

بررسی اثر محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ رادر در طول دهانه بال یک هواپیمای بال پرنده بر گشتاورهای گردشی و غلتشی

افشین مدنی^۱، محمد حسین مقیمی اسفندآبادی^۲، محمد حسن جوارشکیان^{۳*}

۱. کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۳. استاد تمام، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران، javareshkian@um.ac.ir

چکیده

در این تحقیق با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی به بررسی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول دهانه بال پهپاد و اثر آن بر روی ضرایب آئرودینامیکی پرداخته می‌شود. این سامانه کنترلی از دو صفحه بر روی هم تشکیل شده است که با باز شدن آن، پسای فشاری در یک بال را ایجاد می‌نماید. این سامانه برای ایجاد گشتاور گردشی در هواپیماهای بال پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرد. هواپیماهای بال پرنده به دلیل وجود زاویه عقب‌گرد در بال‌ها و تشکیل گردابه رأس بال در زوایای حمله بالا در این نوع پیکربندی از حساسیت بالایی برای تعیین محل قرارگیری سطوح کنترلی برخوردار است. در اینجا برای نصب و جانمایی سامانه کنترلی اسپلیت درگ، از دیدگاه استاتیکی، نیاز است تا صفحات متحرک اسپلیت درگ در انتهای بال (نوک بال) نصب گردند، زیرا بیشترین بازوی گشتاوری در این قسمت خواهد بود که سبب تولید بیشترین گشتاور گردشی می‌گردد؛ اما از نظر آئرودینامیکی قرارگیری صفحات سطوح کنترلی در این محدوده به دلیل وجود گردابه رأس بال و گردابه‌های نوک بال، همواره دارای معایبی می‌باشد. از این رو در پژوهش حاضر سعی شد سامانه اسپلیت درگ را در ۳ زاویه باز شونده مختلف در ۳ موقعیت طولی نسبت به نوک بال قرار داده و گشتاورهای حاصله را در زوایای حمله مختلف از ۰ تا ۱۲ درجه بررسی نماییم. افزایش ضریب گشتاور گردشی و کاهش ضریب گشتاور غلتشی هدف این پژوهش عنوان می‌شود.

واژگان کلیدی

پهپاد بال پرنده، اسپلیت درگ رادر، بهینه‌یابی، شبیه‌سازی عددی، ضرایب آئرودینامیکی

۱. مقدمه

فراوان قرارگرفته است [۱]. هواپیمای بال بدنه یکپارچه مفهومی است که در آن بال و دم افقی هواپیما با هم ادغام می‌شوند و یک فرم واحد را به وجود می‌آورند. در این نوع هواپیماها بدنه طوری طراحی شده است که شکل ایرفویل داشته و ترکیب آن با بال، شکل مطلوبی برای داشتن پسای^۲ کم به وجود می‌آورد [۲]. دستورانی و جوارشکیان در سال

امروزه مسافرت‌ها و حمل و نقل‌های هوایی رشد چشمگیری داشته است. از سوی دیگر کاهش فرآورده‌های نفتی و به طبع آن افزایش قیمت این فرآورده‌ها طراحان را بر آن داشته تا راهکارهای جدید و بهینه‌ای برای جایگزینی طرح‌های متداول امروزی بیابند. به همین منظور طرح هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه^۱ ظهور کرده و مورد اهمیت

۲۰۱۲ دو هواپیما با پیکربندی بال و بدنه‌ی یکپارچه و هواپیما با پیکربندی معمولی را از لحاظ آیرودینامیکی با یکدیگر مقایسه کردند که نتیجه بهبودی ضرایب آیرودینامیکی پیکربندی بال و بدنه یکپارچه نسبت به پیکربندی معمولی بود [۳]. پیفنگ و همکاران^۲ نیز کاهش مصرف سوخت و کاهش آلاینده‌گی و نویز را از ویژگی‌های این نوع هواپیما عنوان کرده‌اند [۴]. بمبافکن B-2 نمونه‌ای از هواپیماهایی که صرفاً بدون دم عمودی و افقی طراحی می‌شوند. این هواپیمای بمبافکن توسط شرکت نورثروپ^۴ طراحی و با موفقیت عملیاتی و وارد خط تولید شد [۵]. برتری اصلی بال لامبدا^۵ شکل نسبت به پیکربندی‌های دیگر، کوچک بودن سطح مقطع راداری بال است. چرا که به دلیل حذف دم، سطح مقطع راداری کاهش می‌دهد [۶]. بال لامبدا

در

مقایسه با بال دوزنقه‌ای با زاویه‌ی لبه‌ی فرار و لبه‌ی حمله یکسان دارای نسبت منظری بالاتر و به تبع آن نسبت برآء به پسای بهتری دارد. هرچند شکستگی در لبه‌ی فرار باعث پیچیدگی ساخت بال و افزایش وزن بال می‌شود [۷]. در هواپیماهای بال پرنده به خصوص هواپیماهای لامبدا شکل، عموماً زاویه‌ی عقب‌گرد^۷ استفاده شده، بین ۵۰ تا ۶۰ درجه است [۸]. در این نوع پیکربندی وجود شکستگی در لبه فرار، طول وتر بال را کاهش و ضریب برآی محلی این ناحیه را افزایش داده است که این مسئله سبب گردیده تا با افزایش زاویه حمله و ایجاد ضریب برآی بیشینه در این محدوده، جدایش جریان از این منطقه آغاز گردد. جریان جدا شده به صورت مخروط گردابه‌ای^۸ در راستای طول بال به سمت نوک بال‌ها گسترش می‌یابد [۹]. این گردابه‌ها، رفتاری متأثر از برخی عوامل مانند، زاویه عقب‌گرد بال، شعاع و انحنای لبه‌ی حمله، عدد رینولدز و غیره دارا می‌باشد که وجود این گردابه‌ها باعث از کارافتادگی سطوح کنترلی در زوایای حمله بالاتر از ۸ درجه می‌شود [۱۰]. رضانی زاده و محمدی با بررسی عددی اثرات شکل لبه حمله بال مثلثی بر رفتار جریان به این نتیجه رسیدند که افزایش شعاع لبه حمله سبب تغییر خط جدایش می‌شود به این صورت که با افزایش شعاع لبه حمله روند شکل‌گیری گردابه‌ها به تأخیر می‌افتد [۱۱]. سطوح کنترلی هواپیمای مذکور از بخش‌های مهمی است که می‌تواند مورد مطالعه قرار گیرد. پیکربندی‌های غیرمتعارف برای برخی از سطوح کنترلی در مقایسه با سطوح کنترل هواپیمای معمولی، اهمیت مطالعه آن را دوچندان می‌کند. سطوح کنترل برای هواپیماهای بال بدنه یکپارچه با هواپیماهای معمولی متفاوت است [۱۲]. در این نوع پیکربندی معمولاً سطوح کنترلی دم حذف شده را با بال‌های اصلی ادغام می‌کنند تا حرکت طولی^۹، عرضی و سمتی^{۱۰} هواپیما را کنترل کنند [۱۳]. در اوایل سال ۱۹۹۰، آمریکا برنامه کنترل افکتورهای نوآورانه را راه اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه‌های کنترلی برای هواپیماهای بدون دم بود. از جمله افکتورهای معمولی مانند فلپ^{۱۱}، الوون^{۱۲}، فلپ لبه حمله^{۱۳} و برخی افکتورهای مبتکرانه مانند اسپلیت درگ رادر^{۱۴}، آل مووینگ وینگ تیپ^{۱۵}، اسپویلر اسلات دفلکتورها^{۱۶} در آن بررسی

گردیدند [۱۴]. بوردین و همکاران^{۱۷} با کمک گرفتن از روش شکل‌گیری^{۱۸} اقدام به کنترل هواپیمای بال پرنده حول سه محور اصلی کردند. در این آزمایش با بهره‌گیری از بالک‌های متحرک با تغییر زاویه افقی هر کدام به صورت مستقل در بال‌ها، گشتاورهای همگام شده‌ای برای جایگزینی سامانه اسپلیت درگ و الوون ایجاد کردند که در نتیجه وجود بالک به کنترل حول محور غلتش کمک کرد [۱۵]. لی و همکاران با طراحی و تجزیه و تحلیل مورفینگ درگ رادر^{۱۹}، نشان داده شد که این سامانه، پسای آئرو دینامیکی بیشتری را نسبت به حالت اولیه در زوایای حمله کوچک تجربه می‌کند [۱۶]. مدنی و جوارشکیان به صورت عددی، به بررسی و شبیه‌سازی اثرات آئرو دینامیکی حاصله از وجود سامانه‌ی کنترلی کورو فلپ بر روی یک هواپیمای بدون دم پرداخته‌اند. نتایج این تحقیق نشان می‌داد که میزان پسای تولیدی توسط سامانه کوروفلپ در حالت معکوس کمتر از حالت عادی بوده است و فلپ داخلی به دلیل قرارگیری در بخش ریشه بال به علت برخورداری از ضریب پسای بیشتر در سمت ریشه بال، مؤثرتر از فلپ خارجی عمل کرده است [۱۷]. استنفلد و همکاران^{۲۰} در آزمایشی به صورت تجربی بر روی یک پهپاد بال پرنده، سامانه بالچه‌های متغیر^{۲۱} را نصب کردند. این سامانه از دو صفحه متحرک مانند الوون بر روی هر بال تشکیل شده است. هر دو صفحه با یک زاویه یکسان اما در جهت‌های مخالف باز شده و با ایجاد پسای القایی^{۲۲} در یک سمت از هواپیما سبب تولید گشتاور گردشی حول محور عمودی می‌شوند. از دیگر کارایی این سامانه تولید گشتاور غلتشی^{۲۳} و چرخشی^{۲۴} می‌باشد [۱۸]. راجپوت و همکاران^{۲۵} نشان دادند هنگام استفاده از اسپلیت درگ برای تولید گشتاور گردشی^{۲۶}، هم‌زمان گشتاور غلتشی نیز ایجاد می‌گردد که ناشی از اختلاف پسا بین سطح بالایی و پایینی سامانه می‌باشد. 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 در نتیجه فشار سطح پایینی نسبت به بالا بیشتر می‌گردد، این پدیده رفتاری مشابه با پایینی آوردن یک ایلرون^{۲۷} دارد. به همین دلیل در زوایای حمله بالا سامانه اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردشی، مقداری گشتاور غلتشی مزاحم نیز در لحظه استفاده از این سامانه

همچون ضریب گشتاور غلتشی و گردشی به تعیین مناسب‌ترین محل قرارگیری سامانه اسپلیت درگ پرداخته شود.

۲. معرفی هندسه پهپاد

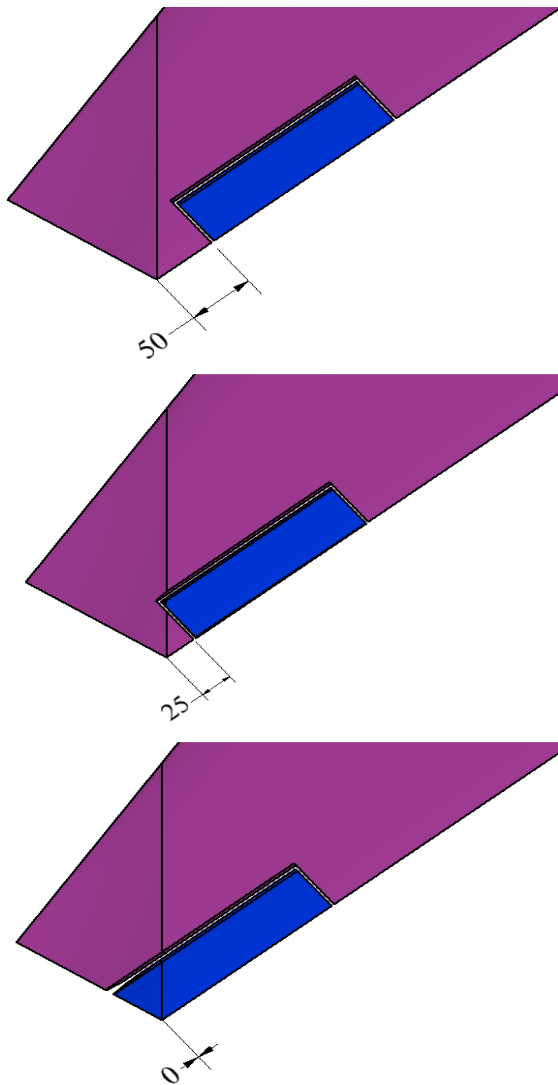
پهپاد موجود در این تحقیق سوینگ^{۳۲} نام دارد، که یک پهپاد بال پرنده به طول بال یک متر و سطح مقطع ناکا^{۳۳}- 660.9 می‌باشد و با زاویه عقب‌گرد 56° درجه‌ای طراحی شده است. در بال این پهپاد، زاویه پیچش^{۳۴} منفی 3° درجه‌ای برای ایجاد پایداری و جلوگیری از جدایش جریان در نوک^{۳۵} بال استفاده شده است. سایر مشخصات این پهپاد و سامانه اسپلیت درگ در جدول ۱ موجود است. شکل (۱) تصویر پهپاد^{۳۶} به همراه سامانه اسپلیت درگ را نشان می‌دهد. همچنین جهت منفی گشتاورهای تولیدی بر روی محورهای رسم شده است.

جدول ۱- مشخصات پهپاد و سامانه کنترلی اسپیلیت درگ

مقدار	علامت	مشخصه
3373.00 (mm)	\bar{C}	طول وتر متوسط
439 (mm)	MRP	محل اندازه‌گیری گشتاورها نسبت به دماغه
140 (mm)	L_s	طول دهانه اسپلیت درگ یک بال
40 (mm)	C_s	طول وتر اسپلیت درگ
± 53.0	δ_s	حداکثر زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ

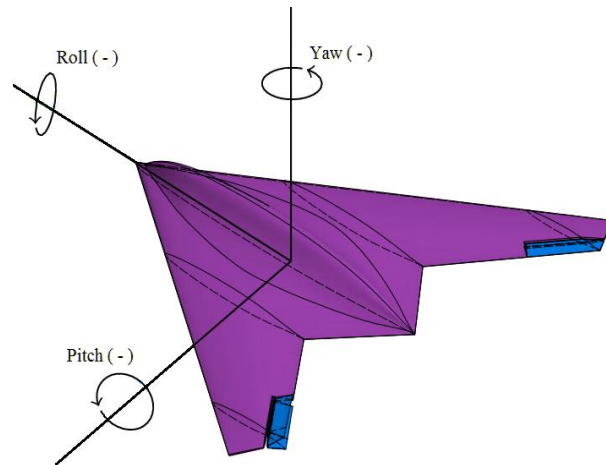
ایجاد می‌نماید[۱۹]. سامانه اسپلیت درگ برخلاف سکان‌های عمودی در هواپیماهای دارای دم عمودی از بازده^{۲۸} کمتری در انحرافات بازشوندگی کم برخوردار است. همچنین اثر آن بر گشتاور گردشی به صورت غیرخطی اعمال می‌شود. مطابق نتایج حاصله از آزمایش راجپوت و همکاران^{۲۹}، ژانگ^{۲۰} نیز به صورت تجربی اثرات باز شوندگی اسپلیت درگ را در اعداد ماخ مختلف بر روی یک هواپیمای بال پرنده بررسی کرد. در این آزمایش نیز با انحرافات صفحات اسپلیت درگ، مقدار زیادی گشتاور گردشی تولید شده و در کنار آن نیز مقدار کمی تغییر در نیروی برآ، گشتاور چرخش و غلتشی اندازه‌گیری شدند [۱۶]. مدنی و همکاران با استفاده از بهینه‌یابی اسپیلیت درگ در زوایای حمله مختلف نشان داده‌اند که افزایش زاویه اسپلیت درگ گشتاور گردشی و غلتشی را به صورت غیرخطی افزایش داده و تغییرات ضریب برآ در سامانه اسپلیت درگ به طور مستقیم بیشترین تأثیر را بر گشتاور غلتشی اعمال می‌نماید و اما در مقابل بخشی از ضریب پسا به تولید گشتاور گردشی منجر می‌شود، همچنین در این پژوهش با ارائه روشی به کاهش ضریب گشتاور غلتشی با ایجاد بازشوندگی نامتقارن صفحات اسپلیت درگ پرداختند که امر باعث شد در حین استفاده از این سامانه، گشتاور غلتشی مزاحم کاهش و گشتاور گردشی افزایش یابد [۲۰]. به گفته‌ی نوید و جیمز^{۳۱} اسپیلیت درگ بهترین و مطمئن‌ترین سامانه برای هواپیماهای بدون دم است [۲۱].

در پروژه‌های پیشین، پدیده‌های فیزیکی و آئرودینامیکی مختلفی بر روی این نمونه پهپاد (سوینگ) انجام شده است [۱۷،۲۰]. در این مقاله نیز سعی شده است پارامترهای دیگر نیز بر روی این سامانه کنترلی و پهپاد مذکور بررسی شود. با توجه به رفتار جریان در این نوع پیکربندی، محل قرارگیری سطوح کنترلی نقش مهمی در عملکرد این سامانه‌ها خواهد داشت. در این پژوهش سعی شده تا با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی به بررسی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول بال یک پهپاد بال پرنده پرداخته شود. نتایج به صورت تغییرات در ضرایب آئرودینامیکی نمایش داده شده است. این آزمایش در زوایای حمله مختلف و زوایای بازشوندگی متفاوت انجام شده است. هدف آن است تا با بررسی ضرایب آئرودینامیکی



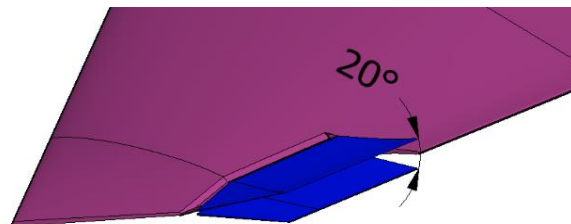
شکل ۳. نما از بالا سامانه اسپلیت درگ در سه حالت قرارگیری نسبت موقعیت طولی نوک بال = ابعاد برحسب میلی متر است.

در شکل (۳) محل قرارگیری طولی سامانه اسپلیت درگ در طول بال آمده که در ادامه به بهینه یابی آن پرداخته شده است. تصاویر و ابعاد هندسه ایجاد شده مطابق با زاویه بازشوندگی متقارن ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ برای هر محل قرارگیری در شکل (۳) قابل ملاحظه است. محل قرارگیری را در سه مرحله ۰ و ۲/۵ و ۵ درصد از طول بال هواپیما، به سمت ریشه ایجاد کرده تا اثرات ناشی از گردابه‌ها نسبت به تغییر طول بازو سامانه کنترلی مشخص گردد.



شکل ۱. تصویر سه بعدی پهپاد سوینگ همراه با علامت منفی جهت گشتاورها حول سه محور اصلی هواپیما

با بررسی ابعادی چندین مدل هواپیمای بال پرنده مشابه، نسبت ابعاد سامانه اسپلیت درگ به صورت بی بعد به دست آمده است. برای نزدیک تر شدن شرایط شبیه سازی به واقعیت در طراحی و ایجاد سامانه اسپلیت درگ، از فاصله ۲ میلی متری بین سطوح سامانه و سطح بال استفاده شده، این فاصله همچنین در تغییر زاویه صفحات اسپلیت درگ هنگام تولید هندسه برای شبیه سازی را تسهیل می نماید. در شکل (۲) تصویری از اسپلیت درگ باز شده در زاویه ۲۰ درجه نمایش داده شده است.



شکل ۲. اسپلیت درگ با زاویه بازشوندگی ۲۰ درجه

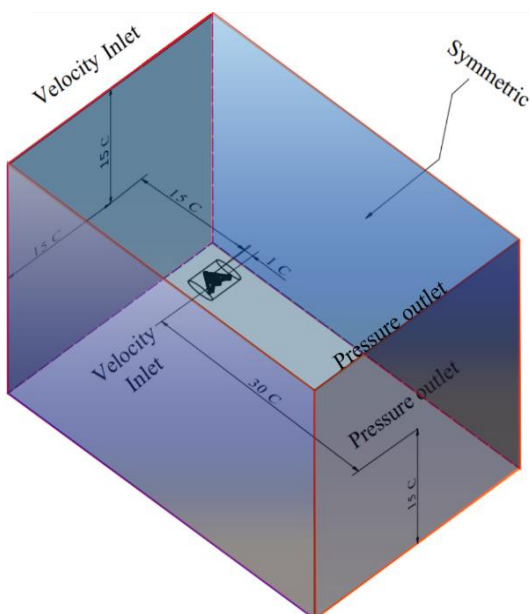
۳. معادلات حاکم و روش حل

در مدل سازی آشفتگی از مدل کا امگا-اس-اس-تی^{۳۷} استفاده شده، این مدل با توجه به موارد کاربردی در صنعت هوافضا و خصوصیات این پژوهش مانند وجود گرادیان فشار^{۳۸} معکوس و جدایش زیاد جریان بر روی مدل، مورد استفاده قرار گرفته است. رژیم جریان در این تحقیق مادون صوت بوده و تراکم ناپذیر فرض شده است. محاسبات صورت پذیرفته به صورت مستقل از زمان بوده که در آن از معادلات مومنتوم^{۳۹}، پیوستگی^{۴۰} و اسکالر^{۴۱} با انجام گسسته سازی از روش حجم محدود^{۴۲} استفاده می شود. شرط عدم لغزش بر کل سطح هواپیما اعمال گردیده و همچنین شرایط مرزی استفاده شده در شکل (۴) به تصویر کشیده شده است. در ورودی سرعت ۳۰ متر بر ثانیه که معادل عدد رینولدز $6/9 \times 10^5$ می باشد، اعمال گردیده است. شدت آشفتگی نیز در ورودی مطابق با نتایج تجربی، ۱ درصد قرار داده شده است. الگوریتم^{۴۳} استفاده شده سیمپل-سی^{۴۴} بوده که برای ارتباط بین معادلات یاد شده از یک روش نیمه ضمنی استفاده می کند. برای گسسته سازی ترم های انرژی جنبشی، مومنتوم و آشفتگی از طرح مرتبه دوم بالادستی^{۴۵} و برای ترم فشار نیز، از مرتبه دوم استفاده شده است.

۴. دامنه حل

فرم دامنه حل^{۴۶}، مکعبی در ابعاد ۳۰-۳۰-۴۵، برابر وتر متوسط بال پهپاد می باشد که در داخل آن از حجم بیضوی شکلی برای ریزتر شدن شبکه استفاده شده است. کل هواپیما به صورت کامل در دامنه حل قرار گرفته، زیرا برای محاسبه گشتاور گردشی و همچنین باز بودن نامتقارن سامانه های کنترلی تولید پسا بر روی یکی از بال ها، نیاز به مدل شدن کل هندسه خواهد بود. به دلیل تراکم ناپذیر^{۴۷} بودن جریان هوا در این تحقیق، در شرط مرزی ورودی سرعت ورودی^{۴۸} در نظر گرفته شده است. در مرز خروجی دامنه حل نیز حل برای تخلیه جریان، از شرط فشار خروجی^{۴۹} استفاده شده است. همچنین در دو طرف سطح دامنه نیز شرط تقارنی در نظر گرفته شده است. بر روی

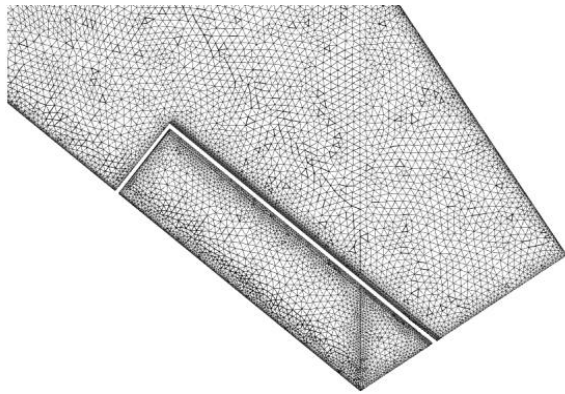
سطح مدل نیز شرط دیوار اعمال گردیده است. این سطح همراه با شرط عدم لغزش می باشد. شکل (۴) دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی بر روی سطوح دامنه را نشان می دهد. برای ایجاد زاویه حمله در این شبیه سازی، جریان در ورودی با زوایای ۰ و ۴ و ۸ و ۱۲ درجه وارد دامنه حل شده است.



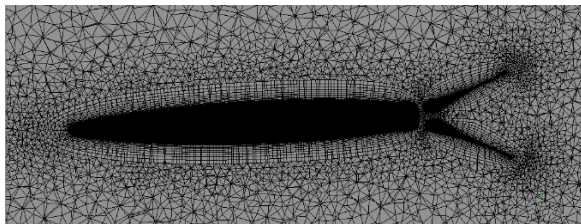
شکل ۴- دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی به همراه نمایش ابعاد آن

۵. شبکه بندی

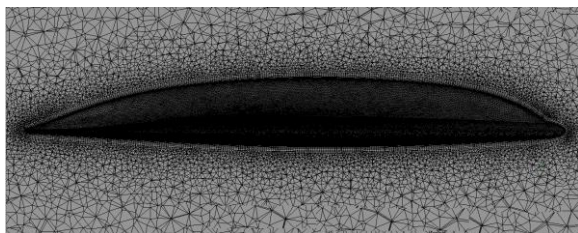
برای تولید شبکه از نرم افزار انسیس - مشینگ^{۵۰} ۲۰۱۵ استفاده شده است. المان های ایجاد شده از نوع بی سازمان و به شکل چهاروجهی، هرمی و منشوری انتخاب شده اند. با نزدیک شدن به سطح مدل و گوشه های هندسه پهپاد، اندازه شبکه ها با ضریب ثابتی ریزتر گردیده اند. شکل های (۵) و (۶) نشانگر آن هستند. همچنین بر روی سطح مدل نیز شبکه لایه مرزی ایجاد شده است. شبکه لایه مرزی^{۵۱} از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین لایه به اندازه $0/001$ برابر طول وتر^{۵۲} متوسط بال بر روی کل سطح هواپیما قرار گرفته است. این ارتفاع سبب گردیده است عدد بی بعد وای-پلاس^{۵۳} در زاویه حمله صفر درجه در محدوده عدد ۲۲ به دست آید. که با



شکل ۶. نمایی نزدیک از شبکه بندی سطح بال و سامانه اسپیلیت درگ



(الف)

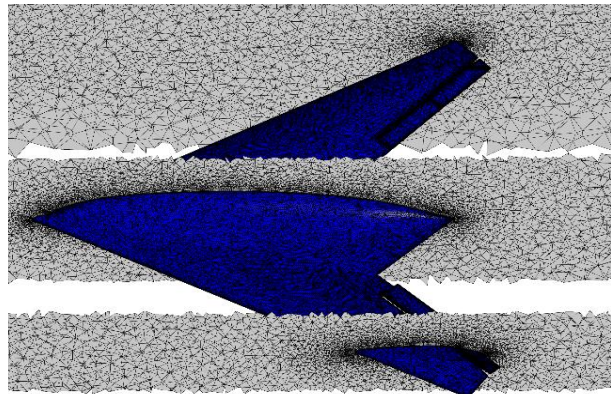


(ب)

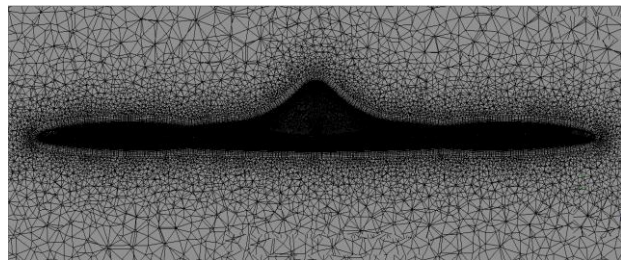
شکل ۷. الف) صفحه برش خورده از شبکه اطراف سامانه کنترلی اسپیلیت درگ و شبکه لایه مرزی حول آن. ب) صفحه برش خورده از طول پهپاد

در نهایت برای بررسی عدم وابستگی نتایج به دست آمده در این شبیه سازی به تعداد سلول های 5^4 شبکه مورد استفاده، استقلال از شبکه نسبت به ضریب پسا محاسبه شده است. به این منظور تعداد سلول ها را در طی ۵ مرحله افزایش داده تا بتوان در زاویه حمله ۱۰ درجه ضرایب پسا به دست آمده را با یکدیگر مقایسه نماییم. در جدول (۲) استقلال از شبکه آمده است.

مطالعات صورت پذیرفته از مراجع معتبر، مانند [۲۲] استفاده از عدد وای-پلاس بیشتر از یک نیز در آزمایشات مشابه با مدل آشفتگی کا-اومگا اس اس تی صورت پذیرفته و نتایج آن مورد تأیید بوده است. شکل (۷) تصاویری از شبکه ایجاد شده بر روی دو مقطع از بال مدل و سامانه اسپیلیت درگ نشان می دهد.



(الف)



(ب)

شکل ۵. الف) شبکه در سه مقطع برش خورده از پهپاد. ب) نمای برش خورده از روبه روی پهپاد

ضریب پسا	تعداد سلول
۰.۰۵۸۷	۲۹۰۰۰۰۰
۰.۰۵۶۶	۴۱۲۰۰۰۰
۰.۰۵۶۲	۵۸۵۰۰۰۰
۰.۰۵۶۱	۱۰۰۰۰۰۰۰
۰.۰۵۶۱	۱۵۰۰۰۰۰۰

۶. اعتبارسنجی

برای سنجش صحت نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با مدل تجربی موجود در تونل باد مرجع [۲۳] ضریب برآ در این دو حالت به صورت یک جدول در قالب جدول (۳) مقایسه شده‌اند. سایر اختلافات جزئی بین ضرایب عددی و تجربی ناشی از عدم تطابق جزئی مدل تولیدشده در این پژوهش با هواپیمای اصلی قرار گرفته در تونل باد می‌باشد.

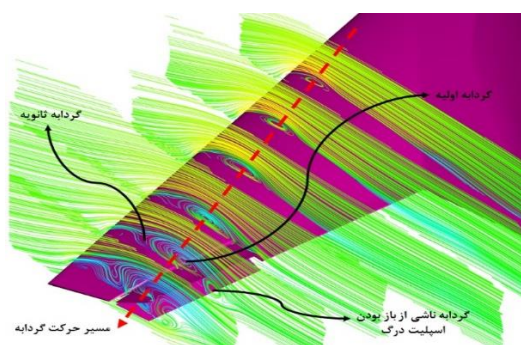
در اعتبار سنجی شرایط جریان هوا مطابق آنچه در آزمون‌های تجربی مرجع ۲۳ بوده، تنظیم شده است. سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، شدت آشفتگی ۱ درصد، و عدد رینولدز ۶۹۰۰۰۰ می‌باشد. برای انجام این مقایسه، به دلیل نبود سطوح کنترلی بر روی بال پهن‌پداده موجود در تونل باد، برای مقایسه ضرایب آئرو دینامیکی در آزمون عددی نیز از قرار دادن این سطوح کنترلی چشم‌پوشی شده است. اعتبار سنجی در شرایط سه‌بعدی ولی با شبکه خاص و دامنه حل خاص مشابه به سایر مقالات صورت پذیرفته در این زمینه انجام گرفته است.

جدول ۳. اعتبار سنجی ضریب برآ در دو حالت تجربی و عددی

مقدار عددی	مقدار تجربی مرجع	زاویه حمله
	۲۳	
-۰.۲۲۱۸	-۰.۲۰۴۷	-۵
-۰.۰۰۱۷	۰.۰۱۱۷	۰
۰.۲۵۰۰	۰.۲۷۱۴	۵
۰.۴۸۴۰	۰.۵۰۸۴	۱۰
۰.۷۱۱۲	۰.۷۳۰۷	۱۵

۷. بحث و نتایج

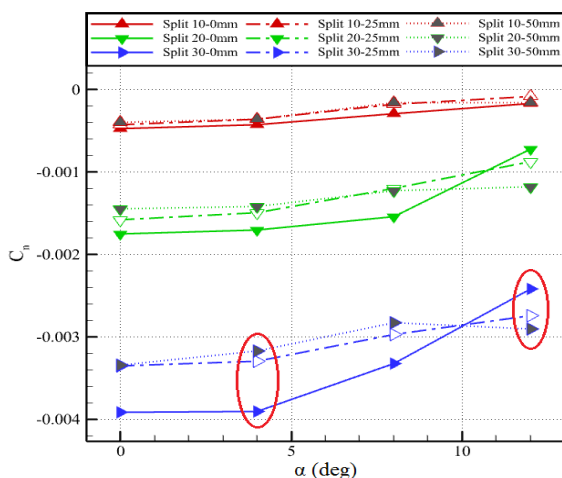
در بال‌های با زاویه عقب‌گرد بالا، در زوایای حمله بالا جریان در لبه حمله بال جدا شده که به سبب وجود جریان عرضی در امتداد بال این جریان جدا شده به شکل مخروطی از جریان چرخشی به سمت نوک بال حرکت می‌کند. این جریان گردابه‌ای را بانام گردابه رأس بال نام‌گذاری می‌کنند. گردابه مذکور به دو بخش اصلی با نام‌های گردابه اولیه و ثانویه معرفی می‌شوند. در تصویر شکل (۸) مقاطع برش خورده عمود بر مسیر حرکت این گردابه بر روی بال نمایان است.



شکل ۸. خطوط جریان در مقاطع برش خورده از گردابه رأس بال در زاویه حمله ۱۲ درجه

سامانه‌های کنترلی واقع در نوک بال‌های با عقب‌گرد بالا همواره با این پدیده درگیر هستند. روش‌های متعددی برای کاهش این تداخل وجود دارد که به‌عنوان نمونه استفاده از فنس‌های بال می‌تواند این میزان درگیری سامانه‌های کنترلی را با این جریان کاهش دهد. همچنین جابه‌جایی سامانه کنترلی در طول دهانه بال نیز به کاهش اثرات گردابه راس بال بر روی این سامانه کنترلی کمک خواهد کرد. ناگفته نماند، تغییر محل طولی هر یک از سامانه‌های کنترلی باعث تغییر طول بازوی اعمالی این سامانه‌ها می‌شود که میبایست مورد توجه قرار گیرد. سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول دهانه بال به ترتیب ۰ و ۲/۵ و ۵ درصد (۰ و ۲۵ و ۵۰ میلی‌متری) طول دهانه بال از نوک به سمت ریشه

است. در این دو قسمت ملاحظه می‌شود که در زاویه حمله پایین‌تر یعنی ۴ درجه هرچه اسپلیت درگ به سمت نوک بال قرار گرفته باشد به دلیل نبود گردابه رأس بال در این زاویه حمله، سامانه کنترلی بازوی گشتاور بیشتر و در نتیجه عملکرد بهتری را در تولید گشتاور گردشی داشته است، اما در زاویه حمله ۱۲ درجه این مسئله برعکس رخ داده؛ یعنی با افزایش زاویه حمله و تشکیل جریان‌های راستای بال و در نهایت تشکیل گردابه رأس بال، این گردابه اثر منفی خود را بر روی اسپلیت درگ واقع در نوک بال بیشتر از سایر نقاط قرارگیری گذاشته است. شکل (۸) نیز گویای این پدیده است که انتهای این گردابه از محدوده نوک بال عبور کرده است. مشابه این پدیده برای بازشوندگی ۲۰ درجه اسپلیت درگ نیز رخ داده است؛ هرچه زاویه صفحات اسپلیت درگ بیشتر باز گردد، این اختلاف نمایان تر می‌شود.



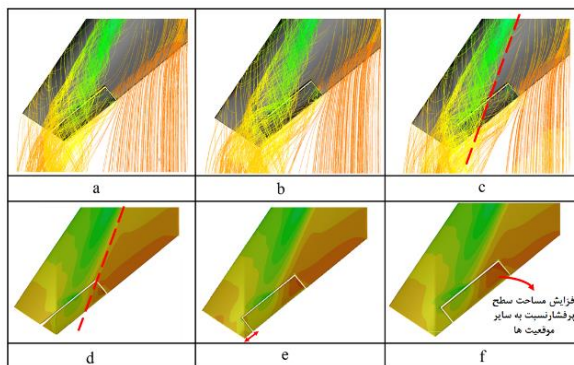
شکل ۹. نمودار ضریب گشتاور گردشی نسبت زاویه حمله برای محل‌های مختلف قرارگیری اسپلیت درگ در طول بال

در نمودار شکل (۱۰) مشاهده می‌شود در تمام نقاط اندازه‌گیری شده، اسپلیت درگ قرار گرفته در ۵۰ میلی‌متری نوک بال، دارای گشتاور غلتشی کمتری نسبت به موقعیت ۲۵ و ۰ میلی‌متری است. علت آن را می‌توان به خارج شدن بخش بیشتری از صفحه بالایی اسپلیت درگ از گردابه رأس

منتقل خواهد شد. هدف از این کار مشخص کردن اثرات گردابه‌های تولیدی در نوک و رأس بال نسبت به میزان طول بازو عملکردی سامانه می‌باشد. ملاحظه می‌شود، در حالت قرارگیری اسپلیت درگ در نوک بال (صفر میلی‌متر) ضریب گشتاور گردشی نسبت به دو حالت دیگر، در اکثر زوایای حمله به‌خصوص زوایای پایین، بیشتر شده که نشان دهنده این است که طول بازوی بیشتر در زوایای حمله پایین اثر مثبتی بر روی گشتاور گردشی خواهد گذاشت اما در زوایای حمله بالاتر مانند ۱۲ درجه به سبب وجود جدایش‌های جریان و گردابه‌های نوک و رأس بال کارایی این سامانه در این موقعیت کاهش می‌یابد. در نمودار شکل (۹) این تغییرات برای اسپلیت‌های ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه در زوایای حمله بالا به‌صورت افت در گشتاور گردشی نمایان‌تر می‌باشد. این تغییرات در زوایای حمله بالا سبب ایجاد عملکردی منفی در کنترل پهناد می‌شود. ناگفته نماند، افزایش زاویه حمله اثر خود را بر روی هر سه موقعیت قرارگیری اسپلیت درگ به‌صورت کاهش ضریب گشتاور ایجاد کرده است. در نمودار شکل (۹) محل قرارگیری از نوک بال به‌صورت فاصله برحسب میلی‌متر در کنار زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ نوشته شده است. در شکل (۹) محل‌های مشخص شده با خط قرمز رنگ نشان دهنده معکوس شدن کارایی تولید گشتاور گردشی بین زاویه حمله ۴ و ۱۲ درجه است که تفاوت وجود یا عدم وجود گردابه رأس بال در آن دیده می‌شود. از پارامتر منفی که در هنگام استفاده از سامانه اسپلیت درگ در موقعیت صفر نوک بال با آن مواجه خواهیم شد، میزان تغییرات شدید ضریب گشتاور گردشی نسبت به موقعیت‌های ۲۵ و ۵۰ میلی‌متر می‌باشد؛ که این مسئله می‌تواند اثر منفی در بحث کنترل پهناد داشته باشد. در ادامه به بررسی ضریب گشتاور غلتشی در جابه‌جایی طولی سامانه اسپلیت درگ پرداخته شده است.

شکل (۹) قسمت‌های مشخص شده میزان تغییرات ضریب گشتاور گردشی را نسبت به موقعیت‌های مختلف قرارگیری اسپلیت درگ نسبت به نوک بال هواپیما مشخص کرده

بر روی هر سه حالت جابه‌جایی سامانه اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه قابل مشاهده است.



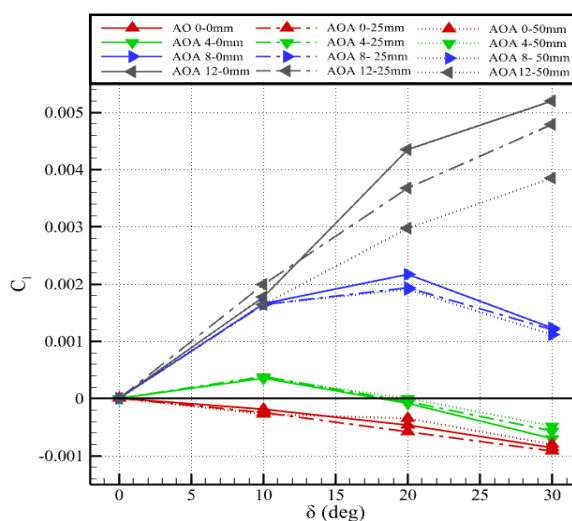
شکل ۱۱. نما از بالای خطوط جریان گذرنده از سامانه اسپلیت درگ در بازشوندگی ۲۰ و زاویه حمله ۱۲ درجه در سه محل قرارگیری مختلف نسبت به نوک بال

در نمودار شکل (۱۲) قرارگیری اسپلیت درگ در نوک بال سبب کاهش نامحسوس ضریب پسا شده است. به‌طور کلی تغییر موقعیت طولی قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ بر روی بال، اثر ناچیزی را بر روی میزان پسا تولیدی گذاشته است. از این مقایسه می‌توان نتیجه گرفت که انتقال صفحات سامانه به سمت ریشه بال اثرگذاری آن را کاهش داده زیرا به موازات تولید پسا تقریباً یکسان، ضریب گشتاور گردشی کمتری را نیز در زوایای حمله پایین تولید کرده است؛ که نشان از کاهش کارایی این موقعیت قرارگیری طولی در اسپلیت درگ می‌باشد. همان‌طور که در کانتور شکل (۱۱) نشان داده شد، حرکت صفحات اسپلیت درگ به سمت ریشه بال، سبب افزایش فشار جزئی بر روی صفحه بالایی سامانه گردیده که به این خاطر در زاویه حمله ۱۲ درجه در نمودار شکل (۱۲) به میزان بسیار کمی پسا برای حالت ۵۰ میلی‌متری افزایش یافته است.

در شکل (۱۲) اسپلیت درگ ۳۰ درجه با افزایش زاویه حمله از ۰ به ۸ درجه روندی تقریباً ثابت برای موقعیت‌های ۲۵ و ۵۰ میلی‌متر و برای موقعیت نوک بال روند نامحسوس نزولی داشته است و پس‌از آن برای هر سه موقعیت قرارگیری افزایش زاویه حمله سبب افزایش پسا سامانه شده است. در این شرایط در نمودار اسپلیت ۳۰ درجه در زاویه حمله

بال عنوان کرد زیرا این مسئله منجر به کاهش اختلاف فشار صفحه بالایی و زیرین اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه شده است؛ اما در سایر زوایای حمله اثر جابه‌جایی سامانه در طول بال نامحسوس بوده و این میزان کاهش در گشتاور غلتشی مربوط به کاهش طول بازوی گشتاوری و کاهش اثرات گردابه‌های نوک بال بوده است. این نکته می‌تواند امتیاز مثبتی برای قرار دادن این سطوح بافاصله کمی از نوک بال در محدوده ۵ درصد از طول بال باشد.

شکل ۱۰. نمودار ضریب گشتاور غلتشی نسبت به میزان بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف



در شکل (۱۰) علت وجود این شکستگی برای زاویه حمله ۸ درجه، قرارگیری بخشی از ارتفاع سطح مقابل به جریان صفحه بالایی اسپلیت درگ در خارج از لایه مرزی این زاویه حمله است. این پدیده سبب شده است که باز شدن بیشتر صفحه بالایی اسپلیت درگ بیشتر از ۲۵ درجه، منجر به تولید نیروی برآی منفی و در نتیجه کاهش ضریب غلتش اضافی گردد.

علاوه بر گردابه‌های نوک و رأس بال، زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ و نفوذ آن در گردابه نیز اثراتی را بر روی ضریب غلتش در این سه حالت ایجاد کرده است. در تصویر شکل (۱۱) خطوط جریان^{۵۵} و کانتور ضریب فشار قرار گرفته

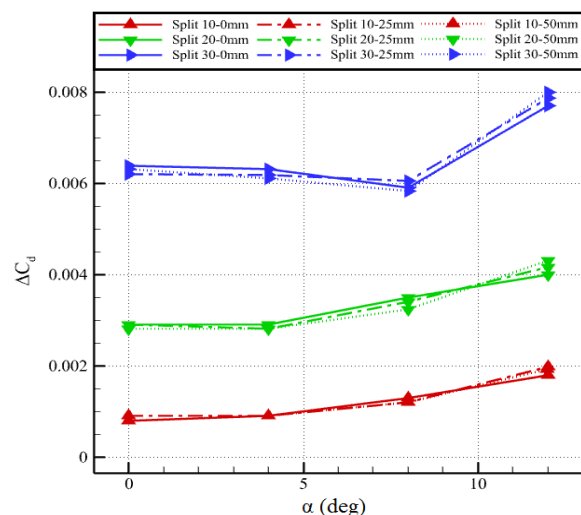
اثرات به دور بوده و گشتاور بیشتری را تولید می‌کند. میزان تغییرات در گشتاور گردشی برای اسپلیت‌های ۲۰ و ۳۰ درجه، برحسب زاویه حمله برای سامانه‌های واقع در نوک بال، زیادتیر از سامانه‌های قرارگرفته در سمت ریشه بال (۵ درصدی طول بال) است. از نظر تولید غلتش اضافه، اسپلیت درگ نصب‌شده در نوک بال نسبت به اسپلیت درگ قرارگرفته در ۵ درصدی طول بال، از گشتاور غلتشی مزاحم بیشتری برخوردار است که این مسئله در زوایای بالاتر و دلتاهای باز تر مشهود می‌باشد.

این پژوهش به خلبان نشان می‌دهد که تغییرات زاویه حمله بر میزان کارای سطوح کنترلی مؤثر است و همچنین سطوح کنترلی مانده اسپلیت درگ برای ایجاد بیشترین کارایی خود در تولید گشتاور گردشی برای زوایای حمله کم، هرچه به سمت نوک بال قرار گیرد افزایش می‌یابد. طراحان نیز می‌بایست این نکته را در نظر داشته باشند که علاوه بر اثر گردابه نوک بال، گردابه رأس بال نیز می‌تواند بر روی محل قرارگیری سطوح کنترلی بال مؤثر باشد و می‌بایست نسبت به زاویه حمله پروازی و شرایطی که هواپیما در بیشترین حالت پروازی در آن قرار دارد، میزان فاصله از نوک بال را مشخص کنند.

۸. مآخذ

- [1] D. Thompson, J. Feys, M. Filewich, S. Abdel-Magid, D. Dalli, and F. Goto, The design and construction of a blended wing body UAV, in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, pp. 481, 2011.
- [2] K. M. Bieri, An Integrated Bi-Fidelity Approach to Parametric Studies of Finite Wing Geometries, University of Colorado at Boulder, 2019.
- [3] H. Dastourani, MH. Djavareshkian, Aerodynamic investigation of potential flow on integrated wing and body aircraft,

۸ درجه وجود شکستگی نسبت به اسپلیت ۲۰ و ۱۰ درجه قابل ملاحظه است. در پاسخ به این پرسش که چرا در این میزان بازشوندگی ضریب پسا تا قبل از زاویه حمله ۸ درجه رفتاری مشابه با سایر زوایای باز شونده نداشته، گفته می‌شود که به دلیل قرارگیری ارتفاع صفحه بالایی اسپلیت در حالت باز شونده کامل ۳۰ درجه، بخشی از این سطح کنترلی خارج از لایه مرزی واقع شده و در تولید پسا مؤثرتر از سایر بازشوندگی‌ها بوده است. از این رو با افزایش زاویه حمله و کاهش سطح مقابل به جریان در صفحه بالایی اسپلیت درگ پسای این سطح کاهش یافته است. این مسئله مجموع پسای سامانه اسپلیت درگ را تا زاویه حمله ۸ درجه کاهش داده است. اما در زاویه حمله ۱۲ درجه به دلیل درگیر شدن کل ارتفاع صفحه‌ی بالایی اسپلیت درگ، پسا به صورت ناگهانی افزایش یافته است که مطابق با سایر بازشوندگی‌ها رخ داده است.



شکل ۱۲. نمودار ضریب پسا ناشی از وجود سامانه‌ها، برحسب زاویه حمله پروازی برای حالات بازشوندگی مختلف در سه موقعیت قرارگیری نسبت به نوک بال

۷. نتیجه گیری

با تغییر در محل قرارگیری طولی سامانه اسپلیت درگ هرچه به سمت ریشه بال قرارگیرد به دلیل کاهش طول بازو، میزان گشتاور گردشی کاهش می‌یابد، اما در زوایای حمله بالاتر به سبب جدایش جریان و وجود گردابه رأس بال هرچه سامانه کنترلی به سمت ریشه قرار گیرد از این

- [13] R. Colgren and R. Loschke, "Effective design of highly maneuverable tailless aircraft," *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 4, pp. 1441-1449, 2008.
- [14] Z. J. Li and D. L. Ma, Control characteristics analysis of split-drag-rudder, in *Applied Mechanics and Materials*, vol. 472, pp. 185-190, 2014.
- [15] P. Bourdin, A. Gatto, and M. Friswell, Potential of articulated split wingtips for morphing-based control of a flying wing, in 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, p. 4443, 2007.
- [16] D. Li, Q. Liu, Y. Wu, and J. Xiang, 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.
- [17] A. Madani and M. H. Djavareshkian, Aerodynamic Investigation of Crow Flap Control System in a Flying Wing UAV Aircraft, *Journal of Aeronautical Engineering*, 2022.(in Persian)
- [18] G. Stenfelt and U. Ringertz, Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration, *Journal of Aircraft*, vol. 46, No. 6, pp. 2161-2164, 2009.
- [19] J. Rajput, W. G. Zhang, and X. B. Qu, A differential configuration of split drag-rudders with variable bias for directional control of flying-wing, in *Applied Mechanics and Materials*, vol. 643, pp. 54-59, 2014.
- [20] A. Madani, M. H. Djavareshkian, and R. Karimi Kelayeh, Optimization of split drag rudder mechanism at different angles of attack in a flying wing airplane, *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal*, vol. 11, No. 1, pp. 1-16, 2022.(in Persian)
- [21] N. U. Rahman and J. F. Whidborne, A lateral directional flight control system for the MOB Blended Wing Body planform, in *Proceedings of the UK ACC International Conference on Control, Manchester, UK*, pp. 2 4, 2008.
- [22] R. K. Kelayeh and M. H. Djavareshkian, "Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a Modeling in engineering, vol. 14, No. 47, pp. 127-140, 2017.(in Persian).
- [4] L. Peifeng, B. Zhang, C. Yingchun, Y. Changsheng, and L. Yu, Aerodynamic design methodology for blended wing body transport, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 25, No. 4, pp. 508-516, 2012.
- [5] G. Stenfelt and U. Ringertz, Yaw control of a tailless aircraft configuration, *Journal of aircraft*, vol. 47, No. 5, pp. 1807-1811, 2010.
- [6] M. Dehghan Menshadi, M. Il Begi, Mehrdad Bezazzadeh, Mohammad Kazem Sobhani, Experimental investigation of the vortex flow of a lambda-shaped wing sample with a sharp and rounded leading edge with a hot wire, *mechanical engineering*, vol. 32, No. 1, pp. 107-117, 2016.(in Persian).
- [7] A. LEVY, M. KATZ, O. KATZUNI, A. KONEVSKY, J. FRUMKIN, and T. BUIUM, Final Report Project 7-8: Team Cerberus-UCAV, *Haifa, Israel*, 2009
- [8] R. Konrath, E. Roosenboom, A. Schröder, D. Pallek, and D. Otter, "Static and dynamic SACCON PIV tests, part II: aft flow field," in *28th AIAA applied aerodynamics conference*, p. 4396, 2010.
- [9] K. Petterson, Low-speed aerodynamic and flowfield characteristics of a UCAV, in *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, pp. 2986, 2006.
- [10] A. Ko, K. Chang, D.-J. Sheen, Y.-H. Jo, and H. J. Shim, "CFD Analysis of the Sideslip Angle Effect around a BWB Type Configuration," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, 2019.
- [11] M. Ramezanizadeh and A. Mohammadi, Numerical Investigation of Delta Wings Leading Edge Configuration Effects on the Flow Behavior Using Large Eddy Simulation Approach, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol.3, No.3, 2014.(in Persian)
- [12] N. U. Rahman and J. F. Whidborne, Propulsion and flight controls integration for a blended-wing-body transport aircraft, *Journal of Aircraft*, vol. 47, No. 3, pp. 895-903, 2010.

flying wing," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, No. 2, pp. 201-216, 2021.

- [23] M. Tomac and G. Stenfelt, Predictions of stability and control for a flying wing, *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 179-186, 2014.

۹. پی نوشت

28. Efficiency
29. Rajput et al
30. Xiang
31. Navid and James
32. Naca
33. Swing
34. Twist
35. Tip
36. unmanned aerial vehicle
37. K- ω -SST
38. Pressure Gradient
39. Momentum equations
40. Continuity
41. Scholar
42. Limited volume
43. Algorithm
44. Simple-C
45. Second Order Upwind
46. Domain
47. Incompressible
48. Velocity Inlet
49. Pressure Outlet
50. Ansys Meshing
51. Boundary conditions
52. Cord leng
53. Y-plus
54. Cell

1. Blended Wing Body
2. Drag
3. Pifang et al
4. Northop
5. Lambda
6. lift
7. Swept Back
8. Vortex
9. Longitunal
10. Lateral-Directiona
11. Flap
12. Elevon
13. Leading Edge Flaps
14. split-drag Rudder
15. All Moving Wing Tip
16. Spoiler slot deflector
17. Bordin et al
18. morphing
19. morphing drag rudder
20. Stenfelt et al
21. Variable winglet
22. drag induced
23. Roll
24. Pitch
25. Rajput et al
26. Yaw
27. Eleron

