

بررسی اثر اعمال زاویه پیچش بر پایداری طولی در یک نمونه هواپیمای بال پرند

روح الله کریمی کلابه^۱، محمد حسن جوارشکیان^۲

دانشگاه فردوسی مشهد / دانشکده مهندسی / گروه مکانیک و هوافضا

چکیده

هواپیماهای بال پرند فاقد دم و اجزای کنترلی هستند این موضوع باعث شده تا در کنار اثرات مثبت حذف دم، معایبی نیز در این پیکربندی ظاهر شود. یکی از چالش‌های مهم در این مدل هواپیما، کاهش پایداری به ویژه پایداری در راستای طولی می‌باشد. در این تحقیق که بر پایه شبیه‌سازی عددی انجام گرفته است، سعی شده با اعمال زاویه پیچش هندسی در رئوس بال، پایداری طولی بهبود یابد. هندسه مورد استفاده در این مطالعه، یک نمونه هواپیمای بال پرند با زاویه عقبگرد ۵۶ درجه است که پیش از این یک گروه تحقیقاتی از کشور سوئد به تحلیل و بررسی تجربی و عددی آن پرداخته‌اند. در شبیه‌سازی عددی حاضر از مدل دو معادله‌ای ک-اُمگا-اس-اس-تی (k-omega-ssst) برای پیش‌بینی رفتار آشفتگی جریان در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه استفاده شده و نتایج حاصل از آن برای چند زاویه پیچش اعمالی در نواحی خارجی بال و زوایای حمله مختلف استخراج شده است. نتایج حاصل شده بیانگر این است که با افزایش زاویه پیچش در نواحی خارجی بال، شروط مربوط به پایداری طولی ارضا شده؛ همچنین در زوایای حمله بالا رفتار طولی هواپیما بهبود یافته و پدیده پیچ آپ به تأخیر خواهد افتاد.

واژه های کلیدی: بال پرند - زاویه پیچش - پایداری طولی - شبیه‌سازی عددی

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر با رشد و توسعه صنعت هوانوردی مهندسان هوافضا دائماً در پی طرح‌هایی هستند که بتوانند بواسطه آن بهترین عملکرد پروازی را بدست آورند؛ در همین راستا مشاهده می‌شود که پیکربندی بدون دم بسیار مورد توجه واقع شده است. با توجه به مزایای این طرح، صنایع هوانوردی در سرتاسر دنیا وقت و هزینه زیادی را به این طرح اختصاص داده‌اند؛ چرا که صنعت هوانوردی امروزه در پی طرح‌هایی است که بتوانند کمترین مصرف سوخت، بیشترین بازده آیرودینامیکی، بیشترین قابلیت رادارگریزی و مانوردهی (۱-۳) را داشته باشند و تمام ویژگی‌های مذکور می‌توانند به بهترین شکل در یک هواپیمای بال پرند پیاده‌سازی شوند. امروز استفاده از پهپادها از زمینه‌های نظامی و غیر نظامی گسترش زیادی یافته است و پیش‌بینی می‌شود در آینده نزدیک قسمت اعظمی از ساخت و طراحی هواپیماها مربوط به این پرندگان بدون سرنشین باشد. اما آنچه که جالب توجه است، افزایش بکارگیری پیکربندی بدون دم در پهپادها است. شاید عامل اصلی به کارگیری

پهپادها در صنایع نظامی، جاسوسی و انهدام اهداف مختلف باشد که این امر مستلزم داشتن قابلیت پنهانکاری همچنین بازده آیرودینامیکی بالا برای افزایش برد و محدوده عملیاتی است. حذف دم در این نوع پیکربندی خود عاملی در جهت کاهش نیروهای اصطکاک و کاهش وزن است که می‌تواند برای دست‌یابی به نیازهای عملیاتی بسیار سودمند باشد [۴].

نکته بسیار مهمی که در مورد هواپیماهای بدون دم وجود دارد، کنترل و پایداری آنهاست. در این هواپیماها به دلیل عدم وجود دم، ناپایداری بلقوه‌ای وجود دارد که البته این امر می‌تواند موجب مانورپذیری بهتر در هواپیماهای نظامی باشد، اما مطالعه در رابطه با یافتن راهکار و ابزاری در جهت جایگزین کردن و ارضای مسئولیت‌های کنترلی دم حائز اهمیت است. حذف دم افقی موجب گردیده تا جهت ارضای پایداری طولی، از بال با زاویه عقبگرد نسبتاً بالایی در این پیکربندی استفاده شود که این موضوع خود مشکلاتی را به همراه خواهد داشت [۵، ۶]. کاهش عملکرد و کارایی رئوس بال در زوایای حمله بالا و شروع جدایش جریان از این نواحی از جمله معایب بال‌های متمایل به سمت عقب هستند و باعث شده تا در کنار کاهش بازده آیرودینامیکی، عملکرد سطوح کنترلی نصب شده در نواحی خارجی بال نیز کاهش یابد [۷] که این امر موجب تضعیف عملکرد سیستم کنترلی می‌گردد. منشادی و همکاران یک نمونه هواپیمای بال پرند لامبدا شکل را به صورت تجربی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند، نتایج نشان داد که افزایش ۲ درجه‌ای زاویه عقبگرد بال سبب افزایش ۱ درجه‌ای زاویه حمله شروع پیچ آپ (pitch up) می‌شود. همچنین با افزایش زاویه عقبگرد، شیب نمودار گشتاور پیچشی کاهش یافته که این امر به دلیل عقب رفتن مرکز فشار بال بوده و منجر به افزایش پایداری طولی می‌شود [۸]. روش دیگری که جهت افزایش پایداری طولی کاربرد دارد، استفاده از مقطع بال انعکاسی (reflex cambered) می‌باشد [۵]؛ این مقاطع با تولید گشتاور پیچشی مثبت حول مرکز آیرودینامیکی باعث بهبود پایداری طولی می‌شوند اما به دلیل دارا بودن خصوصیات آیرودینامیکی نامطلوب موجب تضعیف بازده آیرودینامیکی هواپیما می‌شوند [۹]. تحقیقات نشان می‌دهند که اعمال زاویه پیچش منفی (wash out) در نواحی خارجی بال می‌تواند موجب بهبود پایداری طولی گردد [۱۰]؛ انتخاب مقدار این زاویه برحسب مدل و شرایط پروازی و همچنین الزامات پایداری یکی از مهمترین چالش‌های طراحی می‌باشد.

در این تحقیق با استفاده از شبیه‌سازی عددی، تأثیرات ناشی از اعمال زاویه پیچش بر پایداری طولی یک نمونه هواپیماهای بال پرند مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی صورت گرفته برای ۳ زاویه پیچش مختلف در بازه ۰ تا ۶ درجه و محدوده زاویه

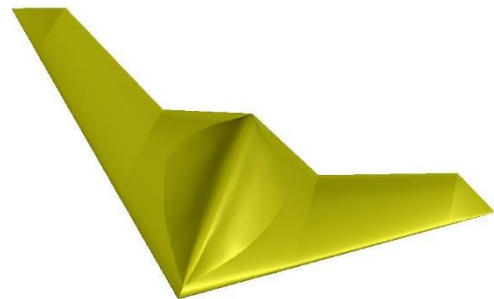
۱- دانشجوی کارشناسی ارشد

۲- استاد - ش: ۰۳۷-۳۸۸۰۵۱-۰۵۱ - پست الکترونیکی: javareskian@um.ac.ir

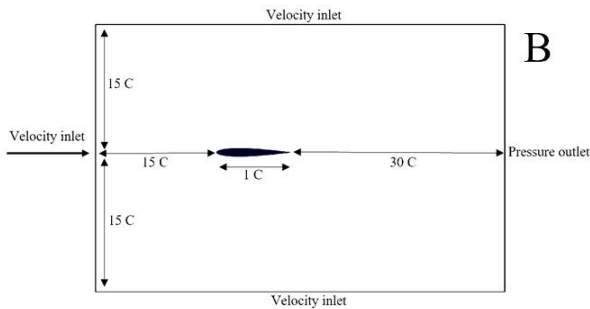
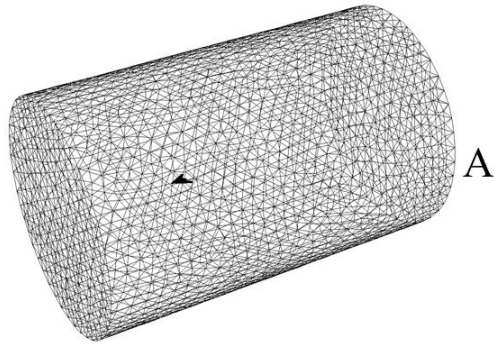
حمله ۵- تا ۲۰ درجه انجام شده است. زاویه پیش اعمالی در رئوس بال از نوع پیش هندسی بوده که به صورت خطی در راستای دهانه بال توزیع گردیده است. جهت درک هرچه بهتر اثرات اعمال زاویه پیش، نمودار تغییرات ضریب گشتاور پیشی نسبت به تغییر زاویه حمله برای هریک از زوایای پیش رسم و با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

۲- معرفی مدل شبیه‌سازی

هندسه مورد بررسی، یک مدل هواپیمای لامبدا شکل با شکستگی بال در لبه فرار بوده که از بالای با زاویه عقبرد ۵۶ درجه بهره‌مند است. مقطع بال استفاده شده در این مدل از سری مقاطع متقارن ناکا (NACA) و به شماره ۶۶۰۰۹ می‌باشد. اطلاعات تکمیلی در رابطه با ابعاد و خصوصیات هندسی مدل مذکور در مرجع ۲ موجود می‌باشد. در شکل (۱) نمایی کلی از هندسه تولید شده به وسیله نرم افزار سالیدورکس نشان داده شده است.

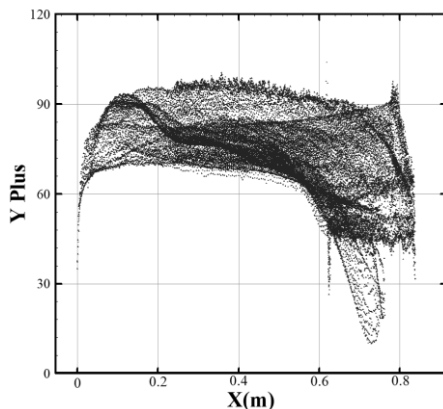


شکل ۱- نمایی از هندسه تولید شده



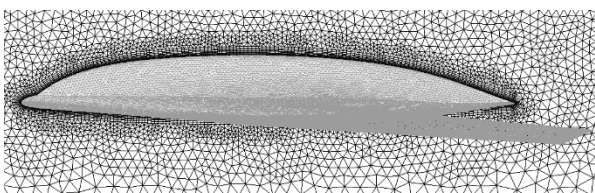
شکل ۲- نمایی از دامنه حل (A)، ابعاد و شروط مرزی مربوطه (B)

شبکه‌بندی فوق به صورت بدون سازمان و برای حدود ۲/۳ میلیون سلول ترسیم شده. برای جلوگیری از افزایش تعداد سلول‌ها و کاهش حجم محاسبات فاصله ارتفاع اولین سلول برابر ۰/۰۱۵ متر در نظر گرفته شده است که در پی آن عدد بی بعد وای پلاس در محدود ۳۰ تا ۱۰۰ قرار خواهد گرفت (شکل ۳).



شکل ۳- توزیع عدد وای پلاس رو دیواره

شکل (۴) نمای از شبکه بندی صورت گرفته اطراف هندسه مورد بررسی را نشان می‌دهد.



شکل ۴: شبکه بندی اطراف هندسه

در نواحی اطراف و پایین دست هندسه به دلیل وجود گرادیان‌های سرعت بالا، شبکه‌بندی ریزتر شده تا پدیده‌های موجود در آن نواحی به خوبی مدل شوند. جهت اطمینان از صحت نتایج و عدم وابستگی آن به تعداد

۳- تنظیمات شبیه‌سازی عددی

شبیه‌سازی عددی صورت گرفته بر پایه حل معادلات دیفرانسیلی نویر-استوکس (Navier-Stokes) و با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس فلونت (Fluent 17.2) انجام شده است. برای ارتباط بین ترم‌های سرعت و فشار از الگوریتم فشارمبنای سیمپل-سی (SimpleC) استفاده گردیده؛ این الگوریتم از یک روش نیمه ضمنی برای ارتباط بین معادلات مومنوم، پیوستگی و فشار استفاده می‌کند. محاسبات انجام شده مستقل از زمان بوده و شرط عدم لغزش برای سطح بدنه مدل به کار رفته است. شرایط شبیه‌سازی از قبیل فشار استاتیکی، چگالی و دما برای ارتفاع صفر (سطح زمین) تنظیم و سرعت جریان آزاد برابر با ۳۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است که در نهایت عدد رینولدز ۶۹۰۰۰ و عدد ماخ ۰/۱۲۵ حاصل خواهد شد. در این تحقیق از مدل دو معادله‌ای ک-امگا-اس‌اس‌تی (k-omega-sst) جهت شبیه‌سازی آشفتگی موجود در جریان استفاده شده است. گسسته‌سازی ترم فشاری به صورت مرتبه دوم انجام شده و برای معادله مومنوم، انرژی جنبشی آشفتگی و تلفات، طرح مرتبه دوم بالادستی به کار رفته است. با توجه به تقارن الگوی جریان روی بال همچنین کاهش زمان و حجم محاسبات، شبیه‌سازی مذکور برای نیمی از مدل مورد بررسی انجام گرفته‌است.

۴- شبکه بندی

جهت تولید شبکه و دامنه حل از نرم افزار شبکه‌بندی آیس-سی اف دی (Icem-CFD) استفاده شده است. در شکل (۲) نمایی از دامنه حل همچنین شروط مرزی مورد استفاده نشان داده شده است.

مقابل زاویه حمله می‌توان پایداری و یا عدم پایداری یک پرنده را مدعی شد، در صورتی که با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور پیچشی کاهش یابد و یا به نوعی نمودار دارای شیب منفی باشد ($C_{m\alpha} < 0$)، هواپیما از لحاظ طولی پایدار خواهد بود [۹]. با توجه به رابطه ۱ شرط فوق زمانی برقرار خواهد بود که نقطه برآیند نیروهای آیرودینامیکی (X_{ac}) در پشت مرکز ثقل (X_{cg}) واقع شده باشد (روابط ۱ تا ۳ از مرجع ۹ استخراج شده‌اند که در آنها \bar{c} وتر متوسط و $C_{L\alpha}$ شیب منحنی ضریب برآ می‌باشد). یکی از اقدامات مهم در راستای افزایش پایداری هواپیماهای بدون دم استفاده از بال با تمایل به سمت عقب است که منجر به قرارگیری مکان برآیند نیروهای آیرودینامیکی در پشت مرکز ثقل می‌شود که در نتیجه مشخصه حاشیه پایداری (S.M)، مقدار مثبتی خواهد داشت در این حالت پایداری طولی برقرار است [۵].

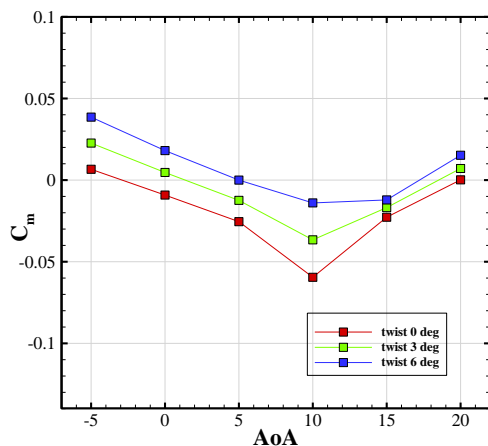
$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} \left[\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right] \quad (1)$$

$$S.M = \frac{X_{ac}}{\bar{c}} - \frac{X_{cg}}{\bar{c}} \quad (2)$$

$$C_{m\alpha} = (S.M)C_{L\alpha} \quad (3)$$

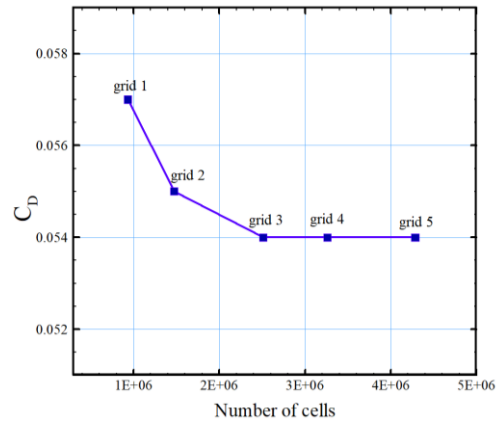
گشتارو پیچشی به خصوصیات آیرودینامیکی هواپیما بسیار وابسته است. در شکل (۷) اثر افزایش زاویه پیچش بر روی ضریب گشتاور پیچشی نشان داده شده است. مرکز گشتاور به عنوان مکان مرکز ثقل در نقطه $C_{mid} = 0.54$ ($X=0.4$) قرار داده شده است (مبدأ مختصات در دماغه هواپیما واقع شده C_{mid} طول وتر مرکزی خواهد بود).

با توجه به نمودار در تمامی زوایای پیچش، برای زوایای حمله کمتر از ۱۵ درجه مقادیر مربوط به ضریب گشتاور، نزولی بوده و با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور کاهش می‌یابد. با توجه به اینکه هندسه مدل از زاویه عقبگرد نسبتاً بالایی برخوردار است، در زوایای حمله پایین، مرکز فشار در پشت مرکز ثقل قرار خواهد گرفت که این امر موجب می‌شود تا با افزایش زاویه حمله و در نتیجه افزایش نیروی فشاری، گشتاور پیچشی حاصله در جهت حرکت دماغه هواپیما به سمت پایین افزایش یابد و مقادیر منفی تری داشته باشد.



شکل ۷: اثر اعمال زاویه پیچش بر ضریب گشتاور طولی

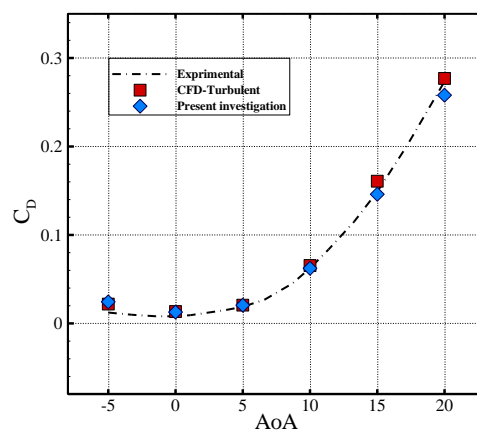
سلول‌های شبکه، مقدار ضریب پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه برای ۵ شبکه با تعداد سلول‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در شکل (۵) منحنی تغییرات ضریب پسا بر حسب تعداد سلول‌های شبکه سلول نشان داده شده است. با توجه به روند منحنی، مشخص است که شبکه شماره ۳ مناسب‌ترین شبکه از نظر دقت و حجم محاسبات می‌باشد.



شکل ۵- نمودار استقلال از شبکه برای ضریب پسا

۵- اعتبار سنجی

جهت بررسی دقت نتایج، مقادیر به دست آمده برای ضریب پسا، با نتایج تجربی و عددی حاصله در مرجع ۵ مقایسه شده است. شکل (۶) نمودار ضریب پسا نسبت به زوایای حمله مختلف را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، نتایج حاصله در بازه زوایای حمله ۵- تا ۱۵ درجه، تطابق بسیار خوبی با نتایج مرجع مذکور دارند اما خطای به میزان ۵/۵ درصد در زاویه حمله ۲۰ درجه مشاهده می‌شود. انتظار می‌رود برای زوایای حمله بالاتر از ۲۰ درجه نیز این اختلاف وجود داشته باشد، زیرا ساختار جریان روی بال در زوایای حمله بالا نوسانی و آشفتگی می‌باشد که این امر عاملی شده تا مدل آشفتگی و پایا بودن روند حل، به عنوان دلیلی بر ایجاد اختلافات موجود بیان شوند.

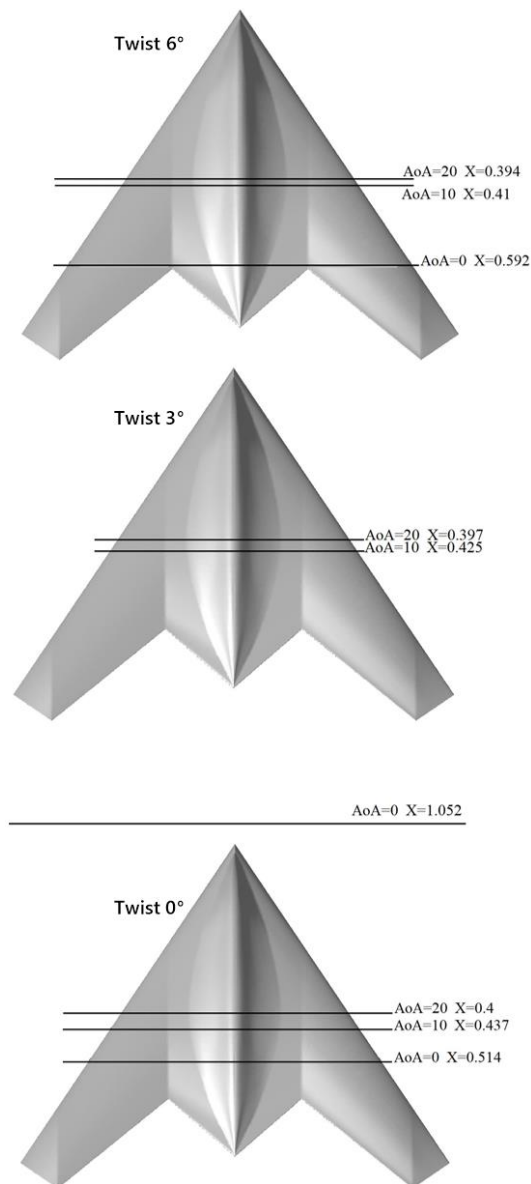


شکل ۶- مقایسه ضریب پسی بدست آمده با نتایج مرجع ۲

۶- بحث و نتایج

در هواپیماهای بال پرنده به دلیل عدم وجود هرگونه پایدار کننده طولی و عرضی، ناپایداری بسیاری در جهات مختلف وجود دارد که البته این ناپایداری موجب افزایش مانورپذیری هواپیما خواهد شد. بواسطه بررسی نمودار تغییر ضریب گشتاور پیچشی هواپیما در

پیچشی در راستای حرکت دماغه به سمت بالا شوند و در نتیجه شرط پایداری $C_{m_0} > 0$ برقرار باشد.



شکل ۸: مکان مرکز فشار برای زوایای حمله و پیچش مختلف

با توجه به نمودار، اثر پایدارکنندگی پیچش در زاویه حمله صفر درجه با افزایش زاویه پیچش افزایش می‌یابد و باعث افزایش تولید ضریب گشتاور مثبت می‌شود. برای زوایای حمله ۵، ۰، و ۵ به دلیل تفاضل یکسان نیروی فشاری و جابه‌جایی متناسب مرکز فشار، منحنی ضریب گشتاور برای تمامی زوایای پیچش شیب یکسانی خواهد داشت به نوعی می‌توان گفت اعمال زاویه پیچش شیب منحنی گشتاور را تغییر نمی‌دهد بلکه تنها موجب جابه‌جایی منحنی‌ها به موازات یکدیگر می‌شود. در این دامنه از زوایای حمله، شیب ضریب گشتاور پیچشی ناشی از اعمال زاویه پیچش رابطه ریاضی به شکل زیر (رابطه ۵) می‌تواند داشته باشد که آن را با شیب منحنی نیروی برای تولیدی حاصل از پیچش مرتبط می‌سازد.

اما می‌بایست به این نکته توجه کرد که با افزایش زاویه حمله مرکز فشار به سمت جلو و در جهت کاهش طول بازوی گشتاور حرکت می‌کند ولی این امر نمی‌تواند به افزایش گشتاور پیچشی ناشی از اثر رشد نیروی فشاری غلبه کند. شکل (۸) چگونگی جابه‌جایی مرکز فشار را با افزایش مقادیر زاویه حمله نشان می‌دهد. با توجه به شکل با افزایش زاویه حمله در تمام زوایای پیچش مرکز فشار به سمت دماغه هواپیما حرکت می‌کند، که این امر موجب کاهش فاصله این نقطه و مکان مرکز گشتاور می‌شود و در نتیجه طول بازوی گشتاور کاهش می‌یابد.

برای زوایای حمله بیشتر از ۱۰ درجه ضریب گشتاور پیچشی با افزایش زاویه حمله، افزایش می‌یابد که دلیل آن پیشی گرفتن مرکز فشار از مرکز گشتاور است که این موضوع باعث مثبت شدن شیب نمودار و شروع ناپایداری طولی می‌شود.

منفی بودن شیب نمودار گشتاور، شرط لازمه پایداری طولی است ولی شرط کافی نیست، برای حصول پایداری استاتیکی طولی می‌بایست منحنی گشتاور پیچشی در بخش مثبت با محور C_m برخورد کند تا پایداری و تعادل طولی برای زوایای حمله مثبت بدست آید. به عبارت دیگر در کنار شرط $C_{m_a} < 0$ می‌بایست مقدار گشتاور پیچشی در زاویه حمله صفر مقادیر مثبتی داشته باشد $C_{m_0} > 0$ تا پایداری برقرار شود. رابطه ۴ ارتباط ضریب گشتاور در زاویه حمله صفر درجه را با مقادیر ضریب لیفت و ضریب گشتاور حول مرکز آیرودینامیکی و همچنین مکان مرکز آیرودینامیکی و مرکز ثقل بیان می‌کند [۹]. $C_{m_{ac}}$ ضریب گشتاور حول مرکز آیرودینامیکی می‌باشد.

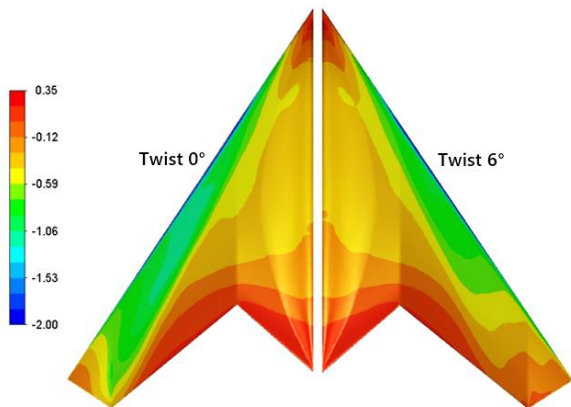
$$C_{m_0} = C_{m_{ac}} + C_{L_0} \left[\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right] \quad (4)$$

با توجه به عقب‌تر بودن مرکز آیرودینامیکی از مرکز ثقل به دلیل تمایل بال به سمت عقب، ترم دوم رابطه فوق مقدار منفی خواهد داشت پس می‌بایست ضریب گشتاور حول مرکز آیرودینامیکی مقدار مثبت بزرگی داشته باشد تا شرط $C_{m_0} > 0$ برقرار باشد. در همین راستا یکی از راهکارهای مورد استفاده در هواپیماهای بدون دم استفاده از مقاطع بال با کمبر (Camber) دارای انحنای منفی و یا به شکل یک منحنی با انحنای موج است که می‌توانند گشتاور پیچشی مثبت حول مرکز آیرودینامیکی تولید کنند اما این مقاطع از نظر مشخصه‌هایی مانند برآ و پسا ضعیف هستند موجب کاهش بازده آیرودینامیکی می‌گردند [۱۵].

با توجه شکل (۷) مشخص است که برای زاویه پیچش صفر درجه، گشتاور پیچشی در زاویه حمله صفر درجه مقدار منفی دارد اما با افزایش زاویه پیچش مقدار C_{m_0} افزایش یافته و مقادیر مثبتی خواهد داشت. کاهش زاویه حمله در نواحی خارجی بال در اثر افزایش زاویه پیچش موجب می‌شود که در زوایای حمله پایین نواحی خارجی بال عملکردی مشابه دم افقی داشته باشند به این شکل با تولید نیروی فشاری در راستای منفی و به سمت پایین و در مکانی پشت مرکز گشتاور (مرکز ثقل) موجب تولید گشتاور

$$C_{mT} = C_{LT} [\bar{X}_{ac} - \bar{X}_{cg}] \quad (5)$$

حمله و حرکت دماغه به سمت بالا گشتاور پیچشی بازگرداننده افزایش خواهد یافت.



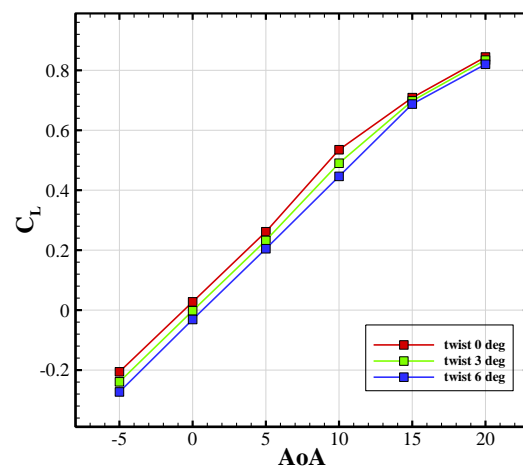
شکل ۱۰: توزیع ضریب فشار روی بال برای زاویه حمله ۱۰ درجه (سمت راست پیچش ۶ درجه و سمت چپ پیچش صفر درجه)

بررسی نمودار گشتاور پیچشی نشان می‌دهد که تا زاویه حمله ۱۰ درجه، درجه پایداری پرنده با افزایش زاویه پیچش کاهش می‌یابد به نوعی می‌توان گفت، پیچش موجب کاهش گشتاور بازگرداننده و قابلیت پایداری در زوایای حمله بالا می‌شود اما اعمال آن بر روی بال سبب مثبت شدن ضریب گشتاور در زاویه حمله صفر می‌شود که جهت برقراری پایداری طولی یکی از الزامات مهم به حساب می‌آید. شاید به دلیل شیب زیاد ضریب گشتاور، زاویه پیچش صفر درجه پایداری از سایر زوایا به نظر آید اما مشکل اساسی در آن منفی بودن مقدار C_{m0} است که با اعمال زاویه پیچش مرتفع شده است. اما نکته قابل توجه این است که افزایش درجه پایداری موجب کاهش قابلیت مانور پذیری هواپیما می‌شود به همین جهت می‌توان ادعا کرد که با اعمال زاویه پیچش می‌توان با حفظ پایداری طولی قابلیت مانور پذیری هواپیما را نیز بهبود بخشید.

تغییر شیب منحنی بعد از زاویه حمله ۱۰ درجه نشان می‌دهد که این زاویه یک موقعیت بحرانی برای پایداری طولی پرنده محسوب می‌شود با توجه به نمودار با افزایش زاویه پیچش رفتار نمودار هموارتر و از افزایش ناگهانی ضریب گشتاور جلوگیری شده است این امر به این معنی است که با افزایش زاویه پیچش وقوع پدیده پیچ آپ به تأخیر خواهد افتاد.

با افزایش زاویه حمله تا مقادیر ۱۵ و ۲۰ درجه، مقدار ضریب گشتاور افزایش می‌یابد؛ این شروعی بر پدیده پیچ آپ و ناپایداری طولی است. با توجه به شکل (۸) در زاویه حمله ۲۰ درجه مرکز فشار از مرکز ثقل پیشی می‌گیرد و باعث تولید گشتاور پیچشی مثبت می‌شود. اما همانطور که پیداست برای این زاویه حمله تغییرات چندانی در مکان مرکز فشار در اثر اعمال زاویه پیچش مشاهده نمی‌شود که دلیل آن کاهش عملکرد پیچش در این زاویه حمله و همچنین زاویه حمله ۱۵ درجه است؛ این موضوع باعث می‌شود تا مقدار ضریب گشتاور در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه تأثیرپذیری ناچیزی نسبت به تغییر زاویه پیچش داشته باشد به همین دلیل اختلاف ضریب گشتاور در این زوایا کمتر خواهد بود.

در این رابطه C_{LT} و C_{mT} به ترتیب تغییرات ضریب گشتاور و ضریب برآ نسبت به زاویه پیچش می‌باشند. نمودار ضریب برآ نشان می‌دهد که در زوایای حمله مذکور شیب منحنی در اثر اعمال زاویه پیچش تغییر نخواهد کرد (شکل ۹). با اعمال این موضوع در رابطه فوق می‌توان ثابت ماندن شیب منحنی گشتاور را اثبات کرد. اختلاف قابل توجه نیروی فشار و همچنین تغییرات طول بازوی گشتاور در زاویه حمله ۱۰ درجه موجب تغییر در شیب منحنی شده است، همچنین با توجه به اختلاف زیاد مقدار ضریب گشتاور در این زاویه حمله نتیجه می‌شود که بیشترین تأثیر زاویه پیچش بر روی ضریب گشتاور در زاویه حمله ۱۰ درجه حادث می‌شود. با توجه به نمودار با افزایش زاویه پیچش شیب منحنی ضریب گشتاور در این زاویه حمله کاهش می‌یابد زیرا همانطور که از منحنی ضریب برآ پیداست با افزایش زاویه پیچش در زاویه حمله ۱۰ درجه نیروی برآ کاهش قابل توجهی خواهد داشت؛ این امر به این معناست که افزایش پیچش در این زاویه حمله کاهش اختلاف فشار سطوح بالا و پایین بال را به دنبال خواهد داشت. در کنار کاهش نیروی فشار، جابه‌جایی مرکز فشار نیز یک عامل تعیین کننده در اختلاف فوق است. شکل (۱۰) توزیع ضریب فشار بر روی بال برای زوایای پیچش مختلف در زاویه حمله ۱۰ درجه را نشان می‌دهد. با افزایش زاویه پیچش ضریب فشار در نواحی خارجی بال افزایش می‌یابد که این موجب کاهش نیروی فشار در این نواحی می‌شود؛ همین امر باعث می‌شود تا سهم نواحی انتهایی از تولید نیروی برآ کاهش یابد و مرکز فشار در اثر افزایش زاویه حمله جابه جایی بیشتری به سمت جلو داشته باشد. این پدیده در شکل (۸) قابل مشاهده است. جابه جایی مرکز فشار به سمت جلو در اثر افزایش زاویه پیچش موجب کاهش طول بازوی گشتاور می‌شود در نتیجه، این امر در موازات با کاهش نیروی فشاری عاملی برای کاهش شیب منحنی گشتاور در زاویه حمله ۱۰ درجه هستند.



شکل ۹: تغییرات ضریب برآ در اثر اعمال زاویه پیچش

منفی تر بودن شیب منحنی گشتاور $\frac{dC_m}{da}$ به معنی افزایش پایداری طولی پرنده است این مطلب به این معنی است که با افزایش زاویه

۷- نتیجه گیری

در این تحقیق اثر اعمال زاویه پیچش بر پایداری طولی یک نمونه هواپیمای بال پرنده لامبدا شکل مورد بررسی و مطالعه قرار گرفت که برخی از نتایج به صورت خلاصه در زیر بیان می‌شود:

۱- اعمال زاویه پیچش موجب مثبت شدن ضریب گشتاور در زاویه حمله صفر درجه می‌شود که این یکی از شروط مهم در پایداری طولی می‌باشد.

۲- با اعمال زاویه پیچش شیب منحنی گشتاور کاهش می‌یابد و باعث می‌شود تا درجه پایداری کم شود؛ ولی در پی آن قابلیت مانورپذیری تقویت خواهد شد.

۳- با افزایش زاویه پیچش در زوایای حمله بالا و برای زوایای بالاتر از ۱۰ درجه روند رشد ناگهانی ضریب گشتاور کاهش می‌یابد و موجب به تأخیر افتادن پدیده پیچ آپ می‌شود.

۴- در زوایای حمله پایین با اعمال زاویه پیچش مقادیر ضریب گشتاور تغییر خواهد کرد ولی شیب منحنی ثابت باقی می‌ماند.

۸- مراجع

- [1] E. Ordoukhanian and A. M. Madni, "Blended wing body architecting and design: current status and future prospects," *Procedia Computer Science*, vol. 28, pp. 619-625, 2014.
- [2] M. Tomac and G. Stenfelt, "Predictions of stability and control for a flying wing," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 179-186, 2014.
- [3] ه. دستورانی و م. جوارشکیان، «بررسی آیرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه»، مدل سازی در مهندسی، ۲۰۱۷.
- [4] R. Martinez-Val, "Flying wings. A new paradigm for civil aviation?," *Acta Polytechnica*, vol. 47, no. 1, 2007.
- [5] R. H. Barnard and D. R. Philpott, *Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight*. Pearson Education, 2010.
- [6] L. Song, H. Yang, Y. Zhang, H. Zhang, and J. Huang, "Dihedral influence on lateral-directional dynamic stability on large aspect ratio tailless flying wing aircraft," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 5, pp. 1149-1155, 2014.
- [7] J. BRETT and A. OOI, "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, no. 6, pp. 768-781, 2014.
- [8] M. M. Dehghan, M. Eilbeigi, Z. M. Bazaz, and M. A. Vaziry, "Experimental investigation on Aerodynamic coefficients of Flying wing aircraft With Different leading Edge Sweep angles," 2016.
- [9] R. Nelson, "Airplane Stability and Automatic Control," ed: New York: McGraw-Hill Book, 1989.
- [10] R. Nangia, O. Boelens, and M. Tormalm, "A Tale of Two UCAV Wing Designs," in *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010, p. 4397.