحی خارجی بال، مقطع A ثابت در نظر گرفته شده و مقطع B حول لبه حمله به سمت بالا جابه‌جا شده تا زاویه پیچش منفی حاصل شود. تغییرات زاویه پیچش در راستای دهانه بال خطی بوده و زاویه پیچش به تدریج از مقطع A تا B افزایش خواهد یافت. برای

قرار گرفت. در جدول ۲ تغییرات ضریب پسا بر حسب تعداد سلول‌های شبکه، نشان داده شده است. با توجه به روند تغییرات، مشخص است که شبکه شماره ۳ مناسب‌ترین شبکه از نظر دقت و حجم محاسبات می‌باشد.



شکل ۶ - نمای از شبکه بندی حول مدل

جدول ۲ مطالعه شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه

ردیف	تعداد سلول	Cd
شبکه ۱	۹۳۴۰۰۰	۰/۰۶۶۲
شبکه ۲	۱۴۷۰۰۰۰	۰/۰۶۴۵
شبکه ۳	۲۵۱۰۰۰۰	۰/۰۶۲۳
شبکه ۴	۳۳۱۰۰۰۰	۰/۰۶۲۴
شبکه ۵	۴۳۲۰۰۰۰	۰/۰۶۲۴

بحث و نتایج

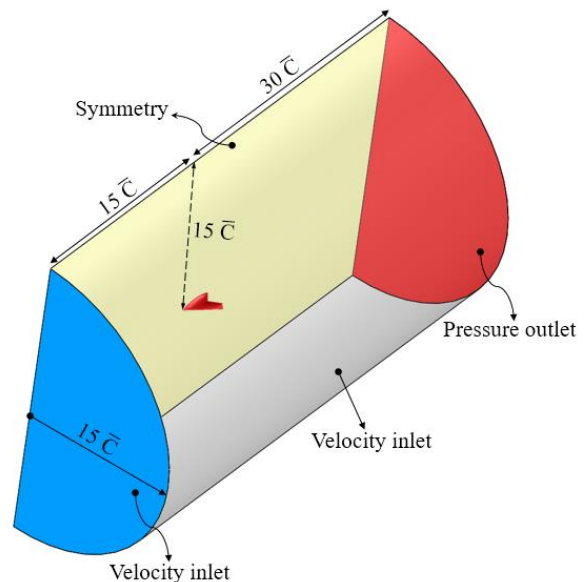
اعتبار سنجی

جهت بررسی دقت نتایج، مقادیر به دست آمده برای ضرایب برآ و پسا، با نتایج تجربی حاصله در مرجع [۱۲] مقایسه شده است. شکل ۷ تغییرات ضریب برآ را نسبت به زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، شبیه‌سازی عددی به خوبی توانسته روند سیر نتایج تجربی را پیش‌بینی کند. همچنین از لحاظ مقداری نیز تطابق بسیار خوبی با نتایج مرجع مذکور وجود دارد؛ اما در حالت کلی و برای تمام زوایای حمله، نتایج عددی به میزان بسیار ناچیزی ضریب برآ را کمتر پیش‌بینی می‌کند. بیشترین مقدار این اختلاف در زاویه حمله ۲۰ درجه و حدود ۵/۱۱ درصد می‌باشد. جهت بهبود امر صحت‌گذاری، تغییرات ضریب پسا و مقایسه آن با نتایج تجربی در شکل ۸ نشان داده شده است. با توجه به شکل، نتایج بدست آمده برای ضریب پسا همچون ضریب برآ مطابقت بسیار خوبی با نتایج تجربی دارد؛ اما همچنان خطای به میزان ۵/۵ درصد در زاویه حمله ۲۰ درجه مشاهده می‌شود. با توجه به ساختار نوسانی و آشفته جریان در زوایای حمله بالا، عمده اختلاف موجود بین نتایج عددی و داده‌های تجربی در این

بالادستی^{۴۰} استفاده شده است. همچنین ترم پخش در معادله ناویر-استوکس به وسیله روش حداقل مربعات بر پایه سلول^{۴۱} گسسته‌سازی می‌شود. با توجه به تقارن الگوی جریان روی بال، شبیه‌سازی مذکور برای نیمی از مدل مورد بررسی، انجام شده است.

شبکه بندی

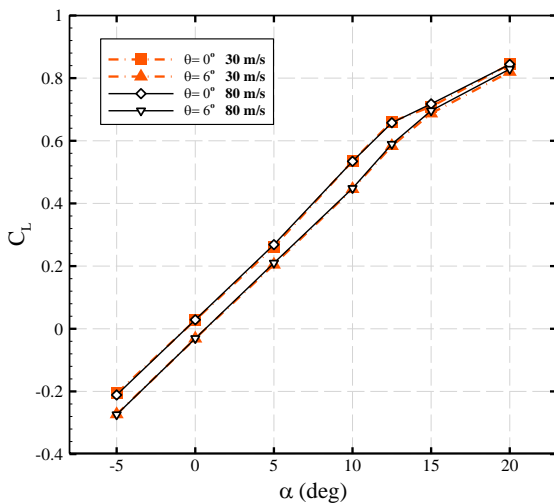
شبکه محاسباتی با استفاده از نرم افزار آیس-سی اف دی^{۴۲} و به صورت بی‌سازمان در قالب یک دامنه حل استوانه‌ای شکل تولید شده است (شکل ۵). این شبکه ترکیبی از المان‌های منشوری، چهار وجهی و هرمی می‌باشد. شکل ۶ نمای از شبکه بندی صورت گرفته اطراف هندسه مورد بررسی را نشان می‌دهد. در نواحی اطراف و پایین دست هندسه به دلیل وجود گرادیان‌های سرعت بالا، شبکه بندی ریزتر شده تا پدیده‌های موجود در آن نواحی به خوبی مدل شوند. برای سطح دیواره از شبکه لایه‌مرزی استفاده شده تا عدد بی‌بعد وای-پلاس^{۴۳} برای تمام دیواره در محدوده کمتر از ۱۰۰ قرار گیرد. هدف از این کار، مدل‌سازی خصوصیات جریان لایه‌مرزی با بهره‌گیری از بهبود دهنده اتوماتیک نزدیک دیواره^{۴۴} بوده است [۲۸].



شکل ۵ - دامنه محاسباتی همراه با معرفی شروط مرزی

جهت اطمینان از صحت نتایج و عدم وابستگی آن به تعداد سلول‌های شبکه، مقدار ضریب پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه برای پنج شبکه با تعداد سلول‌های مختلف مورد بررسی

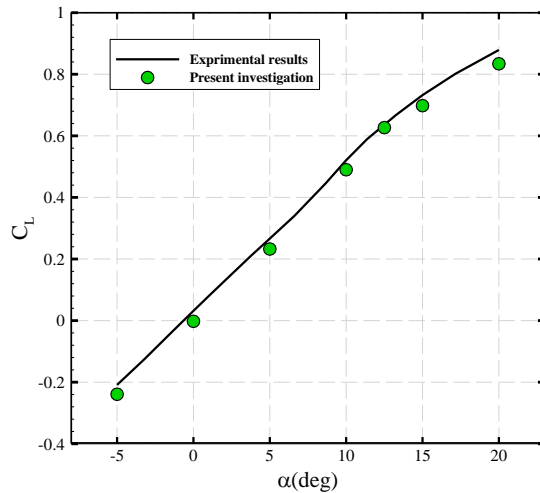
ضریب برآ در اثر افزایش سرعت بسیار ناچیز می‌باشد. اما اعمال پیچش تأثیر قابل توجه بر ضریب برآ خواهد داشت. مشاهده می‌شود که برای تمامی زوایای حمله، تغییر زاویه پیچش به ۶ درجه موجب کاهش ضریب برآ شده است؛ زیرا با اعمال زاویه پیچش، زاویه حمله نواحی خارجی بال کاهش می‌یابد که این امر سبب کاهش سهم رئوس بال از تولید نیروی برآ می‌شود. اما این کاهش در تمام زوایای حمله یکسان نبوده و رفتار پیچش با افزایش زاویه حمله تغییر می‌کند.



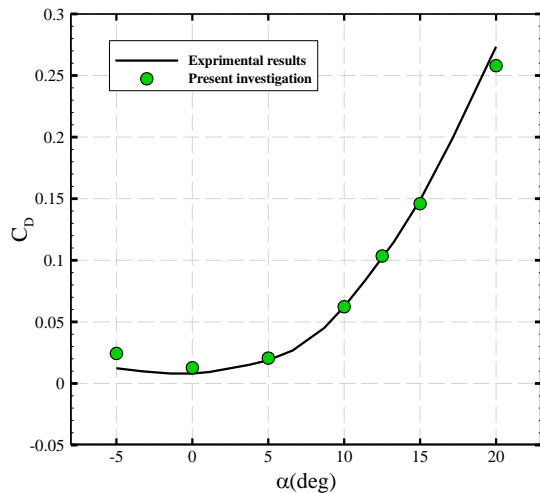
شکل ۹ - تغییرات C_L در مقابل زاویه پیچش، زاویه حمله و سرعت جریان

در زوایای حمله پایین (زوایای ۵-، ۰ و ۵ درجه) با افزایش پیچش، تغییرات ضریب برآ نسبتاً ثابت بوده و شیب نمودار برای هر دو مقدار پیچش یکسان می‌باشد. اما در پی افزایش زاویه حمله تا ۱۰ درجه، پیچش مؤثرتر واقع شده و تغییرات ضریب برآ افزایش یافته است. این امر به دلیل تغییرات وسیع الگوی جریان روی بال حادث می‌شود. شکل ۱۰ خطوط جریان سطح بال را در زوایای پیچش صفر و ۶ درجه و برای سرعت ۸۰ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. با توجه به شکل، برای زاویه حمله ۱۰ و پیچش صفر درجه، جریان گردابه‌ای منسجمی متشکل از گردابه‌های لبه حمله و رئوس بال، در سطح بال وجود دارد؛ اما با اعمال زاویه پیچش ۶ درجه، از قدرت و انسجام گردابه‌های مذکور کاسته شده است. به منظور تشریح این موضوع، توزیع ضریب فشار برای مقاطع عرضی سطح بال در شکل ۱۱ نشان داده شده است. نواحی کمینه ضریب فشار در این شکل، موقعیت مرکز گردابه‌های شکل گرفته روی بال را

شرایط ظهور می‌کند؛ در این راستا توان مدل آشفستگی و پایا بودن روند حل، به عنوان دلیلی بر ایجاد اختلافات موجود بیان می‌شوند.



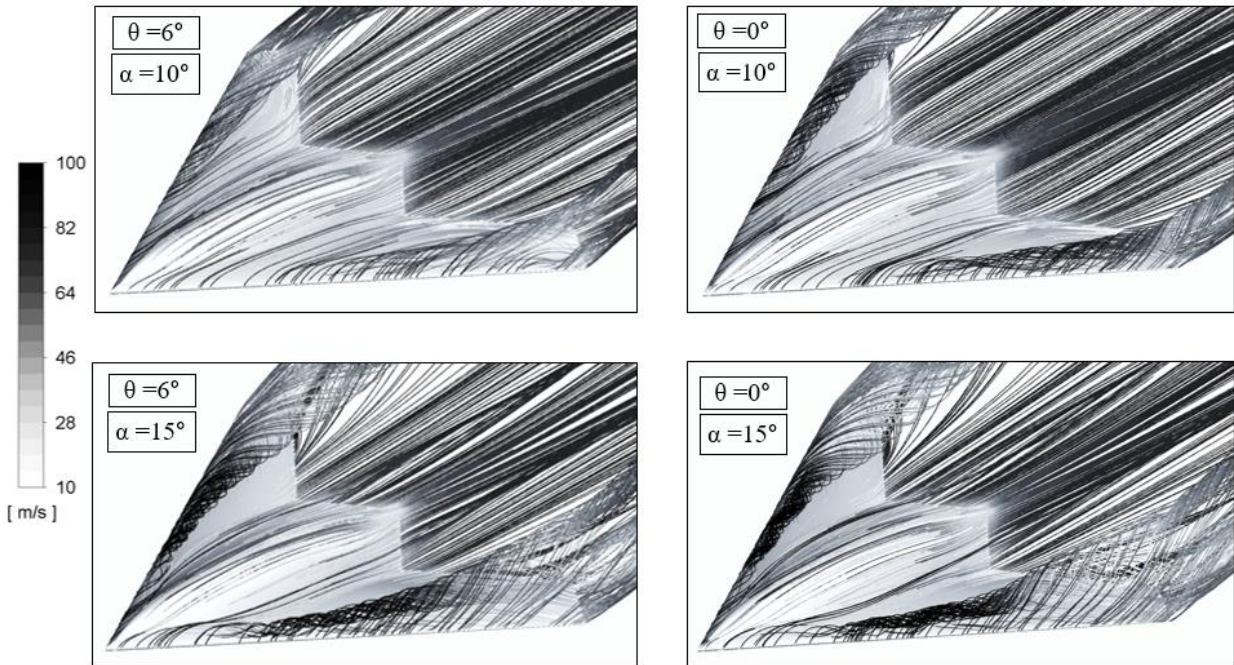
شکل ۷ - مقایسه ضریب برآی نتایج عددی و داده‌های تجربی [۱۲] برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه



شکل ۸ - مقایسه ضریب پسای نتایج عددی و داده‌های تجربی [۱۲] برای سرعت ۳۰ متر بر ثانیه

ضرایب آیرودینامیکی

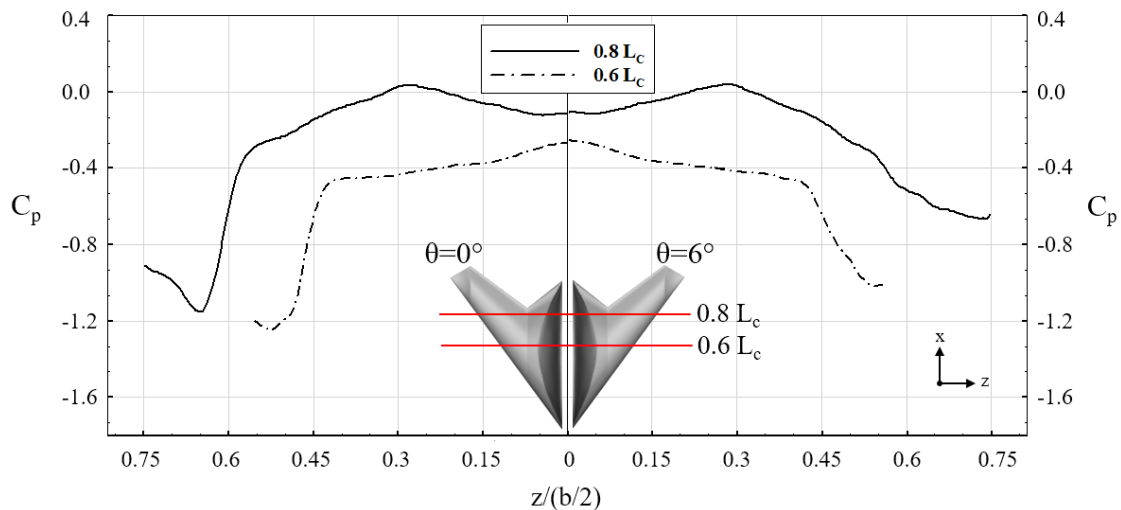
ساختار یکپارچه بال و بدنه در مدل سوینگ، موجب شده تا بدنه نقش بسزایی در تولید نیروی برآ داشته باشد، از طرفی تغییر مؤلفه‌های هندسی بال و خصوصیات پروازی نیز از اهمیت بالایی در تولید این نیرو برخوردار هستند. در شکل ۹ تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله، زاویه پیچش و عدد رینولدز نشان داده شده است. همانطور که انتظار می‌رود رفتار نمودار در هر دو مقدار پیچش، مستقل از عدد رینولدز بوده و تغییرات



شکل ۱۰- الگوی خطوط جریان روی بال برای زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه

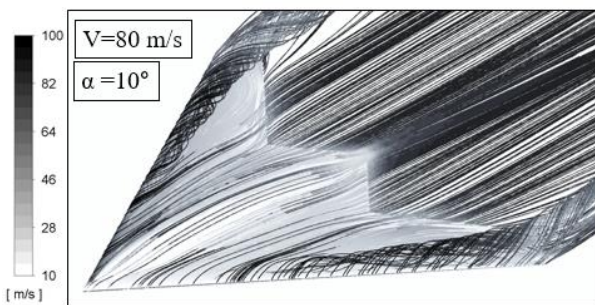
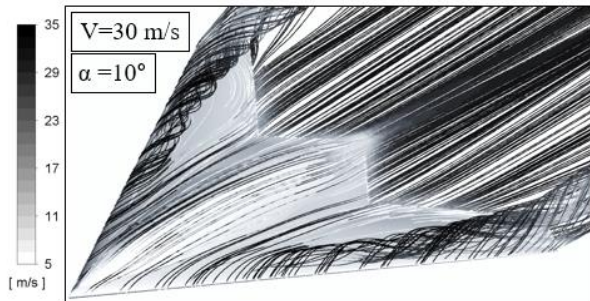
نواحی خارجی بال، برای گردابه‌های^{۴۶} نیز به جهت تضعیف جریان گردابه‌ای در سطح بال کاهش خواهد یافت. مطالب اشاره شده برای زاویه حمله ۱۲/۵ درجه نیز صادق خواهد بود. در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه، اثرگذاری زاویه پیچش کاهش یافته و ضریب برآ تغییرات محدودتری خواهد داشت. در زوایای حمله بالا، به دلیل زاویه عقبگرد نسبتاً بالای بال، جدایش جریان موجود در نواحی خارجی و رئوس بال (نواحی اعمال پیچش) گسترش می‌یابد؛ از این رو عملکرد پیچش کاهش خواهد یافت. شکل ۱۰ نشان می‌دهد که با اعمال پیچش

نشان می‌دهند. با مقایسه رفتار منحنی‌های C_p در زوایای پیچش صفر (نیمه سمت چپ شکل) و ۶ درجه (نیمه سمت راست شکل)، مشخص است که اعمال پیچش موجب هموار شدن نمودار و کاهش افت فشار موجود در نواحی نزدیک لبه حمله، برای هریک از مقاطع عرضی نشان داده شده می‌شود؛ که این امر حاکی از تضعیف توان و قدرت گردابه‌های سطح بال است. مطلب مذکور عامل اصلی تغییرات زیاد ضریب برآ در زاویه حمله ۱۰ درجه می‌باشد. زیرا با اعمال زاویه پیچش، در کنار کاهش نیروی برآی معمول^{۴۵} ناشی از کاهش زاویه حمله

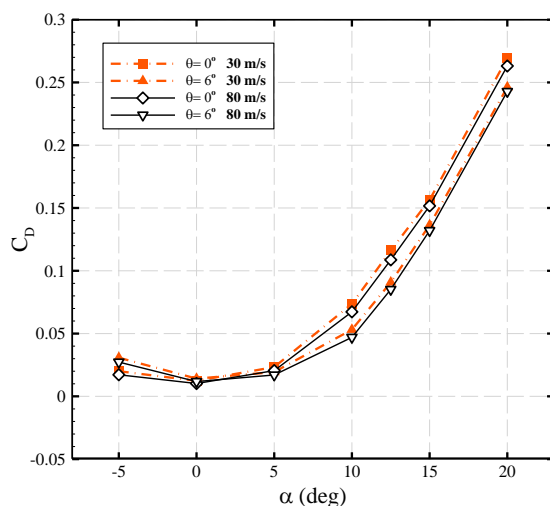


شکل ۱۱- مقایسه توزیع ضریب فشار (C_p) در مقاطع عرضی سطح بال بین زوایای پیچش صفر (سمت چپ) و ۶ درجه (سمت راست)

نسبت به فشار دینامیکی خواهد داشت. هر چند با افزایش عدد رینولدز ضریب پسای فشاری و اصطکاکی کاهش یافته، اما مقدار این کاهش خفیف می‌باشد؛ زیرا افزایش عدد رینولدز تا حدی نبوده که رفتار و رژیم جریان تغییرات اساسی را متحمل شوند.



شکل ۱۲ - مقایسه جریان گردابه‌ای سطح بال در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه و برای زاویه حمله ۱۰ درجه

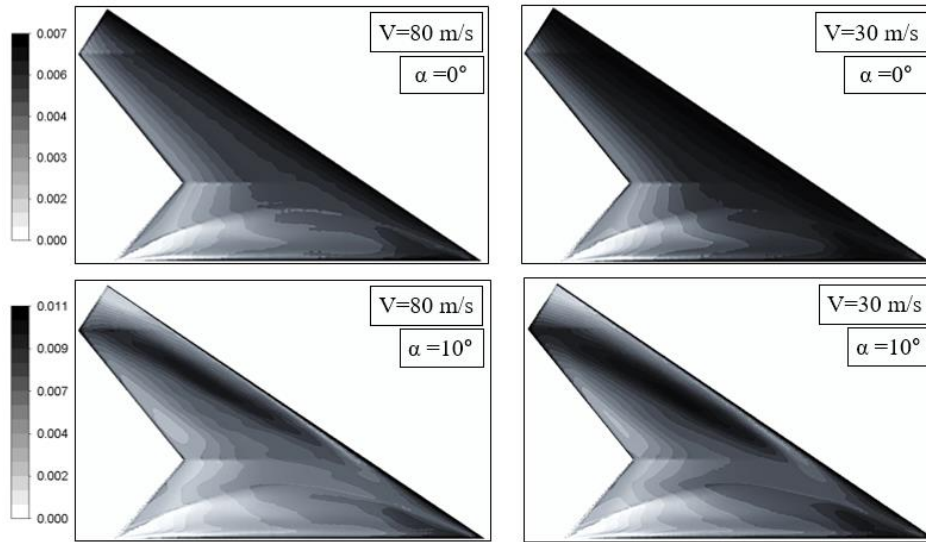


شکل ۱۳ - تغییرات C_D در مقابل زاویه پیچش، زاویه حمله و سرعت جریان

با مقایسه نحوه تغییر ضریب پسا ناشی از اعمال پیچش در هر یک از سرعت‌های پروازی، مشخص است که اثرات پیچش

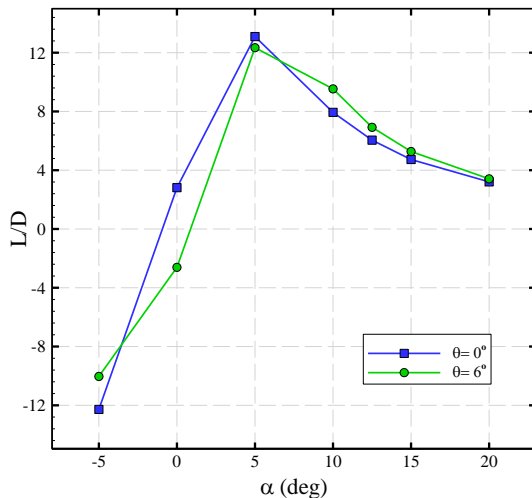
در زاویه حمله ۱۵ درجه، تغییرات قابل توجهی در الگوی جریان روی بال ایجاد نشده و ساختار جریان تقریباً ثابت مانده است. این اثر در زاویه حمله ۲۰ درجه تشدید خواهد شد. به منظور بررسی اثر تغییر عدد رینولدز و فاز پروازی بر میدان جریان سطح بال، مقایسه‌ای بین رفتار خطوط جریان در هر یک از سرعت‌های پروازی انجام شده است (شکل ۱۲). در این قیاس که برای زاویه حمله ۱۰ و پیچش صفر درجه صورت گرفته، مشاهده می‌شود که افزایش سرعت از ۳۰ تا ۸۰ متر بر ثانیه سبب افت ابعاد گردابه‌های سطح بال می‌شود. زیرا عامل اصلی تولید گردابه در لبه حمله، یعنی جدایش جریان، به دلیل افزایش انرژی و چسبندگی جریان کاهش یافته است. اما نکته‌ای که می‌بایست مورد توجه قرار گیرد، افزایش ورتیسیته^{۴۷} یا نیروی دورانی گردابه‌ها در اثر رشد سرعت است که موجب شده تا چگالی و قدرت گردابه‌ها افزایش یابد. این موضوع منجر به رشد قابل توجه برای گردابه‌ای می‌شود. اما به دلیل رشد فشار دینامیکی، سهم این نوع برآ از ضریب برآی کل در طی تغییر عدد رینولدز، نسبتاً ثابت خواهد ماند. بطور کلی با توجه به رفتار نمودار ضریب برآ می‌توان نتیجه گرفت که درصد تأثیر پیچش بر روی میدان جریان سطح بال و برآی گردابه‌ای، در هر یک از سرعت‌های پروازی تقریباً یکسان می‌باشد.

شکل ۱۳ تغییرات ضریب پسا را در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. صرف نظر از اثرات پیچش، با افزایش سرعت، روند تغییرات ضریب پسا ناشی از تغییر زاویه حمله و پیچش حفظ شده است. با اینحال برخلاف ضریب برآ، مقادیر ضریب پسا از تغییرات عدد رینولدز بیشتر تأثیر پذیرفته است. مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت، مقدار ضریب پسا کاهش یافته است و این کاهش در تمامی زوایای حمله، نسبتاً به یک اندازه می‌باشد. یکی از دلایل این موضوع، افزایش انرژی و تبادل مومنتوم^{۴۸} در لایه مرزی است. به این معنی که با رشد گرادیان سرعت در داخل لایه مرزی، تمایل جریان به تبعیت از سطح افزایش یافته و ضریب پسای ناشی از گرادیان‌های فشاری^{۴۹} کاهش خواهد یافت. علاوه بر این در پی افزایش سرعت، ضریب پسای اصطکاکی نیز تضعیف خواهد شد. شکل ۱۴ توزیع ضریب اصطکاک پوسته‌ای را برای زاویه حمله صفر و ۱۰ درجه نشان می‌دهد. واضح است که با افزایش سرعت، مقدار ضریب اصطکاک در سطح بال به‌طور قابل توجهی کاهش یافته، زیرا به دنبال افزایش عدد رینولدز، تنش برشی رشد کمتری



شکل ۱۴ - مقایسه توزیع ضریب اصطکاک C_F در زاویه پیچش صفر درجه، برای سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه

زاویه حمله ارائه می‌دهد. در شکل ۱۵ تغییرات L/D برای سرعت ۸۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. اعمال زاویه پیچش باعث کاهش شدید بازده آیرودینامیکی در زاویه حمله صفر درجه شده، در مقابل برای زوایای حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه عملکرد مثبتی داشته و بازده آیرودینامیکی را افزایش داده است. اما این افزایش با رشد زاویه حمله و در پی آن کاهش عملکرد نواحی خارجی بال کاهش می‌یابد.



شکل ۱۵ - نسبت برآ به پسا (بازده آیرودینامیکی) برای سرعت ۸۰ متر بر ثانیه

با توجه به شکل، مشخص است که بیشترین مقدار L/D در زاویه حمله ۵ درجه وجود دارد؛ بنابراین این زاویه را می‌توان به عنوان زاویه حمله فاز کروز معرفی کرد. با اعمال زاویه

در زوایای حمله بالا به مراتب بیشتر از زوایای حمله پایین است. در این بین، کمترین تأثیرگذاری در زاویه حمله صفر درجه مشاهده می‌شود؛ در این زاویه حمله، در اعمال پیچش، سطح عمود بر جریان در نواحی خارجی بال افزایش می‌یابد و این امر سبب افزایش پسای فشاری در نواحی مذکور می‌شود؛ اما در مقابل پسای پوسته‌ای کاهش خواهد یافت. برهم نهی اثرات فوق، اختلاف ناچیز ضریب پسا را در این زاویه حمله به دنبال دارد. برای زوایای حمله بیش از صفر درجه با افزایش زاویه حمله و در نتیجه تقویت نیروهای فشاری، اثرگذاری پیچش افزایش می‌یابد. همانطور که در شکل ۱۳ پیداست، اعمال پیچش ۶ درجه موجب کاهش ضریب پسا می‌شود؛ یکی از دلایل این امر، کاهش سهم نواحی خارجی بال در تولید نیروی برآ است؛ این امر باعث می‌شود توزیع نیروی برآ به توزیع بیضوی نزدیک شود و در نتیجه پسای القایی کاهش یابد. عامل مؤثر دیگر در این اختلاف، تغییر پسای فشاری می‌باشد. در زوایای حمله ۵ تا ۲۰ درجه با اعمال زاویه پیچش، زاویه حمله مقاطع خارجی بال کاهش می‌یابد که این خود منجر به کاهش پسای فشاری در مقاطع عرضی موجود در رئوس بال می‌شود. عکس این موضوع در زاویه حمله ۵- درجه برقرار بوده که منجر به افزایش ضریب پسا شده است.

ضرایب آیرودینامیکی

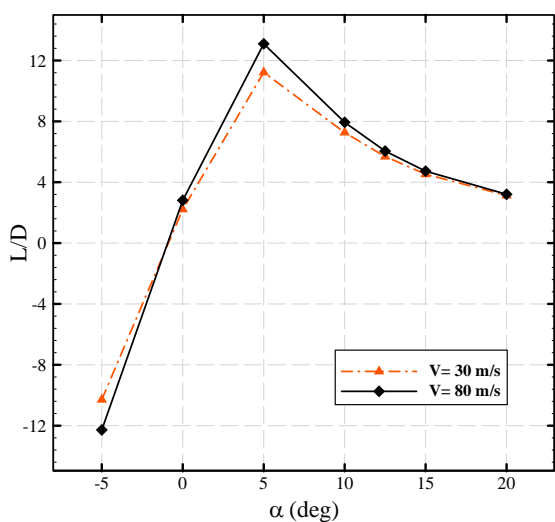
بررسی تغییرات نسبت برآ به پسا اطلاعات بیشتری را در خصوص نحوه اثرگذاری متغیرهای پیچش، عدد رینولدز و

نتیجه گرفت که اعمال پیچش موجب معکوس شدن اثر افزایش سرعت در زاویه حمله صفر درجه می‌شود.

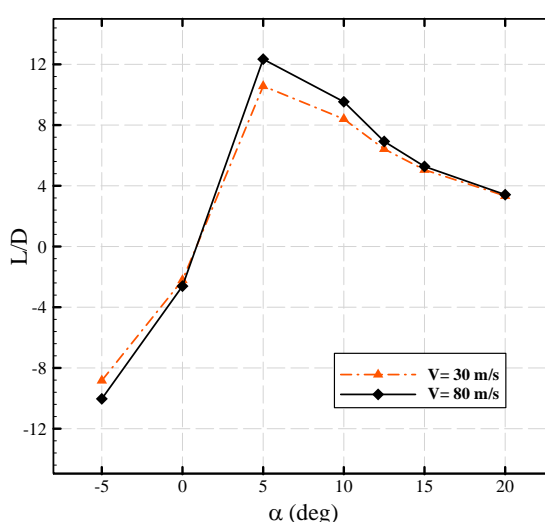
تا به اینجا نقش پیچش در تغییر مقادیر L/D برای یک سرعت معین (۸۰ متر بر ثانیه) و اثر افزایش سرعت منحصراً برای هر یک از زوایای پیچش مورد بررسی قرار گرفت. اکنون میزان کارکرد و اثرگذاری پیچش بر بازده آیرودینامیکی، در سرعت‌های پروازی مختلف مقایسه خواهد شد که این همان بررسی بازده و عملکرد مؤلفه‌های هندسی بال در اثر تغییر عدد رینولدز می‌باشد. به این منظور در شکل ۱۷ تفاضل بازده آیرودینامیکی $\Delta(L/D)$ بین زاویه پیچش صفر و ۶ درجه برای سرعت‌های ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. این تفاضل بیان کننده بازده و عملکرد پیچش در هر سرعت و فاز پروازی است. با توجه به شکل و درحالت کلی اعمال زاویه پیچش در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه مؤثرتر واقع شده و تغییرات بیشتری را برای L/D به وجود می‌آورد. برای هر دو مقدار سرعت، بیشترین اثرگذاری پیچش در زاویه حمله صفر درجه قرار دارد. در این زاویه حمله اعمال پیچش عملکرد منفی داشته و با افزایش سرعت جریان، این اثر حدود ۲۲/۵ درصد تقویت شده است. در زوایای حمله ۵، ۱۵ و ۲۰ درجه رفتار پیچش نسبتاً مستقل از مقدار سرعت بوده و تغییرات ناچیز می‌باشند. در زاویه حمله ۱۰ و ۱۲/۵ درجه تغییرات قابل ملاحظه است و افزایش سرعت توانسته کارایی پیچش را در ارتقاء بازده آیرودینامیکی به ترتیب ۴۱ و ۱۹ درصد بهبود دهد. همین رفتار برای زوایای حمله ۵- درجه نیز صادق خواهد بود.

پیچش در زاویه حمله ۵ درجه، بازده آیرودینامیکی اندکی کاهش یافته، اما بدون در نظر گرفتن شرایط پایداری طولی نمی‌توان کارکرد پیچش را در این فاز پروازی مضر دانست. این موضوع در بخش بعد بررسی خواهد شد.

در راستای بررسی اثرات ناشی از تغییر عدد رینولدز، مقایسه‌ای بین مقادیر L/D در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه انجام گرفته است (شکل ۱۶). در حالت کلی و برای هر یک از زوایای پیچش، افزایش سرعت موجب افزایش بازده آیرودینامیکی در طیف وسیعی از زوایای حمله می‌شود. بیشترین افزایش در زاویه حمله ۵ درجه واقع شده که دلیل آن کاهش حدود ۱۲ درصدی ضریب پسا و افزایش حدود ۳ درصدی ضریب برآ در هر دو زاویه پیچش می‌باشد. با افزایش زاویه حمله، تغییرات بازده آیرودینامیکی کاهش یافته و در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه، مقادیر L/D برای هر دو زاویه پیچش، نسبتاً مستقل از عدد رینولدز خواهد بود. با توجه به شکل، برای زاویه حمله ۱۰ درجه، افزایش سرعت باعث رشد ۱۴ درصدی بازده آیرودینامیکی در پیچش ۶ درجه و رشد ۹ درصدی در پیچش صفر درجه می‌شود؛ این امر حاکی از حساسیت بالاتر L/D به تغییر عدد رینولدز در پیچش ۶ درجه و محدوده زاویه حمله مذکور است. در زاویه حمله صفر درجه تغییرات بازده آیرودینامیکی رفتار متناقضی نسبت به هر یک از زوایای پیچش دارد؛ مشاهده می‌شود که افزایش سرعت در زاویه پیچش صفر درجه L/D را افزایش داده ولی در زاویه پیچش ۶ درجه منجر به کاهش آن شده است. بنابراین می‌توان



پیچش ۶ درجه



پیچش صفر درجه

شکل ۱۶ - تغییرات بازده آیرودینامیکی (L/D) ناشی از تغییر سرعت پروازی

بطور کلی جهت ارضای پایداری طولی در هواپیماهای بال‌پرنده، لازم است تا روابط یا شروط ۱ و ۲ به طور همزمان ارضا شوند. روابط ذیل از مرجع [۳۰] استخراج شده‌اند.

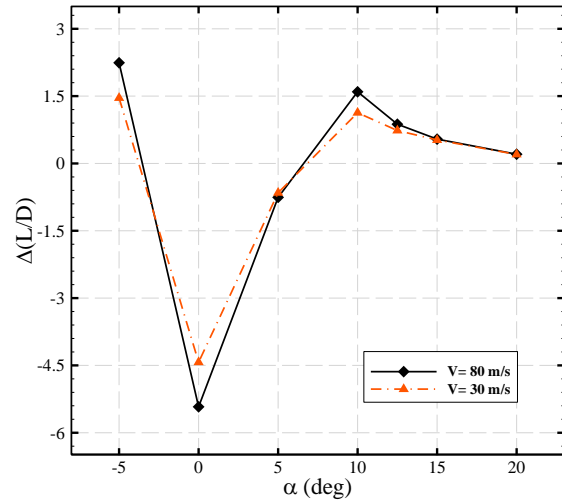
$$C_{M_\alpha} = \frac{dC_M}{d\alpha} < 0 \quad (1)$$

$$C_{M_0} > 0 \quad (2)$$

با توجه به شکل ۱۸ در زاویه پیچش صفر درجه با افزایش زاویه حمله تا ۱۰ درجه، شیب نمودار منفی می‌باشد؛ همچنین با اعمال پیچش، این امر تا زاویه حمله ۱۲/۵ درجه نیز ادامه می‌یابد. از این رو می‌توان گفت شرط شماره یک در هر دو مقدار پیچش برقرار است.

بررسی مقدار ضریب گشتاور در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد که شرط شماره ۲ در زاویه پیچش صفر درجه ارضا نشده است. اما با افزایش زاویه پیچش و مثبت شدن مقدار ضریب گشتاور در زاویه پیچش صفر درجه این شرط ارضا، و پایداری طولی برقرار خواهد شد. منفی شدن زاویه حمله در نواحی خارجی بال به دلیل اعمال زاویه پیچش، باعث می‌شود تا در زاویه حمله صفر درجه، رئوس بال عملکردی مشابه دم افقی داشته باشند. در نتیجه با تولید نیروی فشاری به سمت پایین و در مکانی پشت مرکز گشتاور، موجب تولید گشتاور چرخشی در راستای حرکت دماغه به سمت بالا می‌شوند و در نتیجه شرط $C_{M_0} > 0$ برقرار خواهد شد.

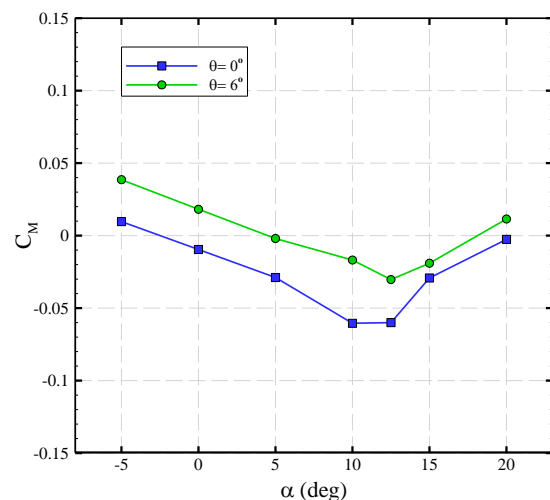
روند تغییرات C_M در زاویه پیچش صفر درجه نشان می‌دهد که برای بازه زوایای حمله ۱۰ تا ۱۲/۵ درجه شیب نمودار به مقدار خفیفی تغییر علامت داده و برای بعد از زاویه حمله ۱۲/۵ درجه این تغییر علامت تشدید شده و شیب افزایش یافته است. این امر به منزله شروع پدیده پیچ آپ در محدوده زاویه حمله ۱۰ درجه است. اما در اثر اعمال زاویه پیچش ۶ درجه، C_{M_α} تا زاویه حمله ۱۲/۵ درجه همچنان منفی خواهد بود و برای بعد از این زاویه حمله نیز از تغییر ناگهانی C_M جلوگیری شده و نمودار شیب مثبت کوچکتری دارد. با توجه به این مطلب می‌توان نتیجه گرفت که اعمال پیچش در کنار ارضای شروط پایداری طولی باعث به تأخیر افتادن چند درجه‌ای پدیده پیچ آپ خواهد شد که این یک دستاورد بزرگ در بهبود پایداری طولی بال‌پرنده خواهد بود.



شکل ۱۷ - تفاضل L/D بین زوایای پیچش صفر و ۶ درجه $\left(\frac{L}{D}\right)_{\theta=6^\circ} - \left(\frac{L}{D}\right)_{\theta=0^\circ}$ در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه

پایداری طولی

در شکل ۱۸ نمودار ضریب گشتاور چرخشی نشان داده شده است. با توجه به روند نسبتاً یکسان تغییرات C_M در هر دو سرعت، این نمودار برای سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و با هدف بررسی اثر اعمال زاویه پیچش بر پایداری طولی ارائه می‌شود. مطابق با قانون دست راست، گشتاور چرخشی در راستای چرخش ساعتگرد دماغه (جا به جایی دماغه به سمت بالا)، مثبت در نظر گرفته شده است.



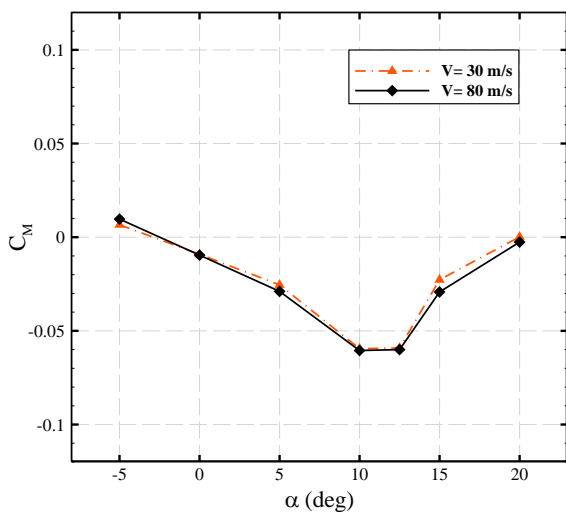
شکل ۱۸ - تغییرات C_M نسبت به زاویه حمله و پیچش در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه

آن به طور قابل توجهی به تأخیر خواهد یافت. مکان‌های مرکز ثقل (مرکز گشتاور) و مرکز فشار، نقش بسیار مهمی در رابطه با وضعیت پایداری یک هواپیما دارند. در همین راستا، نتایج نشان می‌دهد که در کنار افزایش بسیار خفیف ضریب برآ (نماینده نیروی گشتاور) در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه، با رشد سرعت جریان، مکان مرکز فشار به سمت عقب جابه‌جا می‌شود. از آنجایی که زاویه عقبگرد بال عاملی در جهت قرارگیری مکان مرکز فشار در پشت مرکز ثقل می‌باشد، پس حرکت رو به عقب مرکز فشار موجب افزایش طول بازوی گشتاور و مشخصه r می‌شود (جدول ۳). آثار بیان شده باعث می‌شوند که برای هر یک از زاویه پیچش، مقدار ضریب گشتاور چرخشی در غالب زوایای حمله افزایش یابد (شکل ۱۹). اثرپذیری گرادیان‌های فشاری از رشد عدد رینولدز موجب شده تا تغییرات رخ داده در زوایای حمله بالاتر از ۱۰ درجه ملموس‌تر باشد. بطور کلی می‌توان نتیجه گرفت که افزایش سرعت موجب افزایش درجه پایداری و بهبود رفتار پیچ آپ می‌شود.

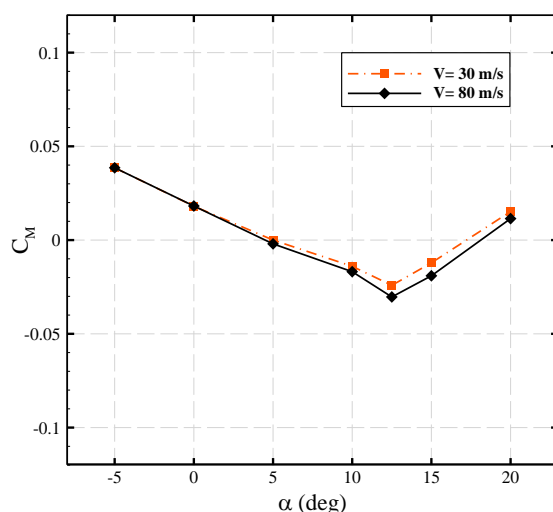
در راستای بررسی تغییر عملکرد زاویه پیچش با افزایش عدد رینولدز، تفاضل ضریب گشتاور بین پیچش صفر و ۶ درجه برای هر یک از سرعت پروازی در شکل ۲۰ رسم شده است. هرچند در زوایای حمله ۱۵ و صفر درجه عملکرد پیچش نسبتاً مستقل از عدد رینولدز می‌باشد، اما در سایر زوایا، افزایش سرعت باعث تغییر تفاضل اشاره شده می‌شود. دلیل این امر

با توجه به شکل ۱۸، برای پیچش ۶ درجه، ضریب گشتاور در زاویه حمله ۵ درجه برابر با صفر خواهد شد ($C_M=0$). با توجه به اینکه بیشترین مقدار بازده آیرودینامیکی در این زاویه حمله وجود دارد، می‌توان نتیجه گرفت که اعمال پیچش موجب قرارگیری خودکار هواپیما در بهینه‌ترین زاویه حمله می‌شود. از این رو پسای تریم^{۵۱} به شدت کاهش می‌یابد. بنابراین بر خلاف آنچه که در نمودار L/D مشاهده گردید، پیچش موجب افزایش بازده آیرودینامیکی در فاز کروز خواهد شد.

در راستای بررسی اثرات ناشی از تغییر عدد رینولدز، مقایسه‌ای بین مقادیر L/D در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه انجام گرفته است (شکل ۱۹). در زاویه پیچش صفر درجه، افزایش سرعت باعث افزایش قدر مطلق ضریب گشتاور در زوایای پیچش ۱۵ و ۲۰ درجه می‌شود که این امر اثرات مخرب پدیده پیچ آپ را کاهش خواهد داد. برای زوایای حمله کوچکتر از ۵ درجه، با افزایش سرعت، شیب نمودار افزایش یافته است، از این رو درجه پایداری افزایش خواهد یافت؛ اما همچنان تمام شروط پایداری در این زاویه پیچش ارضا نشده و هواپیما ناپایدار است. در زاویه پیچش ۶ درجه، افزایش سرعت اثرات نسبتاً مشابهی دارد. با این تفاوت که افزایش قدر مطلق ضریب گشتاور برای زوایای حمله بیش از ۱۰ درجه حادث می‌شود که این موضوع حاکی از تقویت ممان بازگرداننده در زوایای حمله بالا خواهد بود. از این رو شروع پدیده پیچ آپ و اثرات مخرب



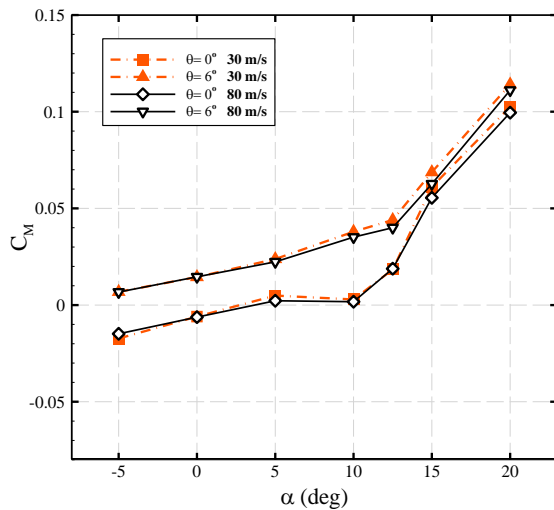
پیچش ۶ درجه



پیچش صفر درجه

شکل ۱۹ - تغییرات ضریب گشتاور ناشی از تغییر سرعت پروازی

توجه شود که $C_{M\alpha}$ همانقدر که به خصوصیات آیرودینامیکی هواپیما وابسته است، از مکان قرارگیری مرکز ثقل نیز تأثیر می‌پذیرد. جهت بررسی اثر مکان مرکز ثقل بر پایداری طولی در مقادیر سرعت و پیچش مختلف، مکان مرکز گشتاور حدود ۱۰ درصد به سمت انتهای بدنه جابه‌جا شده است. شکل ۲۱ تغییرات ضریب گشتاور در مقابل زاویه حمله را برای مکان مرکز گشتاور جدید نشان می‌دهد.



شکل ۲۱ - تغییرات C_M برای مرکز گشتاور جدید $6L_c/0$.

$$MPR=0/44$$

با توجه به نمودار فوق با جابه‌جایی ۱۰ درصدی مرکز گشتاور به سمت عقب، شیب منحنی C_M تقریباً در تمام نواحی مثبت خواهد شد ($C_{M\alpha} > 0$) که این امر نشان دهنده‌ی ناپایداری طولی پرنده در تمام زوایای پیچش است. نکته جالب توجه این است که همچنان منحنی ضریب گشتاور در زاویه پیچش صفر درجه و برای بازه زوایای حمله ۱۰ تا ۱۵ درجه تغییرات شدیدی دارد و با افزایش زاویه پیچش از شدت این تغییرات کاسته خواهد شد. پدیده فوق را می‌توان این‌طور معنی کرد که روند تغییرات منحنی مستقل از مکان مرکز گشتاور بوده و به الگوی جریان روی بال در زوایای حمله و پیچش مختلف بستگی دارد. همین امر را می‌توان دلیلی بر افزایش شدید شیب نمودار بعد از زاویه حمله ۱۲/۵ درجه در هر دو زاویه پیچش دانست که رفتاری مشابه با رفتار نمودار C_M برای مکان MPR قبل است.

با توجه به شکل ۲۱ با اعمال زاویه پیچش مقدار ضریب گشتاور افزایش می‌یابد، به نوعی می‌توان گفت که زاویه پیچش

تغییر میزان اثرگذاری پیچش بر اندازه بازوی گشتاور و ضریب برآ است. در زوایای حمله ۵-، ۱۰، ۱۲/۵ و ۲۰ درجه، افزایش سرعت موجب کاهش اثرگذاری پیچش (مقدار تفاضل اشاره شده) بر روی ضریب گشتاور شده است. این کاهش برای زاویه حمله ۱۲/۵ درجه حدود ۱۷ درصد می‌باشد. در مقابل برای زاویه حمله ۵ درجه، با افزایش سرعت تا ۸۰ متر بر ثانیه، اثرگذاری پیچش افزایش یافته است؛ این امر، از تغییر ۱ درصدی ضریب برآ و ۳/۵ درصدی طول بازوی گشتاور ناشی می‌شود.

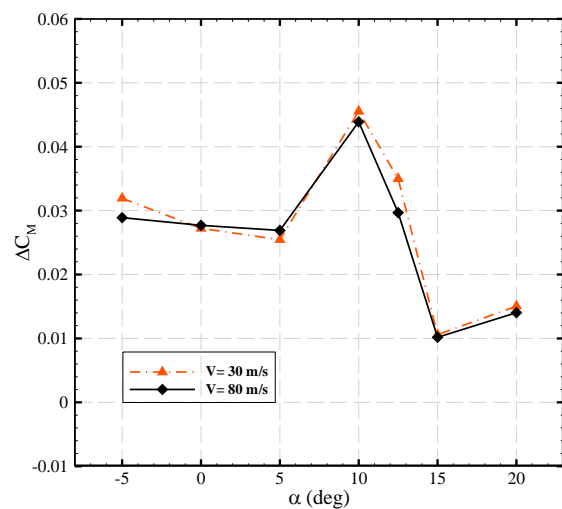
جدول ۳ - تغییر طول بازوی گشتاور با افزایش سرعت

زاویه حمله (°)	سرعت (m/s)	$\theta = 0^\circ$		$\theta = 6^\circ$	
		r (%)	$X_{CP}(m)$	r (%)	$X_{CP}(m)$
۱۰	۳۰	۵/۰	۰/۴۳۷	۱/۴۳	۰/۴۱۰
	۸۰	۵/۱۳۵	۰/۴۳۸	۱/۶۲	۰/۴۱۲
۲۰	۳۰	۰/۰	۰/۴۰	-۰/۷۹	۰/۳۹۴
	۸۰	۰/۱۳۵	۰/۴۰۱	-۰/۶۷	۰/۳۹۵

$$\text{نکته: } r = (L_{arm} / L_c) * 100$$

نکته: علامت منفی برای r به معنی پیشی گرفتن مرکز فشار از مرکز گشتاور است.

نکته: مقادیر X_{CP} ، فاصله مکان مرکز فشار تا دماغه مدل می‌باشد (طول مدل در خط تقارن ۰/۷۴ متر است).



شکل ۲۰ - تفاضل C_M بین زوایای پیچش صفر و ۶ درجه ($C_M|_{\theta=6^\circ} - C_M|_{\theta=0^\circ}$) در سرعت ۳۰ و ۸۰ متر بر ثانیه

اثر تغییر مکان مرکز ثقل بر پایداری طولی

همانطور قبلاً اشاره شد، مکان مرکز ثقل و مرکز فشار نقش بسیار مهمی در پایداری یک هواپیما دارند. از طرفی باید

- بررسی گشتاور حول محور طولی نشان می‌دهد که با افزایش سرعت درجه پایداری افزایش خواهد یافت و رفتار پیچ آپ بهبود می‌یابد.
- جابه‌جایی ۱۰ درصدی مرکز گشتاور (مرکز ثقل) به سمت عقب، ناپایداری طولی شدیدی را در پی دارد. از این رو می‌توان نتیجه گرفت که هواپیماهای بال‌پرند محدود به مرکز جرم بسیار محدودی دارند.

فهرست علائم و نشانه‌ها

V	سرعت جریان (m/s)
MPR	مکان مرجع گشتاور (m)
C_M	ضریب گشتاور چرخشی
C_L	ضریب برآ
C_D	ضریب پسا
C_{M_0}	ضریب گشتاور در زاویه حمله صفر درجه
C_{M_α}	شیب نمودار ضریب گشتاور
L/D	نسبت برآ به پسا (بازده آیرودینامیکی)
C_F	ضریب اصطکاک
L_{arm}	طول بازو گشتاور (فاصله مکان مرکز فشار تا نقطه مرجع گشتاور)
X_{cp}	مکان مرکز فشار (m)
علائم یونانی	
α	زاویه حمله، (°)
θ	زاویه پیچش (منفی)، (°)

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Flying Wing
- ۲ Wetted area
- ۳ Range
- ۴ Endurance
- ۵ Liebeck
- ۶ Fuel burn per seat mile
- ۷ Stealth
- ۸ Radar Cross Section
- ۹ B-2 bomber
- ۱۰ X-47C
- ۱۱ Taranis
- ۱۲ Neuron
- ۱۳ Reflex Camber
- ۱۴ Pitch moment
- ۱۵ Aft-Swept Wing
- ۱۶ Pitch-Up
- ۱۷ Wing Tip
- ۱۸ Wash-out

عملکردی مشابه زاویه حمله دارد و موجب افزایش مقدار C_M می‌شود. همچنین در پی اعمال پیچش برای هیچ یک از زوایای حمله، گشتاور طولی صفر نخواهد شد. این بدین معنی است که با حرکت ۱۰ درصدی مرکز گشتاور به سمت عقب تأثیر اعمال زاویه پیچش بر پایداری طولی واژگونه شده و موجب ناپایداری هرچه بیشتر پرند می‌گردد، که دلیل آن حرکت رو به جلو (به سمت دماغه) مرکز فشار به واسطه اعمال زاویه پیچش است (جدول ۳). این موضوع نشان می‌دهد که هواپیماهای بال‌پرند محدود به مرکز جرم بسیار محدودی دارند، پس می‌بایست جهت ارضای شروط پایداری طولی، در جانمایی مخازن سوخت و مهمات، دقت بسیار داشت؛ زیرا با مصرف سوخت و همچنین تخلیه مهمات، مکان مرکز ثقل می‌تواند جابه‌جا شود.

نتیجه‌گیری

در این تحقیق، با استفاده از شبیه‌سازی عددی، نحوه اثرگذاری پیچش منفی بر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، همگام با تغییر عدد رینولدز مورد بررسی قرار گرفته است. خلاصه‌ای از مهمترین نتایج حاصله به شرح زیر است:

- اعمال پیچش موجب کاهش ضریب برآ در تمام زوایای حمله می‌شود. این امر همچنین ضریب پسا را در زوایای حمله بالاتر از ۵ درجه کاهش داده؛ اما در زاویه حمله صفر درجه تغییرات قابل اغماض است.
- بررسی تغییرات نمودار L/D نشان می‌دهد که پیچش موجب افزایش بازده آیرودینامیکی در زوایای حمله بالا شده ولی در زوایای حمله پایین و بالاخص زاویه حمله صفر درجه بازده آیرودینامیکی را کاهش داده است.
- در اثر اعمال زاویه پیچش شروط لازم جهت پایداری طولی پرند ارضا شده؛ همچنین پدیده پیچ آپ به تأخیر افتاده است.
- با تغییر سرعت در هر دو زاویه پیچش، مقادیر ضریب برآ نسبتاً ثابت مانده ولی ضریب پسا کاهش یافته؛ از این رو با افزایش سرعت بازده آیرودینامیکی (L/D) در طیف وسیعی از زوایای حمله بهبود یافته است.
- در اثر افزایش سرعت تا ۸۰ متر بر ثانیه میزان اثرگذاری پیچش بر بازده آیرودینامیکی افزایش خواهد یافت (شکل ۱۷).

- [6] Liebeck R.H., "Design of the blended wing body subsonic transport", Journal of aircraft, vol. 41, 10-25, 2004
- [7] Dehpanah P., Nejat, A., "The aerodynamic design evaluation of a blended-wing-body configuration", Aerospace Science and Technology, vol. 43, 96-110, 2015
- [8] Martinez-Val R., "Flying wings. A new paradigm for civil aviation?", Acta Polytechnica, vol. 47, 2007
- [9] Roskam J. Airplane design: DARcorporation; 1985.
- [10] Liebeck R.H., Page, M.A., Rawdon, B.K., "Evolution of the revolutionary blended-wing-body", 1996
- [11] Stenfelt G., Ringertz, U., "Yaw control of a tailless aircraft configuration", Journal of aircraft, vol. 47, 1807-11, 2010
- [12] Tomac M., Stenfelt, G., "Predictions of stability and control for a flying wing", Aerospace Science and Technology, vol. 39, 179-86, 2014
- [13] Davidson R., editor Flight control design and test of the joint unmanned combat air system (J-UCAS) X-45A. AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit; 2004.
- [14] Gabor O.S., Koreanschi, A., Botez, R.M., "Optimization of an Unmanned Aerial System wing using a flexible skin morphing wing", SAE International Journal of Aerospace, vol. 6, 115-21, 2013
- [15] Esteban S., editor Static and dynamic analysis of an unconventional plane-flying wing. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit; 2001.
- [16] Barnard R.H., Philpott, D.R. Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight: Pearson Education; 2010.
- [17] Dehghan Meshadi M., Eilbeigi, M., Vaziry, M.A., "Experimental investigation on aerodynamic coefficients of a flying wing aircraft with different leading edge sweep angle", Modares Mechanical Engineering, vol. 16, 303-11, 2016
- [18] BRETT J., OOI, A., "Effect of Sweep Angle on the Vortical Flow over Delta Wings at an Angle of Attack of 10", Journal of Engineering Science and Technology, vol. 9, 768-81, 2014
- [19] Qu X., Zhang, W., Shi, J., Lyu, Y., "A novel yaw control method for flying-wing aircraft in low speed regime", Aerospace Science and Technology, vol. 69, 636-49, 2017
- [20] Mader C.A., Martins, J.R., "Stability-constrained aerodynamic shape optimization of flying wings", Journal of Aircraft, vol. 50, 1431-49, 2013

- ۱۹ Twist
- ۲۰ Lyu & Martins
- ۲۱ Induced drag
- ۲۲ Nangia
- ۲۳ MULDICON
- ۲۴ Wash-in
- ۲۵ Brett
- ۲۶ Computational Fluid Dynamic (CFD)
- ۲۷ Swing
- ۲۸ Take-off and Landing
- ۲۹ Cruise
- ۳۰ Lambda
- ۳۱ NACA
- ۳۲ L-2000
- ۳۳ Royal Institute of Technology, Sweden
- ۳۴ Geometrical Twist
- ۳۵ Finite volume
- ۳۶ K- ω -SST
- ۳۷ K- ω -Standard
- ۳۸ Velocity Inlet
- ۳۹ Second Order
- ۴۰ Second Order Upwind
- ۴۱ Least Square Cell Based
- ۴۲ ICEM-CFD
- ۴۳ Y-pluse
- ۴۴ Automatic Near-wall Treatment
- ۴۵ Conventional lift
- ۴۶ Vortex lift
- ۴۷ Vorticity
- ۴۸ Momentum
- ۴۹ Pressure gradients
- ۵۰ Nose up
- ۵۱ Trim

منابع و مراجع

- [1] Qin N., Vavalle, A., Le Moigne, A., Laban, M., Hackett, K., Weinerfelt, P., "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft", Progress in Aerospace Sciences, vol. 40, 321-43, 2004
- [2] Navabi M., Kakavand, E., "Combined model-reference adaptive controller for coordinated turn of a tailless aircraft", Modares Mechanical Engineering, vol. 15, 117-27, 2015
- [3] Nasir R.E., Kuntjoro, W., Wisnoe, W., "Aerodynamic, stability and flying quality evaluation on a small blended wing-body aircraft with canard foreplanes", Procedia Technology, vol. 15, 783-91, 2014
- [4] Wick A.T., Hooker, J.R., Clark, C.M., Plumley, R., Zeune, C., editors. Powered Low Speed Testing of the Hybrid Wing Body 2017.
- [5] Wick A.T., Hooker, J.R., Walker, J., Chan, D.T., Plumley, R., Zeune, C., editors. Hybrid Wing Body Performance Validation at the National Transonic Facility. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting; 2017.

- [25] Brett J., Tang, L., Hutchins, N., Valiyff, A., Ooi, A., editors. Computational fluid dynamics analysis of the 1303 unmanned combat air vehicle. 17th Australasian Fluid Mechanics Conference; 2010.
- [26] Stenfelt G., Ringertz, U., “*Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration*”, Journal of Aircraft, vol. 46, 2161-4, 2009
- [27] Jansson N., Stenfelt, G., “*Steady and unsteady pressure measurements on a swept-wing aircraft*”, The Aeronautical Journal, vol. 118, 109-22, 2014
- [28] Fluent A., “*Theory Guide 17.2*”, Ansys Inc USA, 2016
- [29] Davidson L., Fluid mechanics, turbulent flow and turbulence modeling. Accessed on; 2015.
- [30] Nelson R., Airplane Stability and Automatic Control. New York: McGraw-Hill Book; 1989.
- [21] Lyu Z., Martins, J.R., “*Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft*”, Journal of Aircraft, vol. 51, 1604-17, 2014
- [22] Phillips W., “*Lifting-line analysis for twisted wings and washout-optimized wings*”, Journal of aircraft, vol. 41, 128-36, 2004
- [23] Phillips W., Fugal, S., Spall, R., editors. Minimizing induced drag with geometric and aerodynamic twist, CFD validation. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; 2005.
- [24] Nangia R., Ghoreyshi, M., van Rooij, M.P., Cummings, R.M., “*Aerodynamic design assessment and comparisons of the MULDICON UCAV concept*”, Aerospace Science and Technology, vol. 93, 105321, 2019