نشریه علمی- پژوهشی مهندسی هوانوردی
سال بیست و ششم، شماره اول، بهار و تابستان ۱۴۰۳

بررسی آیرودینامیکی سامانه کنترلی کورو فلپ در یک مدل هواپیمای بدون سرنشین بال پرنده

افشین مدنی[۱]، محمد حسن جوارشکیان*[۲]
۱- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران
۲- استاد گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد ، مشهد، ایران
(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۴/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۵/۲۷)

چکیده
در این پژوهش یکی از سامانه کنترلی پرکاربرد هواپیماهای بدون دم، با نام کورو فلپ توسط روش عددی، شبیه‌سازی‌شده و جهت بازشوندگی مناسب این سامانه موردبررسی قرارگرفته است. سامانه مذکور با ایجاد اختلاف پسا در دو طرف هواپیما، گشتاور لازم جهت، گردش هواپیما و کنترل سمتی را ایجاد می‌کند. این سامانه از دو صفحه متحرک تشکیل‌شده است که به‌صورت خلاف یکدیگر منحرف‌شده تا نیروی برآی یکدیگر را خنثی و پسای لازم را تولید نماید. یکی از مسائل مهم در سامانه‌های کنترلی، کاهش گشتاورهای مزاحم است. معین کردن مناسب‌ترین جهت بازشوندگی با کمترین پسا و گشتاور مزاحم و افزایش گشتاورهای مفید، هدف این پژوهش است. به این منظور، اندازه‌گیری این گشتاورها و نیروها در دو حالت بازشوندگی عادی و معکوس مقایسه می‌گردد. پهپاد موردبررسی از نوع لامبدا شکل بانام سوییینگ می‌باشد. آزمایش‌های انجام‌شده در زوایای حمله ۰ تا ۱۲ درجه برای سه حالت زاویه بازشوندگی صورت پذیرفته است. شبکه‌بندی ایجادشده به‌صورت بی‌سازمان می‌باشد. در این شبیه‌سازی معادلات پیوستگی، مومنتم و اسکالر پس از گسسته سازی با روش حجم محدود، توسط الگوریتم سیمپل سی حل گردیده است، همچنین از مدل آشفتگی (کا-امگا-اس اس تی) استفاده شده است. در این پژوهش جهت برعکس بازشوندگی سامانه کورو فلپ، برخلاف جهت بازشوندگی معمول آن که در برخی از مقالات به آن اشاره شده است، از نتیجه بهتری برخوردار بوده، به‌طوری‌که در زوایای حمله بالا، این جهت بازشوندگی، بین ۵ تا ۳۲ درصد پسای کمتر و ۱۰/۵ تا ۳۵ درصد گشتاور گردشی بیشتری را در کنار کاهش گشتاورهای مزاحم، تولید کرده است.
واژه‌های کلیدی: *کورو فلپ، هواپیمای بال پرنده، پهپاد، آیرودینامیک، شبیه‌سازی عددی*

Aerodynamic Investigation of Crow Flap Control System in a Flying Wing UAV Aircraft

Abstract
In this research, one of the widely used control systems of tailless aircraft, named Crow Flap, has been simulated by numerical method and the appropriate opening direction of this system has been investigated. By creating a differential drag on both sides of the aircraft, this system creates the necessary yawing moment and directional control. This system consists of two moving surfaces that are deflected against each other to neutralize each other's force and produce drag. One of the important issues in control systems is the reduction of disturbing moments. Determining the suitable opening direction with the least drag and disturbing moment and increasing the useful moments is the aim of this research. For this purpose, the measurement of these moments and forces are compared in two states of normal and reverse-opening. The UAV under investigation is a lambda-shaped UAV named Swing. Experiments have been carried out at AOAs of 0 to 12° for three opening angles. The created Mesh is unstructured. In this simulation, the continuity, momentum, and scalar equations have been solved by the Simple C algorithm after discretization with the finite volume method, and the turbulence model (K-ω-SST) has also been used. In this research, the opposite opening direction of the Crow Flap, unlike the usual opening direction mentioned in some articles, had a better

*نویسنده پاسخگو: محمد حسن جوارشکیان، تلفن: ۰۵۱۳۸۸۰۵۰۳۷، پست الکترونیکی: javareshkian@um.ac.ir
این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس از آدرس https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمایید.

result, so that at high AOAs, this opening direction has between 5 and 32% less drag and it has produced 10.5 to 35% more Yawing moment along with reducing disturbing moments.
Key words: *Crow Flap, Flying wing, UAV, Aerodynamic, Numerical solution*

مقدمه

در طی یک قرن گذشته، پیکربندی بال‌پرنده در مقاطعی از زمان موردتوجه طراحان قرارگرفته است. جان دبلیو دان[۱]، پیشگام صنعت هوانوردی، در سال ۱۹۱۲ یکی از اولین پیکربندی‌های بال بدنه یکپارچه[۲] را با نام D-8 طراحی کرد که در آن از زاویه عقب‌گرد بال بهره برده شده بود[۱]. در پایان جنگ جهانی دوم، برادران هورتن[۳] هواپیمای Ho 229 را طراحی کردند که به‌عنوان یک پیکربندی بال‌پرنده باقابلیت رادار گریزی شناخته شد[۲]. امروزه نیز از این نوع پیکربندی به دلیل بازدهی آئرودینامیکی بالا و توانایی مخفی‌کاری از دید رادار در صنعت پرنده‌های بدون سرنشین نیز مورد استقبال زیادی قرارگرفته است. به‌عنوان نمونه می‌توان به پهپادهای X-47B - X-4C و تارانیس[۴] اشاره کرد[۳]. طراحی هواپیماهای جنگنده، به ترکیبی از سطح مقطع راداری پایین و ویژگی‌های چابکی بالا برای مؤثر بودن در میدان‌های نبرد نیاز دارند. اغلب وجود این دو الزام با یکدیگر در تضاد قرار می‌گیرند. الزامات سطح مقطع راداری کم (رادار گریزی)، این پیکربندی را به سمتی سوق می‌دهد که هیچ پایدارکننده عمودی[۵] (دم عمودی) یا سطوح کنترلی نداشته باشند که به این منظور مفاهیم کنترلی پیشرفته برای جایگزینی عملکرد دم عمودی و سطوح کنترلی در چنین هواپیماهایی موردنیاز است[۴]. هواپیماهای بال پرنده ازنظر رفتار جریان شبیه به بال‌های دلتا شکل عمل می‌کند. از نظر ظاهری نیز این پیکربندی نوعی بال دلتا با شکستگی در لبه فرار می‌باشد. در این نوع بال‌ها بخش بیرونی بال به دلیل وجود طول وتر کوچک، از بارگذاری بالاتری برخوردار هستند[۵]. در نزدیکی این شکستگی در لبه فرار ضریب محلی برآ افزایش‌یافته و از این منطقه جدایش جریان آغاز می‌گردد. درنتیجه، این جریان جداشده به‌سرعت گسترش‌یافته و مناطقی از بال بیرونی را نیز در برمی‌گیرد که شامل محل نصب و قرارگیری سطوح کنترلی هواپیما می‌باشد. این اتفاق می‌تواند باعث ایجاد اختلالاتی در کنترل هواپیما گردد[۶ و ۷]. به سبب این جدایش جریان، گردابه‌ای با نام گردابه رأس بال ایجاد می‌شود که رفتار آن حساس به برخی عوامل ازجمله، زاویه عقب‌گرد بال، شعاع و انحنای لبه‌ی حمله، عدد رینولدز و ... می‌باشد[۸]. هواپیماها و پهپادهای چابک برای تولید گشتاورهای غلتش[۶]، گردش[۷] و چرخش[۸] و همچنین اصلاح مسیر حرکت در هنگام فرود با باد مخالف نیاز به ابزارهای کنترلی مخصوصی با گشتاورهای بزرگ دارند[۴]. در برنامه‌ای تحقیقاتی بانام افکتورهای کنترلی خلاقانه[۹] (ICE)، برخی از سامانه‌های کنترلی رایج در هواپیماهای بدون دم موردبررسی قرار گرفتند که عبارت‌اند از: برآافزا[۱۰]، برآافزای لبه حمله[۱۱]، الوون[۱۲]، اسپلیت درگ رادر[۱۳]، برآکش شکاف‌دار انحرافی[۱۴] و نوک بال تمام متحرک[۱۵] که در این آزمایش به بررسی و معرفی آن‌ها پرداخته‌شده است[۹]. علاوه بر این موارد سامانه‌های آینده‌نگر دیگری نیز مورد استفاده قرار گرفته است. شیائو[۱۶] و همکاران به بررسی عددی روشی برای کنترل حرکت گردشی در یک هواپیمای بدون سطح کنترلی پرداختند. در این مدل از دمنده‌ها برای تولید نیروی رانش، جهت تولید گشتاور گردشی در مقایسه با سامانه‌های تولید پسا استفاده شده است که در نهایت نشان داده شد میزان مصرف انرژی در سامانه‌های نوع رانشی بیشتر از سامانه‌های کنترلی تولید پسا نوع معمولی خواهد بود[۱۰]. زو[۱۷] و همکاران روشی را با نام جت برعکس برای جایگزینی سامانه‌های تولید پسا برای کنترل حرکت سمتی در هواپیماهای بدون دم ارائه کردند که در آن نشان دادند، جریان جت خروجی، میدان جریان را تحریک کرده که باعث جدایش زودهنگام جریان خواهد شد. این مسئله باعث افزایش فشار روی بال‌ها و ایجاد یک گشتاور کنترلی خواهد شد[۱۱]. همچنین در مطالعاتی دیگر از این جریان جت برای به تأخیر انداختن جدایش جریان و افزایش بازدهی نیز استفاده شده است[۱۲]. افتخاریان فرد و همکاران در یک شبیه‌سازی عددی به مطالعه سامانه‌های برآافزا پرداختند که نشان دادند در تحلیل دو بعدی یک مقطع از بال در زوایای حمله بالا، ضریب برآ و پسا نزولی است اما در تحلیل بال سه بعدی در این زوایای حمله، روندی صعودی دارد[۱۳]. ایزدی و همکاران با روش مورفینگ[۱۸] و هوشمند سازی یک نمونه برآافزا بر روی بال هواپیمای جنگنده نشان دادند که این تغییر شکل، بدون ایجاد شکستگی و شکاف، می‌تواند تا ۱۶ درصد برآی تولیدی این سامانه را در مقایسه با برآافزای معمولی افزایش دهد[۱۴].

بوردین[۱۹] و همکاران با کمک گرفتن از روش مورفینگ اقدام به کنترل هواپیمای بال پرنده حول سه محور اصلی کردند. در این آزمایش با بهره‌گیری از بالک‌های متحرک[۲۰] با تغییر زاویه افقی هرکدام به‌صورت مستقل در بال‌ها، گشتاورهای همگام شده‌ای برای جایگزینی سامانه اسپلیت درگ و الوون ایجاد کردند[۱۵]. در تحقیقی که توسط کریمی و جوارشکیان بر روی زاویه پیچش متغییر بال یک پهپاد بال پرنده انجام شد، نشان داده شد که تغییر همگام زاویه پیچش هر دوبال می‌تواند بر کنترل هواپیما و گشتاور چرخشی اثرگذار باشد[۱۶]. لیو[۲۱] و ژانگ[۲۲] طرحی را با عنوان سکان جریان همگام[۲۳] (FCR) را ارائه دادند که در آن از دو سامانه الوون و برآکش شکاف‌دار انحرافی به‌طور هماهنگ استفاده شده است. در این مقاله مطرح می‌شود که برای کاهش گشتاورهای مزاحم می‌باست ترکیبی از هر دو سطوح کنترلی استفاده شود تا گشتاورهای ثانویه خنثی گردد[۱۷]. راجپوت[۲۴] و همکاران نشان دادند در هنگام استفاده از اسپلیت درگ برای تولید گشتاور گردشی، هم‌زمان گشتاور غلتشی که ناشی از اختلاف پسا بین سطح بالایی و پایینی سامانه است ایجاد می‌شود. منشأ این اختلاف وجود زاویه حمله در پرواز هواپیما است که با افزایش این زاویه سطح مقابل جریان در صفحه پایینی اسپلیت بیشتر از بالایی و درنتیجه فشار سطح پایین نسبت به بالا بیشتر می‌گردد این پدیده رفتاری مشابه با پایین آوردن یک شهپر[۲۵] خواهد داشت. به همین دلیل در زوایای حمله بالا سامانه اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردشی، مقداری گشتاور غلتشی مزاحم نیز در لحظه استفاده از سامانه ایجاد می‌نماید[۱۸]. در آزمایش تجربی که توسط هوبر[۲۶] و همکاران انجام شد، سامانه کنترلی اسپلیت الوون را در نوک بال[۲۷] یک هواپیمای بال پرنده نصب‌کرده و اثرات ثانویه گشتاور گردشی را محاسبه کردند. در این تحقیق محل طولی قرارگیری سامانه در طول دهانه بال هواپیما اثر بسزایی روی نتایج داشته است[۱۹]. بر اساس مطالعات صورت گرفته دو سامانه‌ای که بیشترین استفاده را در بین پهپادهای بال پرنده دارا می‌باشد اسپلیت درگ و کورو فلپ[۲۸] نام دارد. به‌طور نمونه در هواپیمای بمب‌افکن B-2 برای کنترل سمتی[۲۹] از سامانه اسپلیت درگ واقع در نوک بال‌ها استفاده می‌شود. ساختار این سامانه به‌گونه‌ای می‌باشد که از دو صفحه بر روی‌هم تشکیل‌شده و با باز شدن خلاف یکدیگر به ایجاد پسا در یک بال کمک می‌کند. درنتیجه این اختلاف پسای بین دو بال راست و چپ سبب گردش هواپیما حول محور عمودی می‌گردد[۲۰]. سامانه اسپلیت درگ برخلاف سکان‌های عمودی در هواپیماهای دارای دم عمودی از راندمان کمتری در انحرافات بازشوندگی کم برخوردار هستند. همچنین اثر آن‌ها بر گشتاور گردشی به‌صورت غیرخطی اعمال می‌شود. مطابق نتایج حاصله از آزمایش راجپوت و همکاران، آزمایش دیگری توسط ژانگ[۳۰] نیز صورت گرفت که به‌صورت تجربی اثرات بازشوندگی اسپلیت درگ را در اعداد ماخ مختلف بر روی یک هواپیمای بال پرنده بررسی کرد. در این آزمایش نیز با انحراف صفحات اسپلیت درگ، مقدار زیادی گشتاور گردشی تولید و به همراه آن مقدار کمی تغییر در نیروی برآ، گشتاور چرخشی و غلتشی اندازه‌گیری شد[۲۱]. محل قرارگیری سامانه اسپلیت درگ عموماً در نوک بال‌ها می‌باشد. در این شرایط به دلیل بازوی بلندتر با ایجاد کمترین پسا، میزان قابل قبولی از گشتاور گردشی را تولید می‌نماید. همچنین در هواپیماهای بال پرنده با نسبت منظری[۳۱] بالاتر به دلیل افزایش بازو نسبت به نقطه اثر نیرو، این سامانه بازدهی بیشتری خواهد داشت. یکی از معایب سامانه اسپلیت درگ برای هواپیماهای چند موتوره بدون دم در شرایطی که یکی از موتورها دچار نقص و ازکارافتادگی شود را می‌توان به ایجاد پسای بیشتر برای جبران میزان گشتاور گردشی تولیدی از یک موتور دانست. این اتفاق در زمان برخاست هواپیما که سرعت پروازی کم می‌باشد نامناسب تلقی می‌شود[۲۲]. استنفلد[۳۲] و همکاران در آزمایشی به‌صورت تجربی بر روی یک پهپاد بال پرنده، سامانه دیفرنشیال فلپ[۳۳] یا (کورو فلپ) را نصب کردند که این سامانه از دو صفحه متحرک، مانند الوون بر روی هر بال تشکیل‌شده است. هر دو صفحه با یک زاویه یکسان اما در جهت‌های مخالف بازشده و با ایجاد پسای القایی[۳۴] در یک سمت از هواپیما سبب تولید گشتاور گردشی حول محور عمودی می‌شوند. از دیگر کارایی این سامانه تولید گشتاور غلتشی و چرخشی می‌باشد[۲۳]. شیروود[۳۵] و همکاران نیز در آزمایشی که بر روی سامانه کنترلی مشابه با دیفرنشیال فلپ اما با سه صفحه کنترلی در هر بال انجام دادند، موفق شدند با تغییر زاویه صفحات تولید نیروی برآ، مانند سطوح الوون علاوه بر ایجاد گشتاور گردشی، گشتاورهای غلتشی و چرخشی را نیز ایجاد کنند. آزمایش صورت گرفته در انواع مدل بال با زاویه عقب‌گردهای مختلف صورت گرفته است. از طرفی در اینجا سعی شده است بازدهی

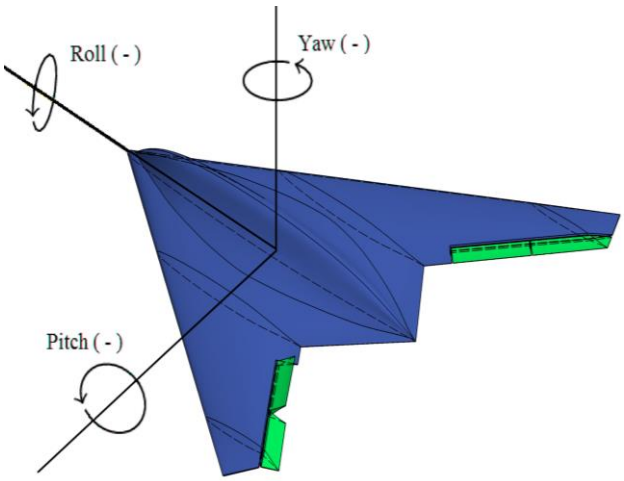
آئرودینامیکی و رادار گریزی این سامانه موردبررسی قرار گیرد. همچنین آنان موفق شده‌اند در استفاده هم‌زمان از این سطوح کنترل برای ایجاد پسا در یک بال، سایر گشتاورها را در محدوده معینی ثابت نگه‌دارند[۲۴].

در تحقیقات گذشته، سامانه کورو فلپ در یک‌جهت بازشوندگی مورد آزمایش قرارگرفته است، هدف از این تحقیق، بررسی جهت برعکس بازشوندگی بر روی عملکرد آیرودینامیکی یک هواپیمای بال پرنده و مشخص کردن مناسب‌ترین جهت با کمترین ضریب گشتاور مزاحم می‌باشد. آزمایش و شبیه‌سازی صورت گرفته با استفاده از روش عددی و به کمک دینامیک سیالات محاسباتی[۳۶] صورت پذیرفته است. در سامانه کورو فلپ، فلپ داخلی[۳۷] و خارجی[۳۸] برعکس یکدیگر منحرف می‌شوند که این جهت بازشوندگی در مراجعی مانند [۲۰] به‌گونه‌ای است که فلپ داخلی را به سمت پایین و فلپ خارجی را به سمت بالا منحرف می‌نماید. در اینجا جهت برعکس این بازشوندگی نیز بررسی خواهد شد؛ زیرا گردابه‌های تشکیل‌شده در بال‌های با عقب‌گرد بالا می‌تواند اثر زیادی بر کارکرد این سامانه‌های کنترلی بر روی بال بگذارد. با این کار مقایسه‌ای بین ضرایب گشتاورها و نیروهای تولیدشده در هنگام استفاده از این سامانه مشخص می‌شود. درنهایت جهتی که بهینه‌ترین نیروی پسا نسبت به گشتاور گردشی، با کمترین گشتاور مزاحم تولید می‌کند مشخص می‌شود. در اینجا مفهوم گشتاور مزاحم، تولید گشتاور غلتشی در حین ایجاد گشتاور گردشی است. همچنین میزان تولید نیروی پسا و برآی این دو فلپ با یکدیگر متفاوت است، ازاین‌رو بررسی آن‌ها برای معین کردن بهینه‌ترین حالت انجام می‌شود.

هندسه هواپیمای موردبررسی

پیکربندی هواپیمای موردبررسی یک پهپاد بال پرنده لامبدا شکل بانام سوییینگ[۳۹] می‌باشد که با طول بال یک متر و زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای و با سطح مقطع بال ناکا-۶۶۰۰۹ است. طول وتر متوسط بال این هواپیما ۰/۳۳۷۳ متر است. همچنین در بال این پهپاد از زاویه پیچش[۴۰] منفی ۳ درجه‌ای به همراه یک شکستگی در لبه‌ی فرار استفاده شده است. وجود شکستگی در لبه‌ی فرار بال هواپیما این امکان را فراهم می‌کند تا نسبت منظری و باریک شوندگی[۴۱] افزایش یابد که این خود باعث افزایش بازده آئرودینامیکی هواپیما می‌شود. با توجه به کاربرد نظامی این پهپاد، مسئله رادار گریزی یکی از پارامترهای مهم در طراحی آن اطلاق می‌شود. از همین رو طراحان آن سعی داشته‌اند از زوایای کمتر در تولید و طراحی آن استفاده کنند. همچنین با موازی قرار دادن لبه‌ها و گوشه‌های سطحی مدل، به کاهش بازتابش راداری کمک کنند.

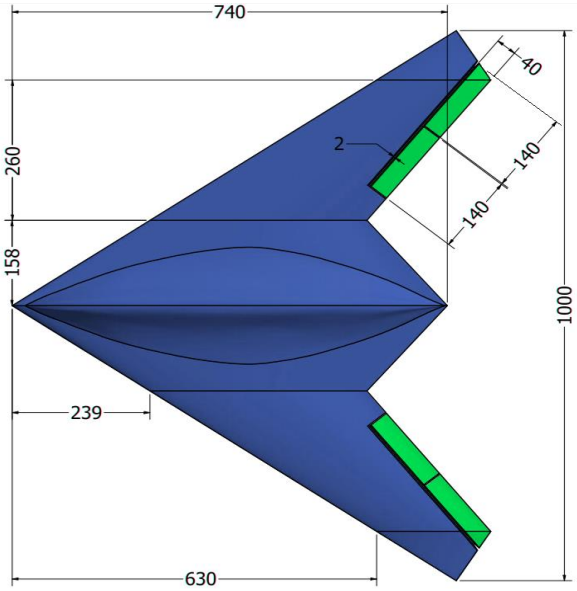
این پهپاد پیش‌ازاین به‌صورت تجربی و عددی در تعداد محدودی از مطالعات موردبررسی قرارگرفته است. به دلیل اهمیت اندازه‌گیری گشتاورهای وارده به هواپیما از طریق سامانه‌های کنترلی، نقطه‌ای را به‌عنوان مرجع گشتاوری (MRP[۴۲]) در مدل در نظر گرفته‌شده است. این نقطه در هواپیماها با مرکز جرم شناخته می‌شود. فاصله محل قرارگیری این نقطه نسبت به دماغه هواپیما بر روی محور طولی معادل ۰/۴۳۹ متر می‌باشد که مقدار آن از مرجع [۲۵] استخراج‌شده است. در شکل **۱** تصاویر سه نمای پهپاد سوییینگ به همراه جهت منفی گشتاورهای سه گانه هواپیما به تصویر کشیده شده است. همچنین در شکل شماره **۲** ابعاد قسمت‌های مختلف هواپیما به همراه سامانه کورو فلپ رسم شده است.



شکل ۱- تصویر سه بعدی پهپاد سوییینگ همراه با جهت‌های اعمال گشتاورها حول سه محور اصلی هواپیما

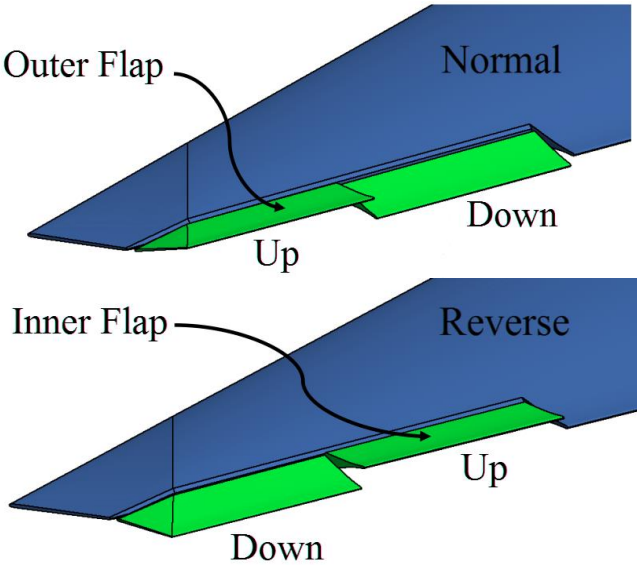
جهت معمول چرخش بازشوندگی سطوح سامانه کوروفلپ مطابق با مرجع[۲۰] به‌گونه‌ای می‌باشد که در آن فلپ داخلی پایین و خارجی به سمت بالا منحرف می‌گردد. در این پژوهش برای معرفی و نام‌گذاری این جهت بازشوندگی، آن را جهت معمولی[۴۳] و با علامت N نشان می‌دهیم. برای مقایسه بهترین جهت بازشوندگی، جهت بازشوندگی دیگری را نیز برای این سامانه

بررسی خواهد شد که به‌صورت برعکس حالت قبل آن را منحرف کرده که بانام معکوس[۴۴] و با علامت R نمایش داده می‌شود.



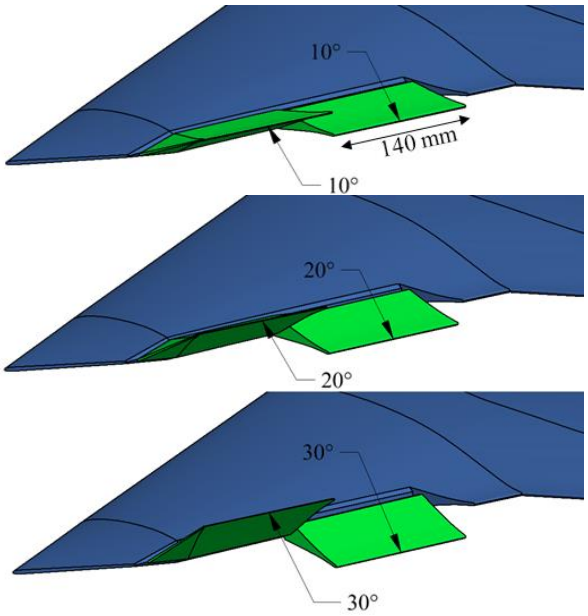
شکل ۲- تصویر نما از بالای پهپاد به همراه ابعاد بخش‌های مختلف بر حسب میلی‌متر

هر دو جهت انحراف سامانه کورو فلپ فقط در یک بال (بال چپ هواپیما) اعمال می‌شود که در تصویر شکل **۳** جهت آن رسم گردیده است.



شکل ۳- تصویر حالات بازشوندگی سامانه کورو فلپ در جهت‌های N و R

در نمایی نزدیک‌تر از سامانه کورو فلپ، ابعاد، محل قرارگیری و میزان بازشوندگی این سامانه در جهت بازشوندگی N در شکل **۴** قابل‌مشاهده است. ناگفته نماند مقدار زوایای بازشوندگی برای هر دو جهت R و N یکسان می‌باشد.



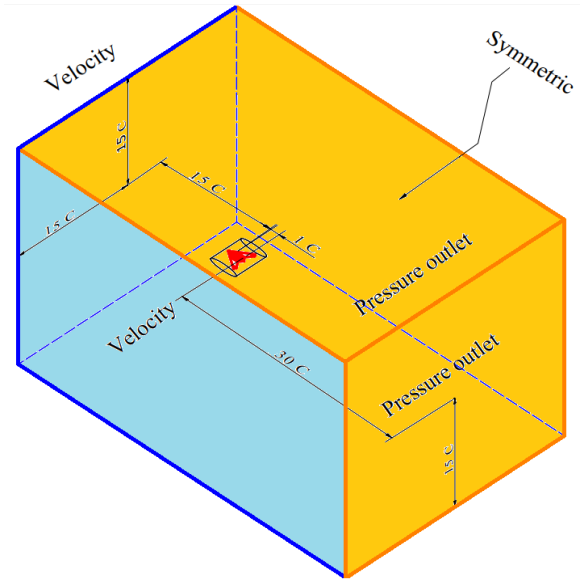
شکل ۴- میزان بازشوندگی سامانه کورو فلپ در زوایای مختلف برای مقایسه دو جهت بازشوندگی

معادلات حاکم و دامنه حل

در این پژوهش معادلات حاکم با استفاده از روش حجم محدود[۴۵] حل گردیده و شبیه‌سازی عددی صورت پذیرفته است. حل به شکل مستقل از زمان[۴۶] و به‌صورت فشار مبنا[۴۷] اجراشده است. مدل آشفتگی مورداستفاده با توجه به نیاز این تحقیق از نوع مدل دو معادله‌ای K-ω-SST می‌باشد که به سبب وجود لایه‌مرزی، گرادیان‌های فشار معکوس و جدایش جریان انتخاب مناسبی خواهد بود. همچنین استفاده از این مدل آشفتگی در مسائل مربوط به این حوزه در پژوهش‌های فراوانی استفاده گردیده است. در برقراری ارتباط بین ترم‌های فشار و سرعت، از الگوریتم حل فشار مبنای سیمپل- سی[۴۸] بهره برده شده است. همچنین در گسسته سازی ترم‌های آشفتگی، مومنتوم و انرژی جنبشی از طرح مرتبه دوم بالادستی[۴۹] و برای ترم فشار از طرح مرتبه دوم[۵۰] استفاده شده است.

به دلیل باز بودن سطوح کنترلی دریکی از بال‌ها و عدم تقارن مدل شبیه‌سازی‌شده، کل هواپیما را در دامنه حل قرار داده و ضرایب و گشتاورهای آیرودینامیکی را بر روی آن بررسی می‌نماییم. به این منظور از دامنه حل مکعبی شکل با ابعاد ۳۰-۴۵-۳۰ برابر وتر متوسط بال هواپیمای آزمون ایجاد شده است. تمام جزئیات به همراه شرایط مرزی و ابعاد دقیق در تصویر **۵**

قابل‌رؤیت می‌باشد. جریان در رژیم مادون صوت با سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در ورودی و با شرایط اتمسفری سطح دریا اعمال شده است که معادل رینولدز ۶۹۰۰۰۰ خواهد بود و همچنین شدت آشفتگی[۵۱] مطابق مرجع [۲۶] معادل ۱ درصد قرار داده شده است.



شکل۵- دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی که به همراه نمایش ابعاد آن

برای ایجاد زاویه حمله به جریان، شرط مرزی در جلو و زیر دامنه حل (برای زوایای حمله مثبت) را سرعت در ورودی[۵۲] تعریف کرده که متناسب با آن برای خروجی، سطح بالا و پایین‌دست دامنه را شرط فشار خروجی[۵۳] قرار داده‌شده است. در مرزهای کناری از شرط مرز دیواره لغزشی[۵۴] یا شرط تقارنی[۵۵] استفاده‌شده است زیرا که ازنظر ریاضی شرط تقارنی معادل شرط مرزی دیواره لغزشی می‌باشد.

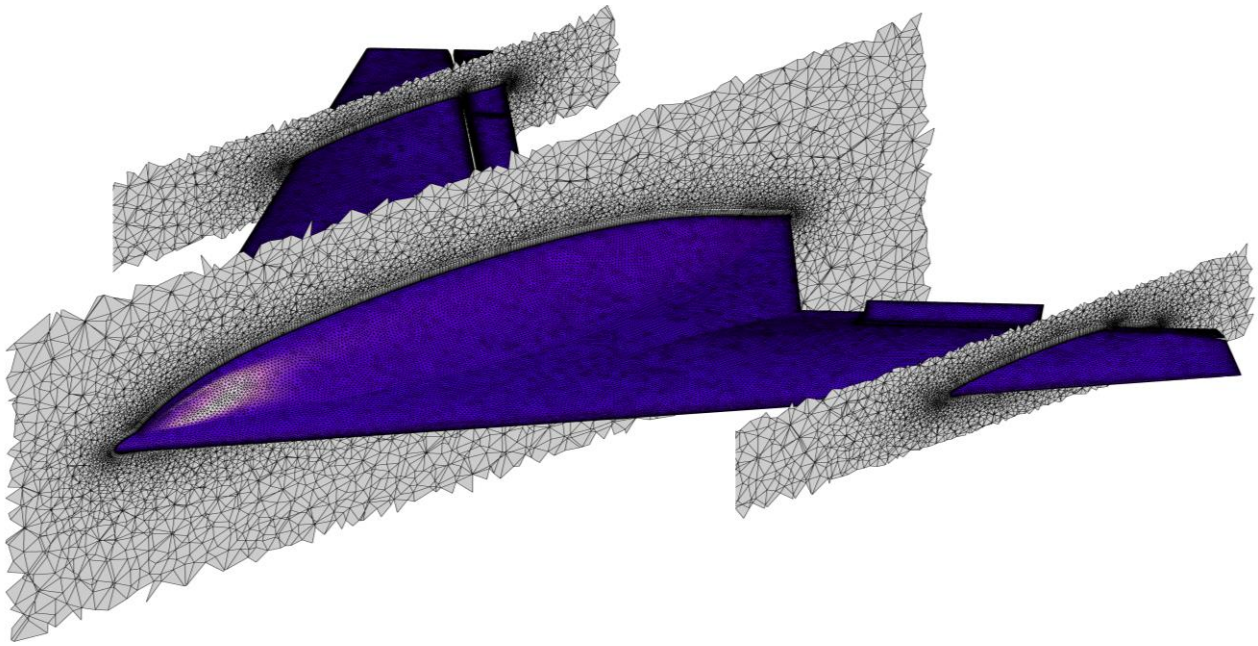
شبکه‌بندی

شبکه‌بندی ایجادشده از نوع بی‌سازمان[۵۶] با حجم ۵۸۵۰۰۰۰ سلول تشکیل‌شده است. سعی شده است تا با ایجاد یک حجم بیضوی شکل در دامنه حل، میزان سلول‌های شبکه را در اطراف و پشت هواپیما افزایش داده تا جزئیات اتفاقات جریان حول هواپیما به‌خوبی مشخص گردد. در تولید شبکه از المان‌های چندوجهی استفاده‌شده که با ضریب ریز شوندگی در نزدیکی مدل تمرکز سلول‌ها را در این قسمت افزایش‌یافته است. همچنین این ضریب ریز شوندگی بر روی سطح مدل نیز استفاده‌شده است تا لبه‌ها و قسمت‌های حساس هواپیما به‌خوبی تحت پوشش شبکه قرار گیرد (شکل ۶). شبکه لایه‌مرزی ایجادشده بر روی سطح مدل، از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین سلول ۰/۰۰۰۳۴ متر بر روی تمامی قسمت‌های هواپیما قرارگرفته است که با بررسی‌های صورت گرفته از مراجعی مانند مرجع [۲۶]، عدد بی‌بعد وای- پلاس[۵۷] در مدل آشفتگی K-ω- SST تا میزان ۱۰۰ نیز برای آزمون‌های مشابه و مقایسه با نتایج تجربی، موردقبول واقع‌شده است. در این پژوهش با توجه به ارتفاع اولین سلول لایه‌مرزی، سرعت جریان و زاویه حمله جریان، عدد بی‌بعد وای- پلاس در زاویه حمله صفر درجه به مقدار عدد ۲۲ به دست آمد که ازنظر دقت و حجم سلول‌های شبکه در محدوده مناسبی می‌باشد. کاهش عدد وای پلاس در این میزان از حجم شبکه موجود بر روی سطح مدل، کیفیت شبکه را کاهش می‌دهد و از طرفی دیگر افزایش تعداد سلول‌های شبکه بر روی مدل منجر به افزایش حجم و هزینه محاسباتی می‌گردد. از این رو در بررسی‌های صورت گرفته نتایج به دست آمده دقیق و قابل‌اعتماد بوده که در قسمت اعتبار سنجی به آن اشاره خواهد شد.

و اما در بررسی استقلال از شبکه (جدول ۱) برای ضریب پسا، تعداد سلول‌ها را طی ۶ مرحله افزایش داده تا عدم وابستگی نتایج به تعداد سلول‌های شبکه معین‌شده و مناسب‌ترین حجم شبکه مشخص گردد. این فرایند در زاویه حمله ۱۰ درجه صورت پذیرفته است که در آن از هواپیمای بدون سامانه کنترلی برای استقلال از شبکه استفاده شده است. در پایان برای معین کردن بهینه‌ترین شبکه در بین نقاط C و E تعداد سلول‌ها را با نرخ کم افزایش داده تا محل تقریبی ثابت شدن این ضریب مشخص گردد. این کار سبب صرفه‌جویی در حجم شبکه می‌گردد. مشاهده می‌شود تغییرات ضریب پسا از شبکه D به بعد ثابت مانده است که مناسب این پژوهش تلقی می‌شود.

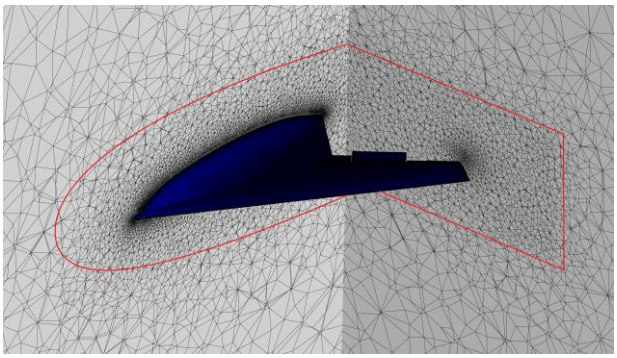
جدول ۱- استقلال از شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه

grid	CD	Number of mesh
A	۰/۰۵۸۸	۲۷۶۰۰۰۰
B	۰/۰۵۶۶	۴۰۷۰۰۰۰
C	۰/۰۵۶۲	۵۰۰۰۰۰۰
D	۰/۰۵۶۱	۵۸۵۰۰۰۰
E	۰/۰۵۶۱	۹۰۳۰۰۰۰
F	۰/۰۵۶۱	۱۶۰۰۰۰۰۰



شکل ۶- نمای برش خورده در دو مقطع از شبکه اطراف مدل و شبکه روی سطح

در تصویر شکل شماره **۷** حجم بیضوی شکل در اطراف مدل با رسم خطوط نمایان شده است. در این تصویر نیمی از مدل در دامنه حل نمایش داده‌شده است. برش‌ها در جهت طولی و عرضی دامنه در مرکز حجم بیضی ایجادشده‌اند.



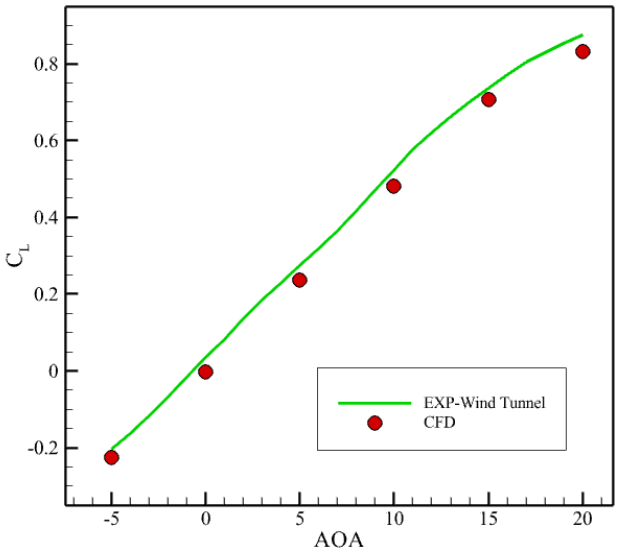
شکل ۷- میزان ریز شوندگی شبکه در اطراف هواپیما و برشی از شبکه ریز در حجم بیضوی شکل

نتایج

اعتبار سنجی

برای سنجش نتایج حاصله از این پژوهش، ضریب برآ و پسای آزمایش عددی را در حالت بدون قرارگیری سامانه کنترلی بر روی بال، با نتایج تجربی موجود در مرجع [۲۵] مقایسه کرده که در نمودار شکل **۸** و **۹** نمایش داده‌شده است.

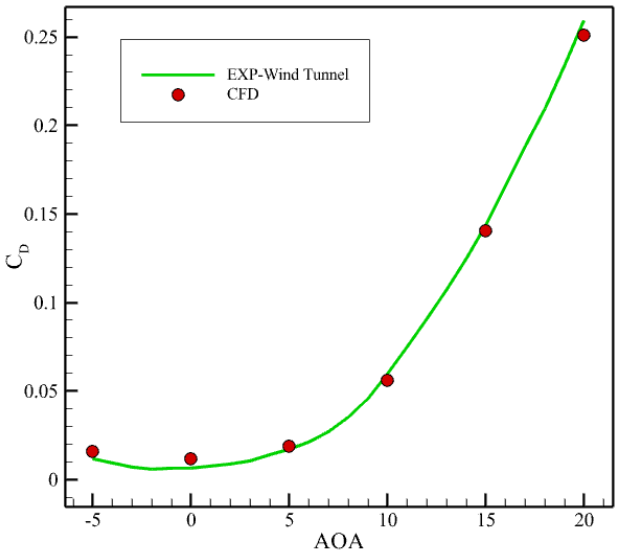
در این مقایسه مشاهده می‌گردد نتایج حاصله با دقت مناسبی نسبت به داده‌های تجربی تونل باد به دست آمده است. حداکثر اختلاف در این نتایج، مربوط به زاویه حمله ۲۰ درجه می‌باشد که مقدار انحراف آن نیز معادل ۴/۹ درصد است.



شکل ۸- نمودار اعتبار سنجی ضریب برآ برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی مرجع [۲۵]

علت وجود انحراف و همچنین تخمین کمتر نتایج عددی نسبت به داده‌های تجربی در نمودار ضریب برآ، عدم تطابق صددرصدی انحنا و برآمدگی موجود در مرکز هندسه پهپاد بازطراحی‌شده، نسبت به مدل موجود در تونل باد می‌باشد.

همچنین در روش‌های عددی به دلیل اینکه حل معادلات دیفرانسیلی به شکل تقریبی انجام می‌شود، وجود کمی اختلاف با نتایج واقعی امکان‌پذیر است. به‌عنوان مثال در جریان‌های آشفته مدل‌های مختلفی برای مدل‌سازی جریان آشفته استفاده می‌شود که نتایج آن‌ها می‌تواند با جواب‌های واقعی کمی اختلاف داشته باشد.



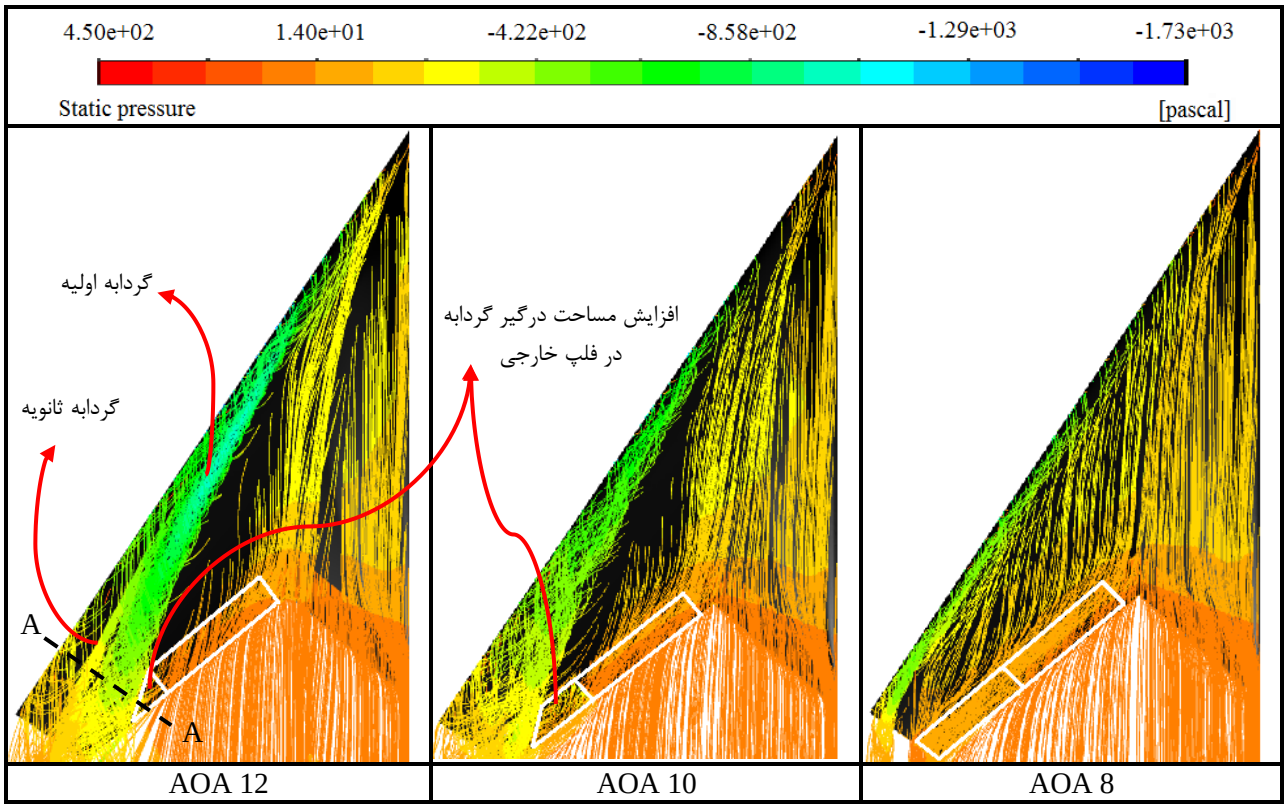
شکل ۹- نمودار اعتبار سنجی ضریب پسا برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی مرجع [۲۵]

بررسی میدان جریان

ازنظر ساختار آیرودینامیکی، در بال‌های با عقب‌گرد بالا، به دلیل تشکیل گردابه رأس بال[۵۸] و قرارگیری امتداد این گردابه در نوک بال سبب ایجاد اختلالاتی در سامانه‌های کنترلی واقع در این محدوده می‌شود. در تصویر **۱۰** نما از بالای محل عبور این گردابه در زاویه حمله ۸ و ۱۰ و ۱۲ درجه بر روی هواپیما و سطح سامانه کورو فلپ نشان داده‌شده است. در هواپیماهای بال لامبدا شکل با توجه به وجود زاویه عقب‌گرد بالا و وجود شکستگی در لبه فرار بال، طول وتر در این قسمت در حالت کمینه خود قرار می‌گیرد که درنتیجه سبب افزایش برآی این ناحیه می‌گردد. ازاین‌رو با افزایش زاویه حمله پروازی بیشترین ضریب برآی محلی در این قسمت از شکستگی بال ایجاد می‌گردد و جدایش جریان نیز از این قسمت آغاز می‌شود.

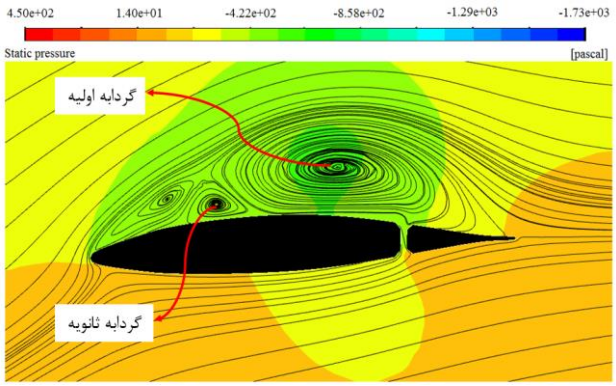
از پیامدهای جدایش جریان در نزدیکی شکستگی بال، گسترش سریع جریان جداشده چرخان به‌تمامی طول قسمت بیرونی بال می‌باشد. گفتنی است با افزایش زاویه حمله به محدوده ۱۰ درجه این گردابه بر روی بال پهپاد مذکور نمایان می‌شود. قدرت و اندازه گردابه‌ها با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد و همچنین تغییر زاویه حمله از ۱۰ درجه به ۱۲ درجه امتداد گردابه را به سمت لبه فرار بال متمایل خواهد کرد که این خود باعث درگیری بیشتر سطوح کنترلی این ناحیه می‌شود[۲۷].

همان‌طور که در تصویر شکل **۱۰** ملاحظه می‌شود، گردابه رأس بال نسبت به میزان زاویه حمله، بخشی از سطح کورو فلپ و بال هواپیما را پوشانده است. این گردابه از دو قسمت تشکیل‌شده است: گردابه اولیه و ثانویه، که گردابه اولیه با افزایش زاویه حمله و جدایش جریان از محدوده رأس بال به وجود خواهد آمد و سبب ایجاد جریان عرضی شده و به شکل گردابه مخروطی شکل در امتداد بال‌ها به سمت نوک بال کشیده می‌شود. این پدیده باعث کاهش فشار موضعی بر روی سطح بال در ناحیه قرارگیری این گردابه می‌شود. همچنین در این شرایط، به سبب فشار کم به‌خصوص در قسمت مرکز این گردابه، لایه‌مرزی از سطح جداشده و سبب تشکیل گردابه ثانویه می‌گردد. گردابه‌ها در امتداد حرکت طولی خود به سمت نوک بال و محل قرارگیری صفحات کنترلی هواپیما حرکت کرده و با عبور از روی آن‌ها و یا برخورد با این صفحات، کارایی آن‌ها را کاهش می‌دهد. همان‌طور که شرح داده شد، برخورد امتداد این گردابه به سطح بالایی سامانه کورو فلپ حالت N سبب می‌شود که فلپ بیرونی بالارونده این سامانه در جریان کم‌فشار و چرخان ناشی از گردابه مذکور غرق شود. در ادامه مشاهده می‌شود بیشترین تأثیر از گردابه رأس بال در بین زوایای موردبررسی، مربوط به زاویه حمله ۱۲ خواهد بود. در این گردابه، هرچه از رأس بال به سمت نوک حرکت کنیم فشار آن افزایش میابد. گردابه مذکور بعد از عبور از انتهای بال هواپیما درنهایت با از دست دادن انرژی خود دچار فروپاشی می‌شود. این گردابه در بال‌هایی با زاویه عقب‌گرد، باعث القای برآی گردابه‌ای می‌شود که به نیروی برآی هواپیما افزوده و آن را می‌توان به‌عنوان یک مزیت به شمار آورد.



شکل ۱۰- تصویر خطوط جریان و گردابه‌های اولیه و ثانویه برحسب سرعت در سه زاویه حمله ۸ و ۱۰ و ۱۲ درجه

برشی از صفحه A-A از تصویر شکل **۸** استخراج شده است که سطح مقطع این دو گردابه را نشان می‌دهد. در شکل **۱۱** تصویر برش عمود بر جهت حرکت گردابه رسم شده است.



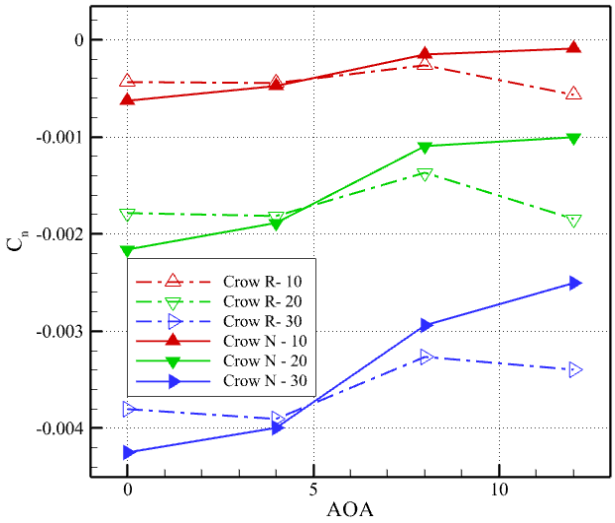
شکل ۱۱- کانتور ضریب فشار استاتیکی و خطوط جریان از نمای برش خورده گردابه رأس بال در مقطع A-A مربوط به زاویه حمله ۱۲ درجه

بررسی و مقایسه ضرایب آیرودینامیکی

در کنترل سمتی هواپیماهای بدون دم و تولید گشتاور گردشی، از ایجاد پسای نامتقارن استفاده می‌شود. یکی از روش‌های تولید پسا، استفاده از سامانه کنترلی کورو فلپ می‌باشد. این سامانه مشابه با سامانه کنترلی الوون در هواپیماهای بال‌پرنده است که از دو سطح فلپ داخلی و خارجی تشکیل‌شده است. این سطح کنترلی توانایی تولید گشتاورهای چرخشی، غلتشی و گردشی را در این نوع هواپیماها دارا است. محل قرارگیری آن‌ها در لبه فرار بال و از نوک بال به سمت ریشه قرار می‌گیرد. باز شدن خلاف جهت این سطوح کنترل در یک بال باعث ایجاد نیروی برآی در دو جهت برعکس می‌شود؛ که به دلیل زاویه انحراف یکسان، نیروی برآی یکدیگر را تا حدی خنثی کرده و درنهایت نیروی پسای القایی ناشی از تولید این نیروی برآ به‌جا می‌ماند. البته ناگفته نماند نیروی برآی این دو سطح کنترلی کاملاً با یکدیگر برابر نمی‌باشد که در ادامه به توضیح آن می‌پردازیم. این پسای تولیدی به زاویه بازشوندگی و زاویه حمله پروازی ارتباط دارد. افزایش زاویه حمله سبب تغییر در سطح مقابل به جریان فلپ بالارونده و پایین‌رونده می‌شود. به‌طوری‌که فلپ بالارونده با افزایش زاویه حمله سطح مقابل به جریان کمتر و درنتیجه فشار و برآی کمتری تولید می‌کند، اما فلپ پایین‌رونده به دلیل افزایش این سطح مقابل به جریان، اختلاف فشار و برآی بیشتری را تولید می‌کند. این اختلاف برآ و فشار دو طرف سطح فلپ‌ها منجر به ایجاد حرکت غلتش در هواپیما شده و همچنین میزان پسای تولیدی را برای هر فلپ متفاوت خواهد کرد که این نیز باعث تغییر در میزان گشتاور

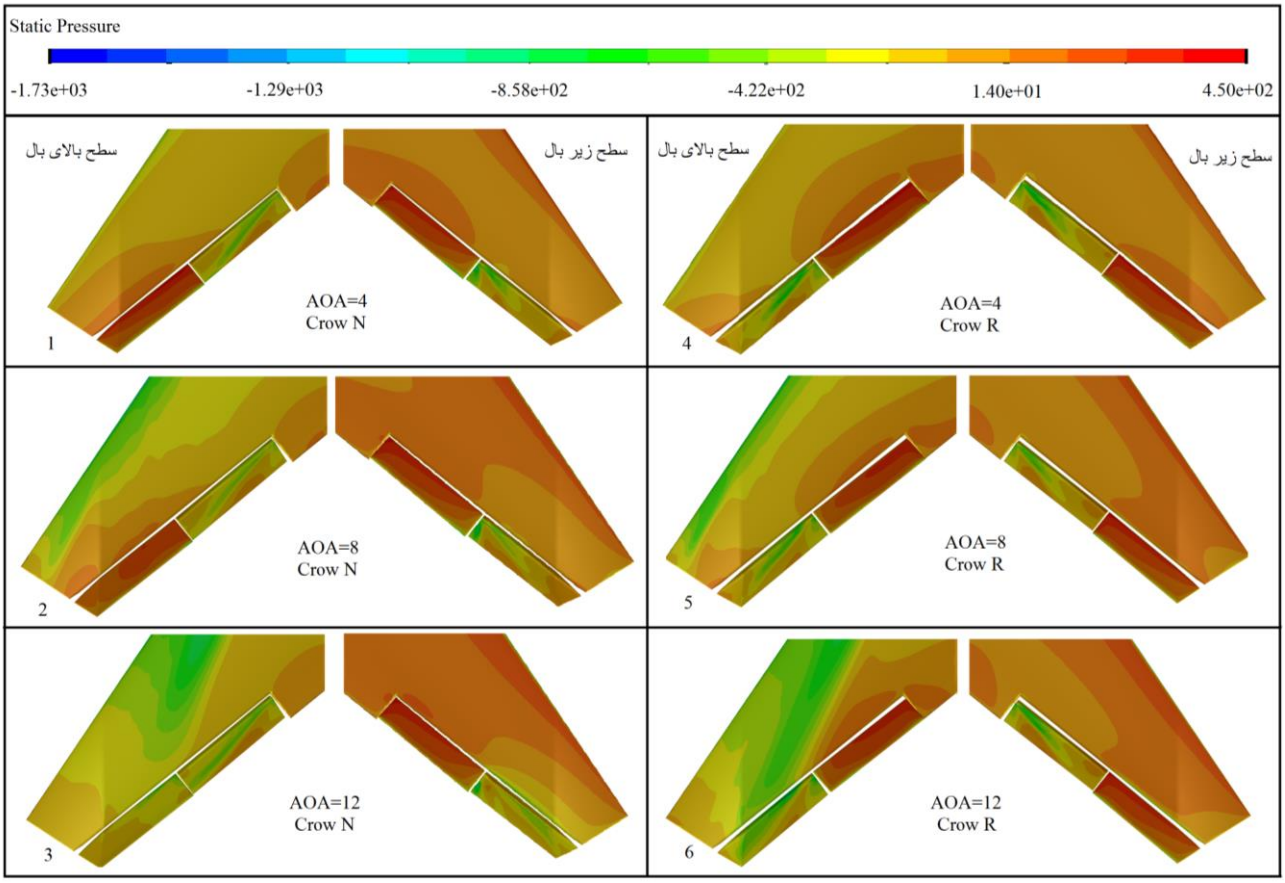
گردشی نیز خواهد شد؛ که در ادامه به‌اندازه گیری ضرایب نیروها و گشتاورها شرح داده خواهد شد. همان‌طور که در ابتدا عنوان شد، جهت بازشوندگی این سطوح کنترلی در برخی مراجع مانند[۲۰-۲۵] به‌این‌ترتیب می‌باشد که فلپ داخلی به سمت پایین و فلپ خارجی به سمت بالا منحرف گردد که در اینجا قصد داریم با انحراف فلپ داخلی به سمت بالا و فلپ خارجی به سمت پایین، به بهبود عملکرد این سامانه کنترلی کمک کنیم. با این هدف که در این روش فلپ خارجی از گردابه رأس بال به دور خواهند ماند. در مقایسه ضریب گشتاور گردشی بین دو جهت R و N مشخص می‌گردد که جهت R از ضریب گشتاور گردشی بیشتری در زوایای حمله بالاتر از محدوده ۴ درجه برخوردار است که این مسئله برای زوایای حمله کمتر از آن در جهت N برعکس می‌باشد. از طرفی تغییرات گشتاور گردشی برحسب زاویه حمله در جهت R از محدوده تغییرات ضرایب گشتاوری کمتری برخوردار است که از آن می‌توان به‌عنوان یک عامل مثبت در بحث کنترل پرواز یادکرد. با توجه به نمودار شکل **۱۲**، تغییرات زاویه حمله از ۰ تا ۸ درجه برای گشتاور گردشی جهت N روندی کاهشی به خود گرفته است. این کاهش گشتاور ناشی از کاهش اثر فلپ خارجی بالارونده می‌باشد. به این صورت که فلپ خارجی با افزایش زاویه حمله، سطح مقابل به جریان کمتری را ایجاد کرده اما از طرفی دیگر فلپ داخلی پایین‌رونده سطح مقابل به جریان بیشتری را ایجاد کرده است که درمجموع می‌توان بیان کرد نقطه اثر اعمال نیروی پسا به سمت ریشه بال جابه‌جا می‌شود که این دلیلی بر کاهش ضریب گشتاور گردشی در این جهت بازشوندگی (N) خواهد بود؛ اما در حالت R فلپ خارجی پایین‌رونده با افزایش زاویه حمله پسای بیشتری را تولید و درنتیجه نقطه اثر اعمال نیروی پسا را به سمت نوک بال جابه‌جا می‌کند، این مسئله باعث افزایش طول بازوی اعمال نیرو و درنتیجه افزایش ضریب گشتاور گردشی خواهد شد.

ناگفته نماند همان‌طور که در نمودار شکل **۱۲** ملاحظه می‌شود جهت بازشوندگی R در زوایای حمله ۰ تا ۸ درجه روندی کاهشی و یا ثابت داشته است که علت اصلی آن کاهش پسای تولیدی از فلپ داخلی بوده است.



شکل ۱۲- نمودار ضریب گشتاور گردشی نسبت به زاویه حمله برای جهت‌های R و N در زوایای بازشوندگی مختلف کورو فلپ

همان‌طور که شرح داده شد حرکت نقطه اعمال نیروی پسا در حالت R به سمت نوک بال حرکت کرده ولی بااین‌حال این ضریب گشتاور گردشی کاهش‌یافته است؛ که نشان از این دارد کاهش پسای تولیدی در فلپ داخلی بر افزایش بازو اعمال نیروی پسا غلبه کرده و این کاهش گشتاور گردشی را سبب شده است. مورد بعدی که در نمودار **۱۲** حائز اهمیت است، افزایشی بودن ضریب گشتاور گردشی از زاویه حمله ۸ به ۱۲ درجه در حالت R بوده است. در اینجا گردابه رأس بال با عبور از روی فلپ خارجی پایین‌رونده، حالت کم‌فشار را بر روی فلپ مذکور افزایش داده و باعث افزایش اختلاف فشار دو طرف سطح این فلپ و درنتیجه افزایش ضریب پسا و گشتاور گردشی شده است. گفتنی است فلپ داخلی در این هواپیما به دلیل وجود ضریب برآی بیشتر در سمت ریشه بال، نیروی بیشتر از فلپ خارجی تولید می‌نماید. علاوه بر موارد قیدشده وجود گردابه‌های رأس بال و جریان‌های جداشده بر روی سطح بال کارایی فلپ بالارونده خارجی در حالت N را نیز تحت اثر منفی خود قرار می‌دهد. در زوایای حمله کم‌تر از ۴ درجه، بخصوص زاویه حمله ۰ درجه، وجود زاویه پیچش منفی در بال سبب گردیده که فلپ خارجی درصورتی‌که بالارونده و حالت N باشد، سطح مقابل به جریان بیشتری را ایجاد کرده و درنتیجه گشتاور گردشی بیشتری را تولید نماید. برعکس این مسئله برای حالت R صدق می‌کند. با توجه به کانتور فشار شکل **۱۳** کاهش فشار فلپ بالارونده در طی تغییر زاویه حمله کاملاً مشهود است.

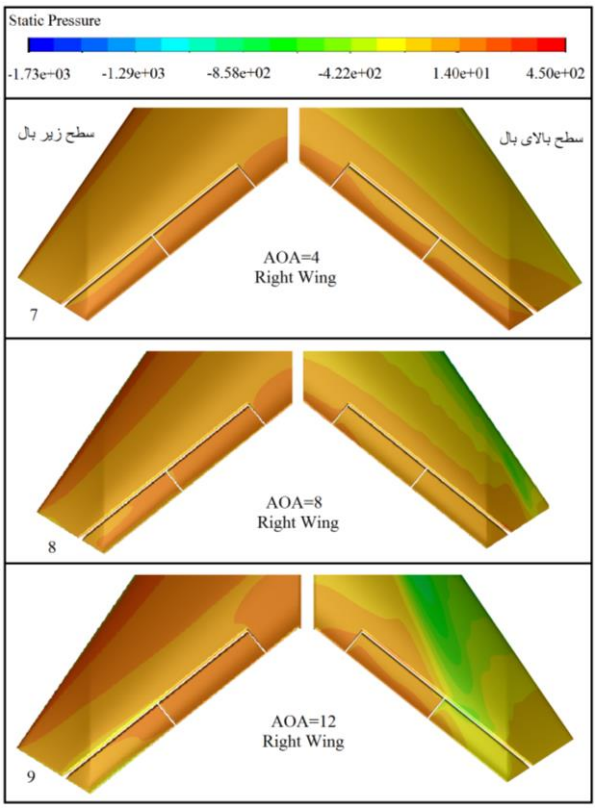


شکل ۱۳- تصویر کانتور ضریب فشار زیر و روی بال برای مقایسه جهت R و N سامانه کورو فلپ حالت ۳۰ درجه در زوایای حمله مختلف

این پدیده در حالت N بدون وقفه و تا زوایای حمله بالاتر ادامه می‌یابد (شکل **۱۳** شماره‌های ۱ و ۲ و ۳)، اما در حالت R به سبب خارج بودن فلپ بیرونی از محدوده گردابه رأس بال و قرارگیری فلپ بالارونده در سمت ریشه بال این کاهش فشار کمتر نمایان می‌شود (در تصویر شکل **۱۳** از بالا به پایین تصویر شماره‌های ۴ و ۵ و ۶ برای جهت R و ۱ و ۲ و ۳ برای جهت N گویای این مسئله خواهد بود).

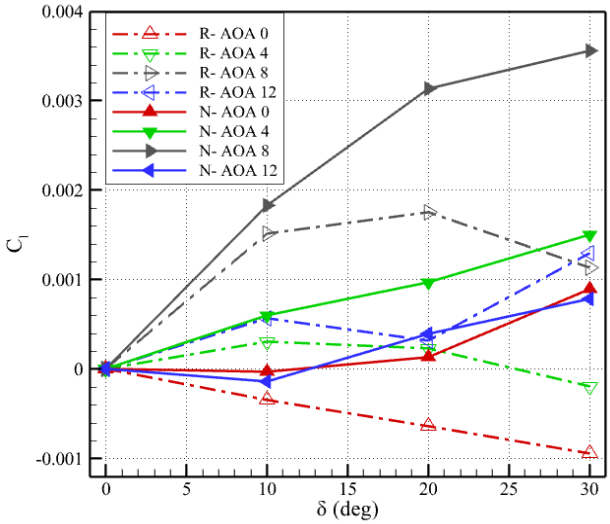
و اما در بررسی گشتاور غلتشی، در حالت N با افزایش زاویه حمله مطابق کانتور شکل **۱۳** شماره ۱ و ۲ و ۳، فلپ خارجی از سطح مقابل به جریان کمتری، نسبت به فلپ داخلی برخوردار است که به همین دلیل کاهش فشار مقطعی روی سطح آن دیده می‌شود. این پدیده سبب گردیده که فلپ بالارونده نیروی کمتری در مقابل فلپ پایین‌رونده داشته باشد و ملاحظه می‌شود این اختلاف نیروی تولیدی باعث ایجاد گشتاور غلتشی مطابق نمودار شکل **۱۵** شده است. در حالت مذکور با افزایش زاویه حمله تا ۸ درجه میزان غلتش صعودی بوده است، اما در زاویه حمله ۱۲ درجه (شکل **۱۳** حالت شماره ۳) امتداد گردابه تولیدشده در رأس بال به سطح بالایی فلپ خارجی برخورد کرده و حالت کم‌فشاری را بر روی آن ایجاد کرده است که سبب کاهش نیروی برآی منفی این فلپ خواهد شد، اما از طرفی فلپ بالارونده در حالت فوق باعث محدود شدن طول گردابه رأس بال گردیده (شکل **۱۳** و **۱۴** حالت شماره ۳ در مقایسه حالت شماره ۹ روی سطح بال)، زیرا که حضور فلپ منحرف‌شده در پایین‌دست جریان بر بالادست اثر گذاشته است و طول گردابه رأس بال را محدود کرده که سبب کاهش برآی گردابه‌ای این بال شده است. در کانتور شکل **۱۳** و **۱۴** با مقایسه تصویر شماره‌گذاری شده ۳ و ۹ افزایش محدوده پرفشار در انتهای بال چپ، گشتاور غلتشی مثبت را همان‌طور که تشریح داده شد، کاهش داده و به همین دلیل با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور غلتشی در زاویه حمله ۱۲ درجه نسبت به زاویه حمله ۸ درجه کاهش‌یافته است؛ اما در بررسی حالت R، همانند شرایط حالت N، با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور

غلتشی به سمت مثبت افزایش یافت است که تنها نکته آن در زاویه حمله ۱۲ درجه تحت شرایط وجود گردابه رأس بال است؛ زیرا در این زاویه حمله، فلپ خارجی حالت R به پایین منحرف‌شده و در مقابل اثرات این گردابه به دورمانده است. از همین رو در مقایسه اشکال شماره‌گذاری شده در شکل **۱۳**، تصاویر شماره ۵ و ۶ (و همچنین با مقایسه بال طرف مقابل آن‌ها در شکل **۱۴** تصاویر شماره ۸ و ۹) با افزایش زاویه حمله و ایجاد سطح کم‌فشار ناشی گردابه رأس بال، به‌واسطه انحراف فلپ خارجی به سمت پایین و ایجاد محیطی کم‌فشار بر روی بال و قرارگیری در زیر گردابه رأس بال، توانسته به رشد طول امتداد این گردابه کمک کند.



شکل ۱۴- کانتور ضریب فشار زیر و روی بال سمت راست بدون انحراف برای درک اثرگذاری جهت‌های R و N و مقایسه آن‌ها

از طرفی جریان در پشت گردابه در محدوده لبه فرار و فلپ داخلی، به دلیل وجود نقطه سکون در پشت این گردابه، از فشار بیشتری برخوردار بوده است که باعث گردیده، فشار روی سطح بال و فلپ داخلی را بیفزاید و آن را مؤثرتر کند. درنهایت این افزایش فشار در ریشه باعث جبران فشار کاسته شده در محدوده امتداد گردابه به سمت نوک بال گردیده و مانع افزایش شدید برآ در این بال و افزایش بیشتر گشتاور غلتشی گردیده است. در نمودار شکل **۱۵** این افت ضریب گشتاور غلتشی برای هر دو حالت سامانه کورو فلپ از زاویه حمله ۱۲ به ۸ درجه مشخص است. خاطرنشان می‌شود در نمودار شکل **۱۵** هرچه ضریب غلتش (غلتش مزاحم) کم‌تر باشد کارایی سامانه کنترلی بهتر و مؤثرتر خواهد بود. از نگاهی دیگر، افزایش غلتش مثبت در حین افزایش زاویه حمله، به دلیل کاهش اثر فلپ‌های بالارونده است؛ اما در زوایای حمله ۰ تا ۴ درجه در حالت R، به دلیل وجود پیچش منفی در بال، در کورو فلپ حالت ۳۰ درجه گشتاور غلتشی برعکس و در جهت منفی رخ‌داده است.

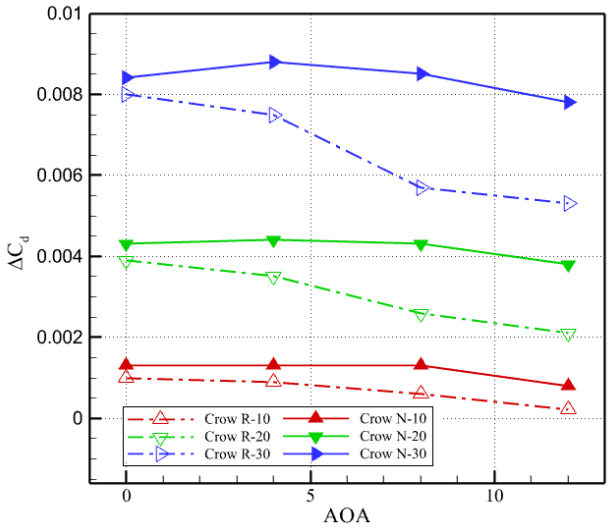


شکل ۱۵- نمودار ضریب گشتاور غلتشی نسبت زاویه حمله برای جهت‌های R و N در زوایای بازشوندگی مختلف کورو فلپ

در ادامه با باز کردن حالت N در زاویه حمله ۰ درجه، گشتاور غلتشی مثبت و در جهت R گشتاور غلتشی منفی تولیدشده است. این تفاوت در جهت غلتش ساعت‌گرد و پادساعت‌گرد بر روی هواپیما، نشآت گرفته از وجود زاویه پیچش منفی در بال هواپیما و همچنین اثرپذیر بودن فلپ داخلی به دلیل قرارگیری در محل با ضریب برآی بیشتر بال است (انحراف فلپ داخلی بر انحراف فلپ خارجی در تولید ضریب غلتش غلبه کرده است).

در نمودار شکل **۱۶** محور عمودی از تفاضل پسای هواپیما با کورو فلپ باز و بسته به دست آماده که میزان ضریب اختلاف پسا حالت‌های N و R برحسب زاویه بازشوندگی دلتا نشان داده‌شده است. ملاحظه می‌شود در تمام دلتاها و زوایای حمله، حالت N بیشترین پسا را در هنگام استفاده از این سامانه تولید

کرده است؛ که می‌توان نتیجه گرفت، در هنگام تولید گشتاور گردشی، جهت R با پسای کمتری حرکت سمتی را در هواپیما ایجاد می‌نماید؛ اما بلعکس، در جهت N، ضریب پسای بیشتری در انحراف فلپ‌های یکسان تولیدشده است. همان‌طور که در ابتدای این بخش توضیح داده شد جهت R علاوه بر گشتاور گردشی بالاتر از ضریب پسای کمتری برخوردار است و این مسئله می‌تواند باعث کاهش ضریب گشتاور گردشی گردد، اما به سبب افزایش اثرپذیری فلپ خارجی نقطه اثر برآیند نیروی پسا از مرکز هواپیما فاصله گرفته و طول بازوی بیشتری را فراهم کرده است که این امر بازدهی سامانه کورو فلپ را در جهت R بیشتر کرده است.



شکل ۱۶- نمودار ضریب اختلاف پسا نسبت به زاویه حمله برای جهت‌های R و N در زوایای بازشوندگی مختلف کورو فلپ

نتیجه‌گیری

در پژوهش انجام‌شده با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، به بررسی و شبیه‌سازی اثرات آیرودینامیکی حاصله از وجود و استفاده سامانه‌ی کنترلی کورو فلپ بر روی یک هواپیمای بدون دم پرداخته‌شده است. در اینجا سعی شده است با تحلیل داده‌های به دست آماده دو جهت بازشوندگی این سامانه را مقایسه نموده و تفاوت‌های آن‌ها پرداخته شود. برخی از مهم‌ترین نتایج به‌دست‌آمده به شرح زیر می‌باشد:

- بازشوندگی جهت R در سامانه کورو فلپ (فلپ داخلی به سمت بالا و فلپ خارجی به سمت پایین منحرف گردد) سبب محدود شدن تغییرات ضریب گشتاور گردشی برحسب زاویه حمله شده است که این خود پارامتر مثبت در بحث کنترل پهپاد تلقی می‌شود.
- از زاویه حمله ۴ درجه و بیشتر، بازشوندگی حالت R از گشتاور گردشی بیشتری برخوردار بوده است، به‌طوری که برای کورو فلپ ۳۰ درجه در زاویه حمله ۱۲ درجه، حالت R از ۳۵ درصد گشتاور گردشی بیشتر برخوردار بوده است. در این زاویه حمله برای سایر زوایای بازشوندگی این مقدار افزایش گشتاور گردشی بیشتر خواهد بود. ولی در زاویه حمله کمتر از چهار درجه، حالتN گشتاور گردشی بیشتری تولید کرده است (جهت N به میزان ۱۰/۵ درصد در زاویه حمله صفر درجه برای بازشوندگی ۳۰ درجه، گشتاور گردشی بیشتری داشته است، در سایر زوایای بازشوندگی این مقدار بیشتر خواهد بود). به دلیل پرواز این هواپیما در زوایای حمله ۴ درجه و بالاتر در بیشتر زمان پروازی، حالت بازشوندگی R برای این مدل پهپاد مناسب‌تر خواهد بود. از این رو توصیه می‌شود که در زوایای حمله ۴ درجه به بالا از حالت R و زوایای حمله ۴ درجه به پایین از حالت N استفاده شود.
- فلپ‌های بالارونده با افزایش زاویه حمله اثر خود را از دست می‌دهند که این مسئله در قبال فلپ‌های پایین‌رونده برعکس خواهد بود.
- میزان پسای تولیدی توسط سامانه کورو فلپ در حالت R کم‌تر از حالت N بوده است. به‌عنوان نمونه میزان کاهش پسا جهت R در کورو فلپ ۳۰ درجه، برای دو زاویه حمله ۰ و ۱۲ درجه به ترتیب ۵ و ۳۲ درصد کاهش یافته است که این میزان بر اساس زاویه حمله و میزان بازشوندگی متغیر است. همچنین به دلیل اثرگذاری بیشتر فلپ خارجی، طول بازو و نقطه برآیند اعمال گشتاور گردشی در این جهت بازشوندگی توانسته است، در تولید گشتاور گردشی بیشتر با کمترین ضریب پسا مؤثرتر از حالت N باشد.

- بیشترین ضریب غلتش اضافی در حالت R رخداده است که این اتفاق در زاویه حمله ۸ درجه مشهود است.
- فلپ داخلی به دلیل قرارگیری در بخش ریشه بال به دلیل برخورداری از ضریب برآی بیشتر در این قسمت، مؤثرتر از فلپ خارجی عمل کرده است.

فهرست علائم و اختصارات

C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
ΔC_d	تفاضل ضریب پسا هواپیما با کورو فلپ باز و هواپیما با کورو فلپ بسته
C_n	ضریب گشتاور گردشی
C_l	ضریب گشتاور غلتشی
R	حالت برعکس جهت انحراف کورو فلپ
N	حالت عادی جهت انحراف کورو فلپ
AOA	زاویه حمله
MRP	موقعیت مرجع گشتاور

علائم یونانی

δ	زاویه بازشوندگی کورو فلپ (درجه)

پی‌نوشت‌ها

۱ John W. Dunne
۲ Blended wing body
۳ Horten
۴ Taranis
۵ Vertical Stabilizer
۶ Roll
۷ Yaw
۸ Pitch
۹ Innovative Control Effectors
۱۰ Flap
۱۱ Leading Edge Flaps
۱۲ Elevon
۱۳ Split Drag Rudder
۱۴ Deflector Slot Spoiler
۱۵ All Moving Wing Tip
۱۶ Xiao
۱۷ Zhu
۱۸ Morphing
۱۹ Bourdin
۲۰ Movable Winglets
۲۱ Liu
۲۲ Xiang
۲۳ flow coupling rudder
۲۴ Rajput
۲۵ Aileron
۲۶ Huber
۲۷ Wing tips
۲۸ Crow Flap
۲۹ Directional
۳۰ Xiang
۳۱ Aspect Ratio
۳۲ Stenfelt
۳۳ Differential flaps
۳۴ Induced drag
۳۵ Shearwood
۳۶ Computational Fluid Dynamics
۳۷ Inner Flap
۳۸ Outer Flap
۳۹ Swing
۴۰ Twist
۴۱ Taper
۴۲ Moment Reference Point
۴۳ Normal
۴۴ Reverse
۴۵ Finite Volume Method
۴۶ Steady
۴۷ Pressure Base
۴۸ SIMPLEC
۴۹ Second Order Upwind
۵۰ Second Order
۵۱ turbulence intensity
۵۲ Velocity Inlet
۵۳ pressure outlet
۵۴ Slip
۵۵ Symmetric
۵۶ Unstructured Mesh
۵۷ Y-Plus
۵۸ Wing Apex Vortex

مراجع

[1]. Smith, H., *"College of aeronautics blended wing body development programme"*, ICAS Congress, pp. 1–10, 2000.

[2]. Dehpanah, P., and A Nejat., "*The aerodynamic design evaluation of a blended-wing-body configuration*", Aerospace Science and Technology, Vol. 43, pp. 96–110, 2015.

[3]. M. Tomac and G. Stenfelt, Predictions of stability and control for a flying wing, *Aerospace Science and Technology*, Elsevier, 2014, pp. 179-186.

[4]. Gillard, W., Dorsett, K., Gillard, W., Dorsett, K., *"Directional control for tailless aircraft using all moving wing tips"*, 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference, p. 3487, 2006.

[5]. Qin, N. *et al.* 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, No. 6, pp. 321–343, 2004.

[6]. Petterson, K., *"Low-speed aerodynamic and flowfield characteristics of a UCAV"*, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, p. 2986, 2006.

[7]. Shim, H., and Park, S. O., *"Low-speed wind-tunnel test results of a BWB-UCAV model"*, Procedia Engineering, Vol. 67, pp. 50–58, 2013.

[8]. Ko, A., Chang, K., Sheen, D-J., Jo, Y-H., Shim, HJ., *"CFD Analysis of the Sideslip Angle Effect around a BWB Type Configuration"*, International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2019, 2019.

[9]. Li, Z. J., and Ma, D. L., *"Control characteristics analysis of split-drag-rudder"*, Applied Mechanics and Materials, Vol. 472, pp. 185-190, 2014.

[10]. Li, L-X., Xu, H-Y., Fu, Z-J., Huang, Z-C., *"Numerical study of the yaw control of flapless aircraft"*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2022.

[11]. Zhu, J., Shi, Z., Sun, Q., Chen, J., Dong, Y., Fu, J., *" Yaw control of a flying-wing unmanned aerial vehicle based on reverse jet control"*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*"*, Vol. 234, No.6, pp. 1237–1255, 2020.

[12]. نجفی، احسان، سید شمس طالقانی، سید آرش، عبدالهی پور، سهیلا، "*مطالعه تأثیر موقعیت عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن واماندگی ایرفویل مافوق بحرانی*". نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی، سال بیست و چهارم، شماره اول، ۱۴۰۱.

[13]. افتخاریان فرد، سیاوش، داوری، علیرضا، مامندی، احمد، "*شبیه‌سازی جریان آشفته تراکم پذیر حول سطوح متحرک بال یک هواپیمای تجاری سنگین پهن پیکر در فازهای مختلف پرواز*"، نشریه علمی مکانیک سیالات و آیرودینامیک، دوره دهم، شماره دوم، ۱۴۰۰.

[14]. ایزدی، میثم، خاکی، رضا، شمس طالقانی، سید آرش، قجر، ارسلان، "*بررسی تاثیر فلپ هوشمند در ایرفویل نمونه هواپیمای جنگنده*"، نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی، دوره بیست و دوم، شماره دوم، صفحات ۹۷-۸۰، ۱۳۹۹.

[15]. Bourdin, P., Gatto., A. Friswell, M., *"Potential of articulated split wingtips for morphing-based control of a flying wing"*, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, p. 4443, 2007.

[16]. جوارشکیان، محمدحسن، کریمی‌کلایه، روح الله، "ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی پیچش هندسی با تغییر عدد رینولدز در یک نمونه هواپیمای بال‌پرنده"، *نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی*، سال بیست و دوم، شماره اول، صفحات ۴۵ –۳۰، ۱۳۹۹.

[17]. Liu, Z., Zhang, B., *"Investigation on a Flow Coupling Rudder for Directional Control of a Low-Aspect Tailless Configuration with Diamond-Shaped Wing"*, Aerospace, Vol. 9, No. 2, pp.79, 2022.

[18]. Rajput, J., Zhang, W. G., Qu, X. B., *"A differential configuration of split drag-rudders with variable bias for directional control of flying-wing"*, Applied Mechanics and Materials, Vol. 643, pp. 54–59, 2014.

[19]. Huber, K. C., Vicroy, D. D., Schuette, A., Huebner, *A., "UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and S&C capabilities"*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, p. 2002, 2014.

[20]. Stenfelt, G., and Ringertz, U., *"Lateral stability and control of a tailless aircraft*

configuration", Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 6, pp. 2161–2164, 2009.

[21]. Li, D., Liu, Q., Wu, Y., Xiang, J., *"Design and analysis of a morphing drag rudder on the aerodynamics, structural deformation, and the required actuating moment*", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 29, No. 6, pp. 1038–1049, 2018.

[22]. Colgren, R., and Loschke, R., *"Effective design of highly maneuverable tailless aircraft"*, Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 4, pp. 1441–1449, 2008.

[23]. Stenfelt, G., and Ringertz, U., *"Yaw control of a tailless aircraft configuration"*, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 5, pp. 1807–1811, 2010.

[24]. Shearwood, T. R., Nabawy, M. R. A., Crowther, W. J., Warsop, C., *"A Novel Control Allocation Method for Yaw Control of Tailless Aircraft"*, Aerospace, Vol. 7, No. 10, pp. 150, 2020.

[25]. Tomac, M., and Stenfelt, G., *"Predictions of stability and control for a flying wing*", Aerospace Science and Technology", Vol. 39, pp. 179–186, 2014.

[26]. Kelayeh, R. K., and Djavareshkian, M. H., *"Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing"*, Chinese Journal of Aeronautics, *Vol. 34*, pp. 201–216, 2021.

[27]. دهقان‌منشادی، مجتبی، ایل‌بیگی، مهدی، بزاززاده، مهرداد، وزیری، محمدعلی، "*بررسی تجربی ضرایب آیرودینامیکی یک نمونه هواپیمای بال پرنده لامبدا شکل با تغییر زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال*"، مهندسی مکانیک مدرس، دوره شانزدهم، شماره پنجم، صفحات ۳۱۱-۳۰۳، ۱۳۹۵.