

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

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۰۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۰/۱۷

افشین مدنی^۱، محمدحسین مقیمی اسفندآبادی^۲، محمدحسن 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، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران. javarehshkian@um.ac.ir

چکیده

در این تحقیق با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول دهانه بال پهپاد و اثر آن بر ضرایب آئرو دینامیکی بررسی می‌شود. این سامانه کنترلی از دو صفحه روی هم تشکیل شده که با باز شدن آن، پسای فشاری در یک بال را ایجاد می‌کند. این سامانه برای ایجاد گشتاور گردشی در هواپیماهای بال‌پرنده استفاده می‌شود. هواپیماهای بال‌پرنده 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 شوند، زیرا بیشترین بازوی گشتاوری در این قسمت خواهد بود که سبب تولید بیشترین گشتاور گردشی می‌شود؛ اما از نظر آئرو دینامیکی قرارگیری صفحات سطوح کنترلی در این محدوده به دلیل وجود گردابه رأس بال و گردابه‌های نوک بال، همواره معایبی دارد. 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 کنیم. هدف این پژوهش، افزایش ضریب گشتاور گردشی و کاهش ضریب گشتاور غلتشی است.

واژه‌های کلیدی: پهپاد بال‌پرنده، اسپلیت درگ رادر، بهینه‌یابی، شبیه‌سازی عددی، ضرایب آئرو دینامیکی

۲۵

سال ۱۱- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



پژوهش‌های علمی
پژوهش‌های مهندسی
پژوهش‌های فنی
پژوهش‌های کاربردی
پژوهش‌های تخصصی
پژوهش‌های بین‌رشته‌ای
پژوهش‌های بین‌المللی
پژوهش‌های بین‌رشته‌ای
پژوهش‌های بین‌المللی

Investigating the effect of the placement of the split drag rudder control system along the wing span of a flying wing aircraft on rolling and yawing moments

Afshin Madani¹, Mohammad hossein Moghimi-Esfandabadi², Mohammad Hassan Djavarehshkian³

1 Master Student, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad

2 Master Student, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad

3. Professor, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, javarehshkian@um.ac.ir

Abstract

In this research, using the numerical simulation method, the placement of the split drag control system along the length of the UAV wing and its effect on the aerodynamic coefficients are investigated. This control system consists of two plates on top of each other, which, when opened, creates a pressure drag in one wing. This system is used to create a yawing moment in flying wing airplanes. Flying wing airplanes have a high sensitivity for determining the location of control surfaces due to the presence of the swept back angle in the wings and the formation of the wing apex vortex at high angles of attack in this type of configuration. Here, for the installation and positioning of the split drag control system, from a static point of view, it is necessary to install the moving surfaces of the split drag at the end of the wing (wing tip), because the maximum moment arm will be in this part, which causes the production of the maximum yawing moment; However, from the aerodynamic point of view, the placement of the control surface in this range always has disadvantages due to the existence of the wing tip vortex and the wing apex vortices. Therefore, here it has been trying to place the split drag system in 3 different opening angles in 3 longitudinal positions relative to the tip of the wing and check the resulting moments in different angles of attack from 0 to 12 degrees. The aim of this research is to increase the yawing moment coefficient and decrease the rolling moment coefficient

Keywords: *Flying UAV, Split Drag Rudder, Optimization, Numerical Simulation, Aerodynamic Coefficients*

۱. مقدمه

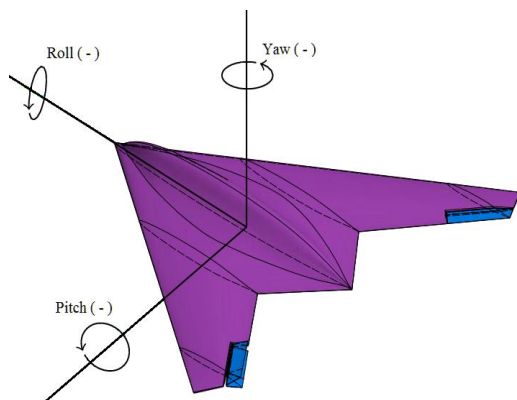
امروزه مسافرت‌ها و حمل‌ونقل‌های هوایی رشد چشمگیری دارد. از سوی دیگر کاهش فراورده‌های نفتی و در ادامه آن افزایش قیمت این فراورده‌ها طراحان را بر آن داشته تا راهکارهای جدید و بهینه‌ای برای جایگزینی طرح‌های متداول امروزی بیابند. به همین منظور طرح هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه^۱ ظهور کرده و اهمیت فراوان یافته است [۱]. هواپیمای بال بدنه یکپارچه مفهومی است که در آن بال و دم افقی هواپیما با هم ادغام می‌شوند و یک شکل 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 ۲۰۱۲ دو هواپیما با پیکربندی بال و بدنه 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^۳ نیز کاهش مصرف سوخت، کاهش آلایندگی و نویز را از ویژگی‌های این نوع هواپیما عنوان کرده‌اند [۴]. بمبافکن B-2 نمونه‌ای از هواپیماهایی است که فقط 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. زیرا به دلیل حذف دم، سطح مقطع راداری کاهش می‌یابد [۶]. بال لامبدا در مقایسه با بال دوزنقه‌ای با زاویه لبه فرار و لبه حمله یکسان نسبت منطری بالاتر و به تبع آن نسبت برآ^۶ به پسای بهتری دارد. هرچند شکستگی در لبه فرار باعث پیچیدگی ساخت بال و افزایش وزن آن می‌شود [۷]. در

هواپیماهای بال پرنده به‌خصوص هواپیماهای لامبدا شکل، اغلب زاویه عقب‌گرد^۷ استفاده‌شده، 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 شده تا با افزایش زاویه حمله و ایجاد ضریب برآی بیشینه در این محدوده، جدایش جریان از این منطقه آغاز شود. جریان جداشده به‌صورت 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 لب حمله، عدد رینولدز و غیره دارد که وجود این گردابه‌ها باعث ازکارافتادگی سطوح کنترلی در زوایای حمله بالاتر از ۸ درجه می‌شود [۱۰]. رضانی زاده و محمدی با بررسی عددی اثرات شکل لبه حمله بال‌مثلثی 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 حذف‌شده 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 راه‌اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه‌های کنترلی برای هواپیماهای بدون دم بود. از جمله افکتورهای معمولی مانند فلپ^{۱۱}، الوون^{۱۲}، فلپ



جدول ۱. مشخصات پهپاد و سامانه کنترلی اسپلیت درگ

مقدار	علامت	مشخصه
۳۳۷۳۰۰ (mm)	\bar{C}	طول وتر متوسط
۴۳۹(mm)	MRP	محل اندازه‌گیری گشتاورها نسبت به دماغه
۱۴۰ (mm)	L_S	طول دهانه اسپلیت درگ یک بال
۴۰ (mm)	C_S	طول وتر اسپلیت درگ
$30^\circ \pm$	δ_S	حداکثر زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ



شکل ۱. تصویر سه‌بعدی پهپاد سویینگ 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 بی‌بعد به دست آمده است. برای نزدیک‌تر شدن شرایط شبیه‌سازی به واقعیت در طراحی و ایجاد سامانه اسپلیت درگ، از فاصله ۲ میلی‌متری بین سطوح سامانه و سطح بال استفاده شده است، همچنین این فاصله در تغییر زاویه صفحات اسپلیت درگ هنگام تولید هندسه برای شبیه‌سازی را تسهیل می‌نماید. در شکل (۲) تصویری از اسپلیت درگ باز شده در زاویه ۲۰ درجه نمایش داده شده است.

غلطشی مزاحم کاهش و گشتاور گردشی افزایش یابد [۲۰]. به گفته نوید و جیمز^{۳۱} اسپلیت درگ بهترین و مطمئن‌ترین سامانه برای هواپیماهای بدون دم است [۲۱].

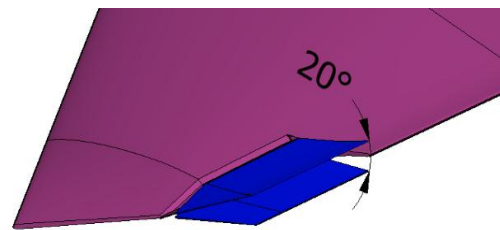
در پروژه‌های پیشین، پدیده‌های فیزیکی و آئرودینامیکی مختلفی روی این نمونه پهپاد (سویینگ) انجام شده است [۱۷، ۲۰]. در این مقاله نیز سعی شده است پارامترهای دیگر نیز بر روی این سامانه کنترلی و پهپاد مذکور بررسی شود. با توجه به رفتار جریان در این نوع پیکربندی، محل قرارگیری سطوح کنترلی نقش مهمی در عملکرد این سامانه‌ها خواهد داشت. در این پژوهش سعی شده تا با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول بال یک پهپاد بال پرنده بررسی 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 همچون ضریب گشتاور غلغشی و گردشی مناسب‌ترین محل قرارگیری سامانه اسپلیت درگ تعیین شود.

۲. معرفی هندسه پهپاد

پهپاد موجود در این تحقیق سویینگ^{۳۲} نام دارد، که یک پهپاد بال پرنده به طول بال یک متر و سطح مقطع ناکا^{۳۳} ۶۶۰۰۹- است و با زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای طراحی شده است. در بال این پهپاد، زاویه پیش^{۳۴} منفی ۳ 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 آمده است. شکل (۱) تصویر پهپاد^{۳۶} به همراه سامانه اسپلیت درگ را نشان می‌دهد. همچنین جهت منفی گشتاورهای تولیدی روی محورها رسم شده است.



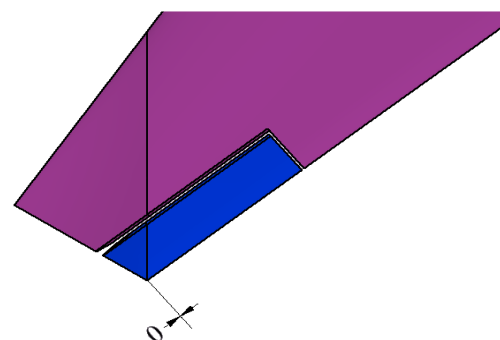
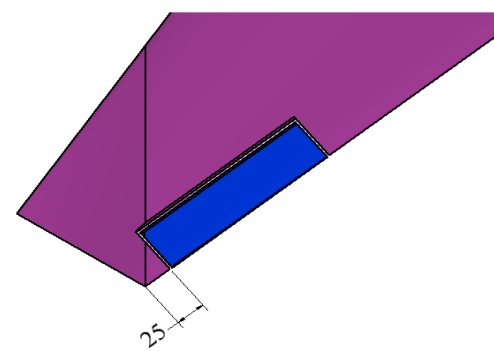
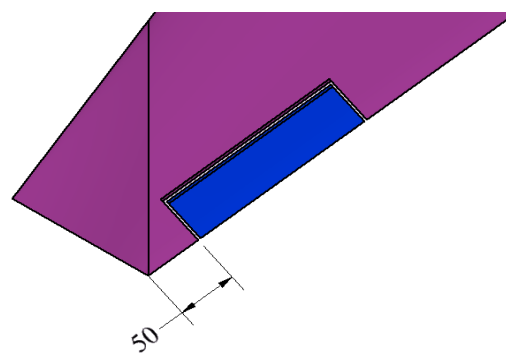
هندسه ایجاد شده مطابق با زاویه بازشوندگی متقارن ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ برای هر محل قرارگیری در شکل (۳) قابل ملاحظه است. محل قرارگیری را در سه مرحله ۰ و ۲/۵ و ۵ درصد از طول بال هواپیما، به سمت ریشه ایجاد کرده تا اثرات ناشی از گردابه‌ها نسبت به تغییر طول بازو سامانه کنترلی مشخص شود.



شکل ۲. اسپلیت درگ با زاویه بازشوندگی ۲۰ درجه

۳. معادلات حاکم و روش حل

در مدل‌سازی آشفستگی از مدل کا امگا-اس-اس-تی^{۳۷} استفاده شده است، از این مدل با توجه به موارد کاربردی در صنعت هوافضا و خصوصیات این پژوهش مانند وجود گرادیان فشار^{۳۸} معکوس و جدایش زیاد جریان روی مدل، استفاده شده است. رژیم جریان در این تحقیق مادون صوت بوده و تراکم‌ناپذیر 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 گسسته‌سازی از روش حجم محدود^{۴۲} استفاده می‌شود. شرط عدم لغزش بر کل سطح هواپیما اعمال شده است. شرایط مرزی استفاده شده در شکل (۴) به تصویر کشیده شده است. در ورودی سرعت ۳۰ متر بر ثانیه که معادل عدد رینولدز $6/9 \times 10^5$ است، اعمال شده است. شدت آشفستگی 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 یادشده از یک روش نیمه‌ضمنی استفاده می‌کند. برای گسسته‌سازی ترم‌های انرژی جنبشی، مومنتوم و آشفستگی از طرح مرتبه دوم بالادستی^{۴۵} و برای ترم فشار نیز، از مرتبه دوم استفاده شده است.



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

۴. دامنه حل

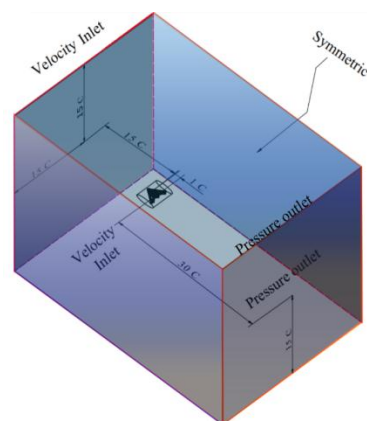
شکل دامنه حل^{۴۶}، مکعبی در ابعاد ۳۰-۴۵-۳۰، ۳۰ برابر وتر متوسط بال پهناد است که در داخل

در شکل (۳) محل قرارگیری طولی سامانه اسپلیت درگ در طول بال آمده که در ادامه بهینه‌یابی آن بررسی شده است. تصاویر و ابعاد





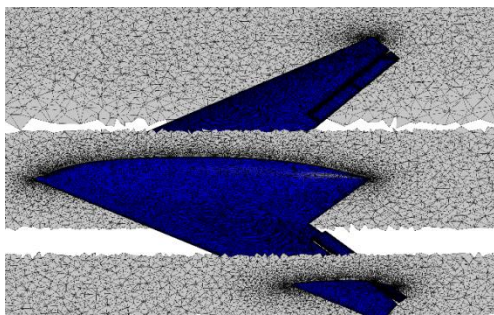
آن از حجم بیضوی شکلی برای ریزتر شدن شبکه استفاده شده است. کل هواپیما به صورت کامل در دامنه حل قرار گرفته است، زیرا برای محاسبه گشتاور گردشی و همچنین باز بودن نامتقارن سامانه‌های کنترلی تولید پسا روی یکی از بال‌ها، نیاز به مدل شدن کل هندسه خواهد بود. به دلیل تراکم ناپذیر^{۴۷} بودن جریان هوا در این تحقیق، در شرط مرزی ورودی سرعت ورودی^{۴۸} در نظر گرفته شده است. در مرز خروجی دامنه حل نیز 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. روی سطح مدل نیز شرط دیوار اعمال شده است. این سطح همراه با شرط عدم لغزش است. شکل (۴) دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی روی سطوح دامنه را نشان می‌دهد. برای ایجاد زاویه حمله در این شبیه‌سازی، 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. شبکه‌بندی

برای تولید شبکه از نرم‌افزار انسیس-مشینگ^{۵۰} ۲۰۱۵ استفاده شده است. المان‌های ایجادشده از نوع بی‌سازمان و به شکل چهاروجهی، هرمی و منشوری انتخاب شده‌اند. با نزدیک شدن به سطح مدل و گوشه‌های هندسه پهپاد، اندازه شبکه‌ها با ضریب ثابتی ریزتر شده‌اند. شکل‌های (۵) و (۶) نشانگر آن هستند. همچنین روی سطح مدل نیز شبکه لایه‌مرزی ایجاد شده است. شبکه لایه‌مرزی^{۵۱} از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین لایه به اندازه 0.001 برابر طول وتر^{۵۲} متوسط بال روی کل سطح هواپیما قرار گرفته است. این ارتفاع سبب شده است، عدد بی‌بعد وای-پلاس^{۵۳} در زاویه حمله صفر درجه در محدوده عدد ۲۲ به دست آید که با مطالعات صورت پذیرفته از مراجع معتبر، مانند [۲۲] استفاده از عدد وای-پلاس بیشتر از یک نیز در آزمایش‌های مشابه با مدل آشفتگی کا-اومگا اس اس تی صورت پذیرفته و نتایج آن مورد تأیید بوده است. شکل (۷) تصاویری از شبکه ایجادشده را روی دو مقطع از بال مدل و سامانه اسپلیت درگ نشان می‌دهد.



(الف)

شکل ۵. الف) شبکه در سه مقطع برش خورده از پهپاد

در نهایت برای بررسی وابسته نبودن نتایج به دست آمده در این شبیه سازی به تعداد سلول های^{۵۴} 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 کرد. در جدول (۲) استقلال از شبکه آمده است.

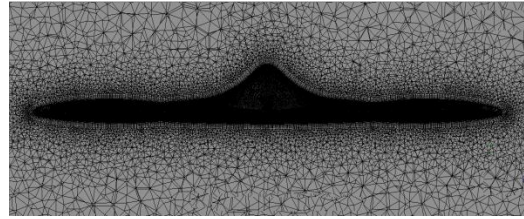
جدول ۲. استقلال از شبکه برای زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۳۰ m/s

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

۶. اعتبارسنجی

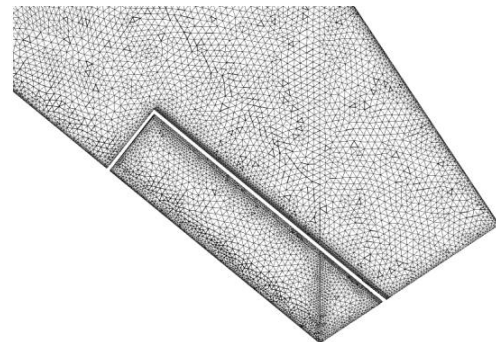
برای سنجش صحت نتایج به دست آمده از شبیه سازی عددی با مدل تجربی موجود در تونل باد مرجع [۲۳] ضریب برآ در این دو حالت به صورت یک جدول در قالب جدول (۳) مقایسه شده اند. سایر اختلافات جزئی بین ضرایب عددی و تجربی ناشی از عدم تطابق جزئی مدل تولید شده در این پژوهش با هواپیمای اصلی قرار گرفته در تونل باد است.

در اعتبارسنجی شرایط جریان هوا مطابق آنچه در آزمون های تجربی مرجع ۲۳ بوده، تنظیم شده است. سرعت ۳۰ متر بر ثانیه، شدت آشفتگی ۱ درصد و عدد رینولدز ۶۹۰۰۰۰ است. برای انجام این مقایسه، به دلیل نبود سطوح کنترلی روی بال پهناد موجود در تونل باد، برای مقایسه ضرایب آئرو دینامیکی در آزمون عددی نیز از قرار دادن این سطوح کنترلی چشم پوشی شده است. اعتبارسنجی در شرایط سه بعدی ولی با

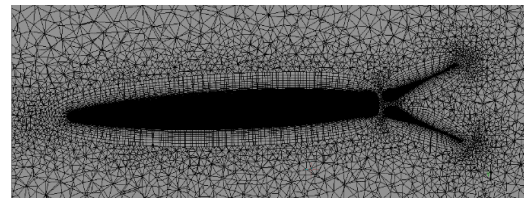


(ب)

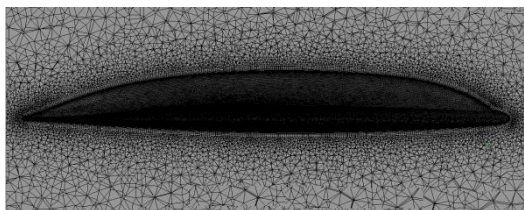
شکل ۵. (ب) نمای برش خورده از روبه روی پهناد



شکل ۶. نمایشی نزدیک از شبکه بندی سطح بال و سامانه اسپلیت درگ



(الف)



(ب)

شکل ۷. (الف) صفحه برش خورده از شبکه اطراف سامانه کنترلی اسپلیت درگ و شبکه لایه مرزی حول آن، (ب) صفحه برش خورده از طول پهناد

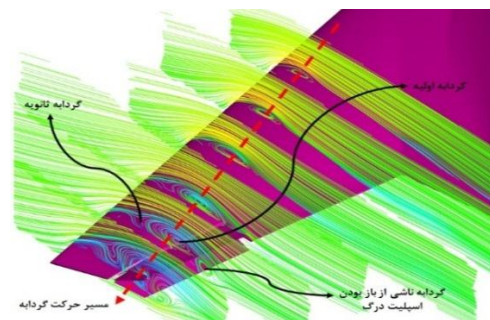
شبکه خاص و دامنه حل خاص مشابه سایر مقاله‌های صورت پذیرفته در این زمینه انجام گرفته است.

جدول ۳. اعتبارسنجی ضریب برآ در دو حالت تجربی و عددی

مقدار عددی	مقدار تجربی مرجع ۲۳	زاویه حمله
-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
۰.۸۴۱۰	۰.۸۷۲۶	۲۰

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 با نام گردابه رأس بال نام‌گذاری می‌کنند. گردابه مورد اشاره به دو بخش اصلی با نام‌های گردابه اولیه و ثانویه معرفی می‌شوند. در شکل (۸) مقاطع برش‌خورده عمود بر مسیر حرکت این گردابه بر روی بال نمایان است.



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

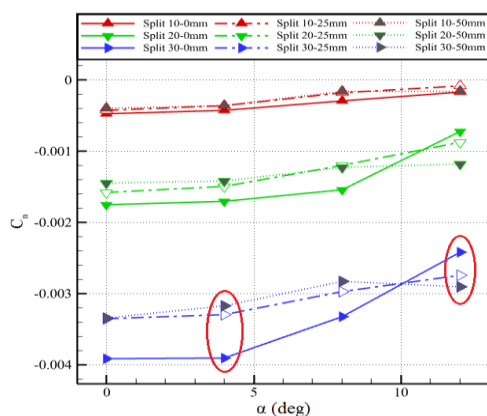
سامانه‌های کنترلی واقع در نوک بال‌های با عقب‌گرد بالا همواره با این پدیده درگیر هستند. روش‌های متعددی برای کاهش این تداخل وجود دارد که به‌عنوان نمونه استفاده از فنس‌های بال می‌تواند این میزان درگیری سامانه‌های کنترلی را با این جریان کاهش دهد. همچنین جابه‌جایی سامانه کنترلی در طول دهانه بال نیز به کاهش اثرات گردابه رأس بال 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 منتقل خواهد شد. هدف از این کار مشخص کردن اثرات گردابه‌های تولیدی در نوک و رأس بال نسبت به میزان طول بازوی عملکردی سامانه است. ملاحظه می‌شود، در حالت قرارگیری اسپلیت درگ در نوک بال (صفر میلی‌متر) ضریب گشتاور گردشی نسبت به دو حالت دیگر، در بیشتر زوایای حمله به‌خصوص زوایای پایین، بیشتر شده که نشان‌دهنده این است که طول بازوی بیشتر در زوایای حمله پایین اثر مثبتی بر 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 شکل (۹) این تغییرات برای اسپلیت‌های ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه در زوایای حمله بالا به‌صورت افت در گشتاور گردشی نمایان‌تر است. این تغییرات در زوایای حمله بالا



سبب ایجاد عملکردی منفی در کنترل پهباد می‌شود. ناگفته نماند، افزایش زاویه حمله اثر خود را بر هر سه موقعیت قرارگیری اسپلیت درگ به صورت کاهش ضریب گشتاور ایجاد کرده است. در نمودار شکل (۹) محل قرارگیری از نوک بال به صورت فاصله برحسب میلی‌متر در کنار زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ نوشته شده است. در شکل (۹) محل‌های مشخص شده با خط قرمز رنگ نشان‌دهنده معکوس شدن کارایی تولید گشتاور گردشی بین زاویه حمله ۴ و ۱۲ درجه است که تفاوت وجود یا نبود 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 است؛ که این مسئله می‌تواند اثر منفی در بحث کنترل پهباد داشته باشد. در ادامه ضریب گشتاور غلتشی در جابه‌جایی طولی سامانه اسپلیت درگ بررسی 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 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 گشتاوری بیشتر و در نتیجه عملکرد بهتری را در تولید گشتاور گردشی داشته است، اما در زاویه حمله ۱۲ درجه این مسئله برعکس رخ داده است؛ یعنی با افزایش زاویه حمله و

تشکیل جریان‌های راستای بال و در نهایت تشکیل گردابه رأس بال، این گردابه اثر منفی خود را بر 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 نمایان‌تر می‌شود.

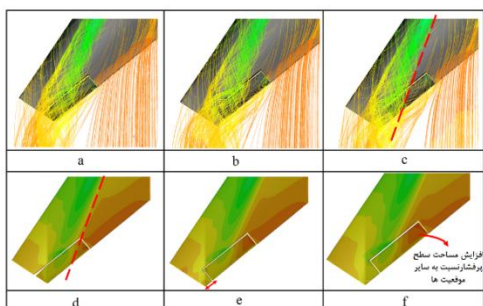


شکل ۹. نمودار ضریب گشتاور گردشی نسبت زاویه حمله برای محل‌های مختلف قرارگیری اسپلیت درگ در طول بال

در نمودار شکل (۱۰) مشاهده می‌شود در تمام نقاط اندازه‌گیری شده، اسپلیت درگ قرارگرفته 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 بال عنوان کرد زیرا این مسئله به کاهش اختلاف فشار صفحه بالایی و زیرین اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه منجر شده است؛ اما در سایر زوایای حمله اثر جابه‌جایی سامانه در طول بال نامحسوس بوده و



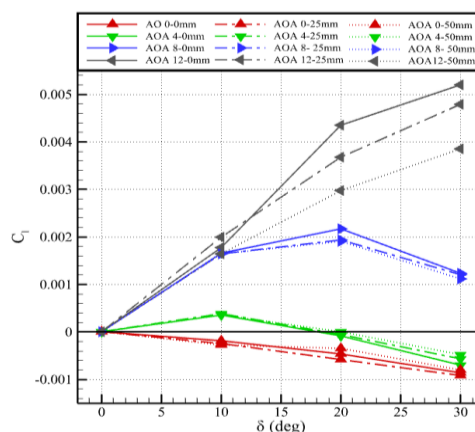
حالت جابه‌جایی سامانه اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه قابل‌مشاهده است.



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 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 روی بال، اثر ناچیزی را بر میزان پسای تولیدی گذاشته است. از این مقایسه می‌توان نتیجه گرفت که انتقال صفحات سامانه به سمت ریشه بال اثرگذاری آن را کاهش داده است زیرا به موازات تولید پسای 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 است. همان‌طور که در کانتور شکل (۱۱) نشان داده شد، حرکت صفحات اسپلیت درگ به سمت ریشه بال، سبب افزایش فشار جزئی روی صفحه بالایی سامانه شده 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.

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 با فاصله کمی از نوک بال در محدوده ۵ درصد از طول بال باشد.

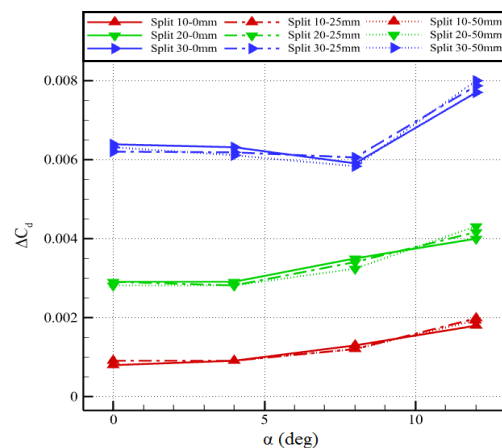


شکل ۱۰. نمودار ضریب گشتاور غلتشی نسبت به میزان بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف

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، به تولید نیروی برای منفی و در نتیجه کاهش ضریب غلتش اضافی منجر شود.

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

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 پسای سامانه شده است. در این شرایط در نمودار اسپلیت ۳۰ درجه در زاویه حمله ۸ درجه وجود شکستگی نسبت به اسپلیت ۲۰ و ۱۰ درجه قابل‌ملاحظه 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 بازشوندگی نداشته، گفته می‌شود که به دلیل قرارگیری ارتفاع صفحه بالایی اسپلیت در حالت بازشوندگی کامل ۳۰ درجه، بخشی از این سطح کنترلی خارج از لایه‌مرزی واقع شده و در تولید پسا مؤثرتر از سایر بازشوندگی‌ها بوده 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

از این‌رو 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 صفحه بالایی اسپلیت درگ، پسا به‌صورت ناگهانی افزایش یافته است که مطابق با سایر بازشوندگی‌ها رخ داده است.

۸. نتیجه‌گیری

با تغییر در محل قرارگیری طولی سامانه اسپلیت درگ هرچه به سمت ریشه بال قرار گیرد 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 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 بازتر مشهود است.

این پژوهش به خلبان نشان می‌دهد که تغییرات زاویه حمله بر میزان کارایی سطوح کنترلی مؤثر است و سطوح کنترلی مانند اسپلیت درگ برای ایجاد بیشترین کارایی خود در تولید گشتاور گردشی برای زوایای حمله کم، هرچه به سمت



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.
- [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

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 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.

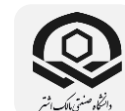
۹. مآخذ

- [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, *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.

۳۶

سال ۱۱ - شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



پژوهش‌های بال‌پرنده بر کشاورزهای گردشی و غلشی
بررسی اثر محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درک راددر در طول دهانه بال

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
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

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. Djavarehshkian, 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 Win 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. Djavarehshkian, "Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a 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.

۱۰. پی نوشت

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

۳۷

سال ۱۱- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا

