

علمی- پژوهشی

بهینه یابی سامانه اسپلیت درگ رادر در زوایای حمله مختلف در یک

مدل هواپیمای بال پرنده

روح الله کریمی کلایه^۳گروه مهندسی مکانیک دانشکده
مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد ایرانمحمد حسن جوارشکیان^{*۲}گروه مهندسی مکانیک دانشکده مهندسی
دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد ایرانافشین مدنی^۱گروه مهندسی مکانیک دانشکده مهندسی
دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۰۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۱۸)

چکیده

در این تحقیق سامانه اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف برای یک هواپیمای بال پرنده توسط یک روش عددی شبیه سازی و بهینه یابی شده است. سامانه اسپلیت درگ با ایجاد پسا نامتقارن بین بال راست و چپ، کنترل محور عمودی را فراهم می کند. هواپیمای مورد مطالعه، یک هواپیما لامبدا شکل زاویه عقب گرد ۵۶ می باشد. سامانه کنترلی اسپلیت درگ نصب شده از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده است، با باز شدن خلاف جهت در یک سمت هواپیما پسا لازم برای تولید گشتاور گردش را ایجاد می نماید. موقعیت نصب آن ها، نوک بال ها و در قسمت لبه فرار می باشد. هنگام استفاده از اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردش، گشتاور غلتشی مزاحمی ایجاد می شود که ناشی از اختلاف پسا بین سطح بالا و پایین این سامانه است و علت این امر تغییرات در زاویه حمله هواپیما می باشد. باز کردن نامتقارن صفحه ها می تواند غلتش ایجاد شده را به صفر و در بعضی شرایط به حداقل برساند. آزمایش صورت گرفته در زوایای حمله ۰ تا ۱۲ درجه برای زوایای باز شونده اسپلیت درگ ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه اجرا گردیده است. محاسبات بر پایه معادلات (RANS) با روش حجم محدود گسسته سازی شده است. نتایج به دست آمده نشان می دهد بسته به مقدار زاویه حمله چه میزان به زاویه سطوح اسپلیت درگ افزوده شود تا بهینه ترین حالت برای خنثی سازی غلتش پیدا گردد که در نهایت نمودارهای بهینه شده این سامانه به دست می آیند.

واژه های کلیدی: اسپلیت درگ رادر، پهپاد، بال پرنده، بهینه یابی، شبیه سازی عددی

Optimization of the Split Drag Rudder Mechanism at Different Angles of Attack in a Flying Wing Airplane Model

Madani, A.

Mechanical and Aerospace
Engineering Department Ferdowsi
University of Mashhad

Djavareshkian, M. H.

Mechanical and Aerospace Engineering
Department Ferdowsi University of
Mashhad

Karimi Kelayeh, R.

Mechanical and Aerospace
Engineering Department Ferdowsi
University of Mashhad

(Received: 09/July /2022; Accepted: 09/February/2022)

ABSTRACT

In this research, the split drag system at different AOA's for a flying wing aircraft is simulated and optimized by a numerical method. The split drag system provides vertical axis control by creating asymmetrical drag between the right and left wings. The aircraft under study is a lambda shape aircraft with a sweep-back angle of 56 degrees. The split drag control system is made up of two surfaces on top of each other, by opening in the opposite direction on one side of the aircraft, it creates the drag necessary to produce the yawing moment. Their installation position is at the tip of the wings and on the trailing edge. When using the split drag, in addition to the yawing moment, a disturbing rolling moment is created, which is caused by the drag difference between the upper and lower surface of this system, and the reason for this is the change in the AOA of the aircraft. Asymmetric opening of the surfaces can reduce the induced roll to zero and in some cases to a minimum. The tests are carried out in AOA's of 0 to 12 degrees for drag split opening angles of 10, 20, and 30°. The calculations based on RANS equations, are discretized with the finite volume method. The obtained results show how much to add to the angle of split drag surfaces depending on the AOA, in order to find the most optimal mode to neutralize the roll, and finally, the optimized diagrams of this system are obtained.

Keywords: Split Drag Rudder, UAV, Flying Wing, Optimization, Numerical Simulation

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: afshin.madani@mail.um.ac.ir

۲- استاد (نویسنده مسئول): javareshkian@um.ac.ir

۳- کارشناس ارشد: r.karimi@mail.um.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

C_n	ضریب گشتاور گردشی
C_l	ضریب گشتاور غلتشی
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
علائم یونانی	
δ	زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ

۱- مقدمه

امروزه هواپیماهای بال پرنده مدرن با پیکربندی بال و بدنه یکپارچه^۱ (BWB) طراحی می‌شوند که از مزایای بسیاری همچون بهبود نسبت ضریب برآ به پسا برخوردار هستند که این خود باعث افزایش برد هواپیما نیز می‌شود. همچنین به علت عدم وجود دم عمودی، سطح مقطع راداری کاهش می‌یابد. از نقاط ضعف این مدل طراحی می‌توان به کاهش پایداری حول محور عمودی و کاهش مانور پذیری آن اشاره کرد [۱]. در این نوع پیکربندی‌ها بخش بیرونی بال به دلیل کوچک‌تر بودن وتر دارای بارگذاری بیشتری می‌باشد. در تحقیقی که توسط مک پارلین [۲] انجام شده است، ضریب برآی محلی در این ناحیه افزایش یافته و شروع جدایش جریان از این منطقه آغاز می‌شود. در نهایت با گسترش آن به نواحی بال بیرونی، باعث ایجاد مشکلاتی در کنترل هواپیما و اختلال بر روی سطوح کنترل می‌گردد. برای درک بهتر عملکرد سطوح کنترلی نیاز به بررسی رفتار جریان بر روی سطح بال می‌باشد. در پیکربندی بال بدنه یکپارچه ویژگی‌های آیرودینامیکی و گردابه‌های لبه حمله مشابه با بال‌های دلتا شکل می‌باشد. رفتار غیرخطی در غلتش^۲، چرخش^۳ و گردش^۴ نیز به‌واسطه جابه‌جایی و تشکیل این گردابه‌ها رخ می‌دهد [۳]. رفتار گردابه‌ها در این پیکربندی‌ها حساس به برخی عوامل می‌باشد؛ که از جمله آن‌ها می‌توان به زاویه عقب‌گرد بال^۵، شعاع و انحنای لبه حمله بال، زاویه حمله و سرش جانبی^۶ و در نهایت عدد

رینولدز دانست؛ که مطالعات بسیاری به‌صورت تجربی و عددی برای درک بهتر رفتار جریان از جمله گردابه‌ها در بال‌های عقب‌گرد انجام شده است [۴]. افزایش شعاع لبه حمله در بال‌های با عقب‌گرد بالا باعث تغییر در خط جدایش شده و روند تشکیل گردابه را به تأخیر می‌اندازد [۵]. در اوایل سال ۱۹۹۳، آمریکا برنامه کنترل افکتورهای نوآورانه (ICE)^۷ را راه‌اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه‌های کنترلی برای هواپیماهای بدون دم بود. این برنامه به دو مرحله تقسیم شد. در فاز اول یک مطالعه تحلیلی و مفهومی بر روی افکتورهای کنترلی انجام شد که از جمله افکتورهای معمولی مانند فلپ^۸، الوون^۹، فلپ لبه حمله^{۱۰} و برخی افکتورهای مبتکرانه مانند اسپلیت درگ رادر^{۱۱}، آل مووینگ وینگ تیپ^{۱۲}، اسپویلر اسلات دفلکتورها^{۱۳} در آن بررسی گردیدند. در فاز دوم مناسب‌ترین سامانه‌ها را وارد تونل باد کردند تا نتایج عملکردها را جمع‌آوری کرده و انتشار دهند [۶]. لوچرت و همکاران [۷] چندین مدل از سامانه‌های وینگ تیپ دیوایسر^{۱۴} را در نوک بال نوعی هواپیمای بال پرنده ایجاد کردند که با استفاده از روش‌های عددی CFD به آزمایش آن‌ها پرداختند. سامانه تاشو^{۱۵} در نوک بال و سامانه اسپویلر^{۱۶}، هر دو اثر قابل‌ملاحظه‌ای را بر روی غلتش ایجاد کردند. در پژوهشی که توسط فالکر و همکارش [۸] انجام شده است، استفاده از دمنده‌ها^{۱۷} برای دستیابی به کنترل پرواز وسایل نقلیه هوایی بدون دم با حداقل سطح مقطع راداری می‌باشد؛ که در آن سطوح کنترلی مفصل دار هواپیما حذف می‌گردد. در این روش کنترلی جریان به شکل عمود به سطح دمیده می‌شود که می‌تواند قدرت کنترلی معادل یک سامانه فلپی ساده را داشته باشد. یو و همکاران با استفاده از بال‌های تلسکوپی نامتقارن میزان گشتاور گردش و غلتش را اندازه

⁷ Innovative Control Effectors

⁸ Flap

⁹ Elevon

¹⁰ Leading Edge Flaps

¹¹ Split Drag Rudder

¹² All Moving Wing Tip

¹³ Spoiler slot deflector

¹⁴ Wing Tip Drag Devices

¹⁵ Fold

¹⁶ Spoiler

¹⁷ blowing

¹ Blended Wing Body

² roll

³ pitch

⁴ yaw

⁵ Swept Back

⁶.Side slip

در بال به نظر می‌رسد. از همین رو باعث تولید گشتاور غلتش هم‌زمان با گردش در لحظه اول می‌گردد [۱۳]. اسپلیت درگ برخلاف سکان‌های^۹ معمولی در زوایای بازشوندگی کوچک از راندمان کمتری برخوردارند و همچنین تأثیر آن‌ها بر ایجاد گشتاور گردش به‌صورت غیرخطی می‌باشد. ژانگ و همکاران [۱۴] به‌طور تجربی اثرات انحراف اسپلیت درگ را بر روی یک هواپیمای بال پرنده در اعداد ماخ مختلف و انحراف اسپلیت‌های متفاوت بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌داد که انحراف اسپلیت درگ مقدار قابل‌توجهی گشتاور گردش ایجاد کرده و در مقابل مقدار کمی تغییر در برآ، نیروی جانبی^{۱۰} و گشتاور چرخش همراه با غلتش ایجاد می‌کند. عموماً اسپلیت درگ-ها به‌منظور دستیابی به طولانی‌ترین بازوی گشتاور در نوک بال‌ها نصب می‌شوند [۱۵]. مسئله‌ای که در تحقیقات گذشته به آن پرداخته نشده است، خنثی‌سازی گشتاور غلتش ایجادشده توسط سامانه اسپلیت درگ و تولید گشتاور گردش خالص است.

عموماً در فاز نشست و برخاست، به دلیل سرعت پایین پرواز، احتمال افزایش زاویه حمله در این فاز بیشتر است. به همین دلیل در صورت استفاده از اسپلیت درگ برای کنترل گردش در هواپیما مقداری گشتاور اضافی غلتش تولید می‌شود. در این تحقیق سعی شده است با نوآوری در سامانه یادشده میزان غلتش تولیدشده را به حداقل برسانیم. مدل مورد مطالعه در این مقاله، پهن‌بال پرنده، لامبدا^{۱۱} شکل می‌باشد که به‌صورت عددی و به‌وسیله دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)^{۱۲} مورد بررسی قرار گرفته است. رژیم پروازی، مادون صوت و با عدد رینولدز $6/9 \times 10^5$ می‌باشد. اسپلیت درگ طرحی شده در نوک بال این هواپیما در سه حالت ۱۰-۲۰-۳۰ درجه باز شده و با توجه به زوایای حمله ۰ تا ۱۲ درجه برای هر کدام میزان گشتاورهای ایجادشده را اندازه گرفته که در نهایت باز کردن نامتقارن آن‌ها، گشتاور غلتشی مزاحم را کاهش داده است.

گرفتند که در این روش میزان غلتش نسبت به گردش بزرگ‌تر بوده و باعث گردیده است که اثرپذیری این طرح برای ایجاد گشتاور گردش محدود شود. چندین پژوهش در مورد روش‌های کنترلی بر پایه ایجاد پسا نامتقارن وجود دارد که در آن‌ها سعی شده است اثرات ثانویه را کاهش دهند و به حداقل برسانند که نشان‌دهنده اهمیت این موضوع می‌باشد [۹]. در هواپیمای بمب‌افکن بی-دو^۱ جهت کنترل سمتی^۲ هواپیما از سامانه اسپلیت درگ استفاده شده است. در این سامانه سطح کنترلی بر روی لبه فرار بال واقع شده است که از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده و برای ایجاد پسا در یک بال به‌صورت خلاف جهت هم به سمت بالا و پایین منحرف می‌شود و با ایجاد پسا در یک بال گشتاور گردش را تولید می‌کند [۱۰]. همچنین سامانه آل مووینگ وینگ تیپ^۳ (AMT) نیز شبیه به اسپلیت درگ رادر عمل کرده که محل نصب آن در نوک^۴ بال‌ها می‌باشد و با ایجاد پسا نامتقارن گشتاور گردش لازم را ایجاد می‌نماید. از مزایای آن می‌توان به قابلیت استفاده در بال‌های نازک و بهره بردن از سیستم مکانیکی ساده اشاره کرد. در طراحی این سامانه می‌توان از صفحات بزرگ‌تری نسبت به اسپلیت درگ استفاده کرد [۱۱]. هوبر و همکاران [۱۲] آزمایش‌های تجربی را بر روی یک اسپلیت الوون^۵ واقع در نوک بال انجام دادند. در این آزمایش نشان داده شد که اثر ثانویه همگام^۶ شده غلتش با گردش متأثر از محل قرارگیری اسپلیت الوون نسبت به طول بال است. در هنگام استفاده از اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردش، گشتاور غلتشی ایجاد می‌شود که ناشی از اختلاف پسا (پروفیل درگ)^۷ بین سطح بالا و پایین اسپلیت درگ است. این اختلاف نشست گرفته از زاویه حمله می‌باشد. با افزایش زاویه حمله، پروفیل درگ سطح پایینی بیشتر و سطح بالایی کمتر می‌گردد. این مسئله مشابه با پایین آمدن یک ایلرون^۸

¹ B-2 spirit

² Directional

³ All Moving Wing Tip

⁴ Tip

⁵ Split Elevon

⁶ Couple

⁷ Profile drag

⁸ Aileron

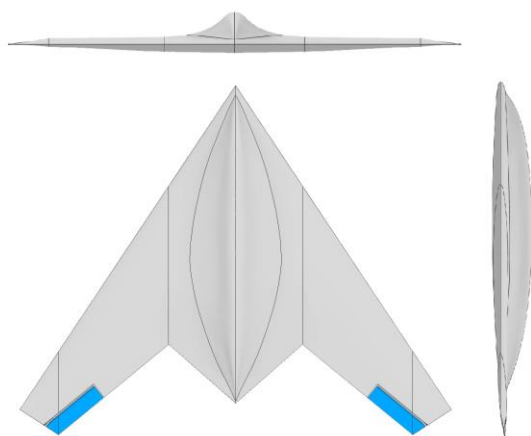
⁹ Rudder

¹⁰ Side Force

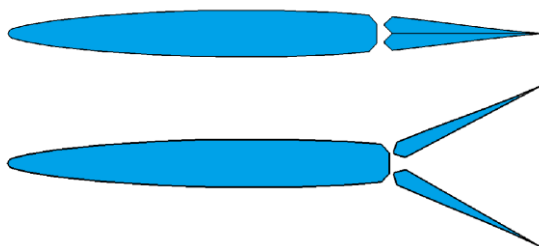
¹¹ Lambda

¹² Computational Fluid Dynamic

است. در این طرح بال سمت راست بسته و سمت چپ را تغییر داده که به صورت سه‌بعدی سایر زوایا نیز در شکل (۳) قرار داده شده‌اند. این سامانه را بر روی هر دو بال مدل مورد مطالعه ایجاد کرده تا شرایط به بهترین شکل ممکن شبیه‌سازی گردد.



شکل (۱). تصویر سه نما از پهپاد سویینگ



شکل (۲). تصویر برش خورده از اسپلیت درگ در فاصله $L_S/2$

در ایجاد این سامانه از شیارهایی به قطر ۲ mm و پخ‌هایی با همین اندازه استفاده شده است. علت استفاده از این طرح، نزدیک‌تر شدن به شرایط واقعی می‌باشد. همچنین اشکالات در حین ایجاد شبکه را نیز به حداقل می‌رساند. به دلیل وجود زاویه پیش در بال، این زاویه در طول اسپلیت‌های بالا و پایینی لحاظ گردیده است، به گونه‌ای که در صورت بسته بودن اسپلیت‌ها، صفحات کاملاً هم‌سطح بال قرار می‌گیرد. در شکل ۳، سه زاویه‌ای که در ادامه به بهینه‌یابی آن‌ها پرداخته شده، به تصویر درآمده است.

۲- معرفی هندسه پهپاد

هواپیمای موجود در این تحقیق بانام سویینگ^۱، یک پهپاد بال پرنده با طول بال ۱ m و سطح مقطع ناکا-۶۶۰۰۹ می‌باشد که با زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای طراحی گردیده است. در طراحی بال آن، زاویه پیش^۲ منفی ۳ درجه‌ای نیز اعمال شده است. در این مدل برای کاهش سطح مقطع راداری از زوایای کمتر و همچنین لبه‌های موازی نسبت به هم در سطح هواپیما استفاده شده است. از جدول ۱ می‌توان سایر مشخصات مربوط به هواپیما را ملاحظه کرد، همچنین برای کسب اطلاعات بیشتر در مورد این پهپاد به مراجع [۱۶ و ۱۷] مراجعه شود.

جدول (۱). مشخصات هندسی پهپاد و اسپلیت درگ

مقدار	علامت	مشخصه
۱ (m)	b	طول بال
۰/۳۳۷۳ (m ²)	S	مساحت بال
۰/۳۳۷۳ (m)	C	طول وتر متوسط
-۳	Λ	زاویه پیش بال
۰/۰۴۳۹ (m)	2MRP	محل گشتاور از دماغه هواپیما
۱۴۰ mm	L_S	طول دهانه هر اسپلیت درگ
۴۰ mm	C	طول وتر اسپلیت درگ
$\pm 3.0^\circ$	δ	زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ

ابعاد هندسه اسپلیت درگ مطابق با مراجع موجود و پیکربندی‌های مشابه به صورت بی‌بعد به دست آمده است که در شکل (۱) تصاویر پهپاد و سامانه اسپلیت درگ طراحی شده قابل مشاهده می‌باشند.

تصویر برش خورده دوبعدی از اسپلیت درگ در شکل ۲ با زاویه بازشوندگی ۳۰ و ۰ درجه‌ای رسم گردیده

¹ Swing

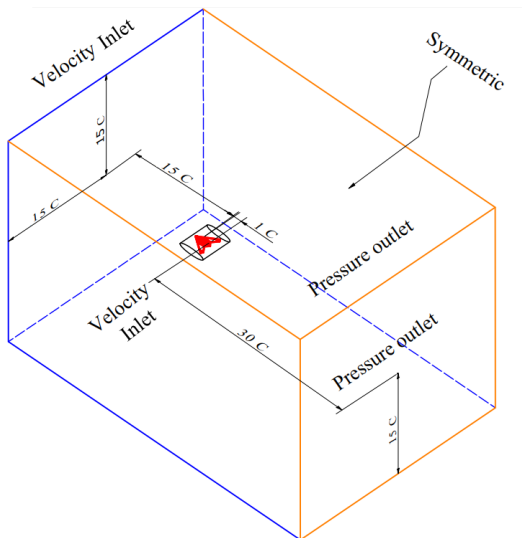
² Twist

³ Moment Reference Point

موجود در مرجع [۱۸] برابر با ۱ درصد در ورودی اعمال شده است. در این شبیه‌سازی به دلیل عدم تقارن بین دو سمت بال هواپیما و همچنین اندازه‌گیری گشتاورهای حول محور عمودی، کل هواپیما در دامنه حل قرار گرفته است. برای گسسته‌سازی نیز از طرح مرتبه دوم^۵ برای ترم فشار و همچنین برای معادلات مومنتوم، تلفات و انرژی جنبشی آشفتگی از طرح مرتبه دوم بال دست^۶ استفاده گردیده است.

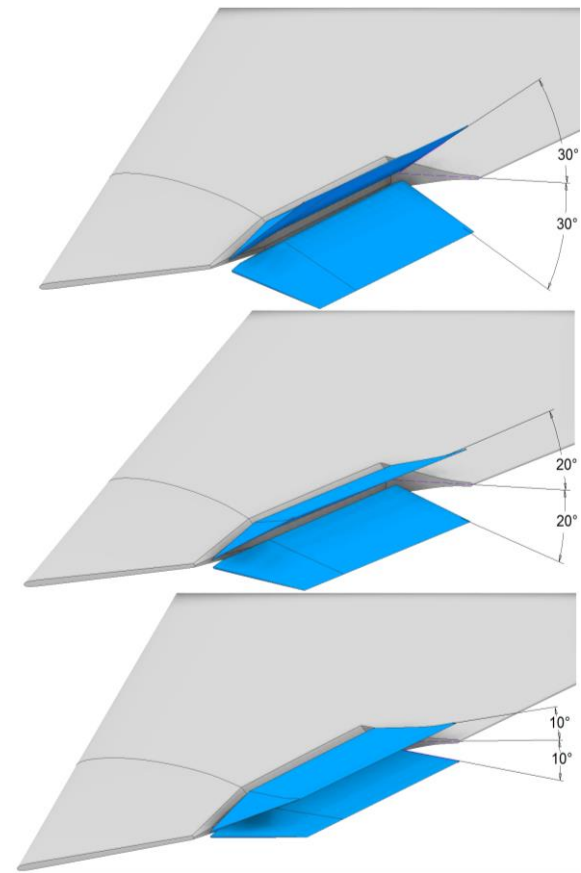
۴- دامنه حل و شبکه‌بندی

ابعاد دامنه حل به صورت مکعب طراحی شده است که در داخل آن از حجمی بیضوی شکلی حول هواپیما، به جهت ریزتر کردن و افزایش تعداد المان‌های شبکه در اطراف و پشت هواپیما استفاده شده است. در شکل ۴ مشخصات کلی آن قابل مشاهده می‌باشد.



شکل (۴). دامنه حل و شرایط مرزی

در ورودی دامنه حل به جهت فرض تراکم ناپذیر بودن جریان از شرط مرزی سرعت در ورودی^۷ استفاده شده است. به سبب ایجاد زوایای حمله مثبت، سطح مقابل و زیرین دامنه حل را شرط مرزی ورودی و سطح انتهایی و بالایی را شرط مرزی فشار خروجی قرار داده تا تداخلی در عبور جریان از دامنه حل ایجاد نگردد. همچنین وجود شرط



شکل (۳). تصاویر اسپلیت باز شده با زوایای دلتای متقارن

۳- معادلات حاکم و روش حل

شبیه‌سازی عددی با استفاده از معادلات پیوستگی، مومنتوم و اسکالر صورت گرفته است که پس از گسسته‌سازی با روش حجم محدود^۱، حل گردیده‌اند. انجام محاسبات به صورت مستقل^۲ از زمان بوده و شرط عدم لغزش^۳ نیز بر روی کل سطح هواپیما اعمال شده است. مدل آشفتگی انتخاب‌شده، مدل دو معادله‌ای کا-امگا-اس اس تی^۴ می‌باشد که با توجه به وجود جدایش و گرادیان فشار معکوس در حل این مسئله از دقت مناسبی برخوردار است. در ورودی دامنه حل شرایط اتمسفری مطابق سطح دریا و با سرعت ۳۰ m/s (ماخ = ۰/۱۲۵) در نظر گرفته شده است. عدد رینولدز نیز با توجه به موارد قیدشده برابر با $6/9 \times 10^5$ می‌باشد. میزان شدت آشفتگی مطابق با آزمایش‌های عددی

^۵ Second Order

^۶ Second Order Upwind

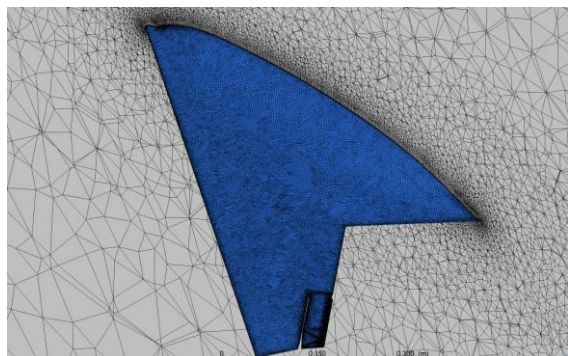
^۷ velocity inlet

^۱ Finite volume

^۲ Steady

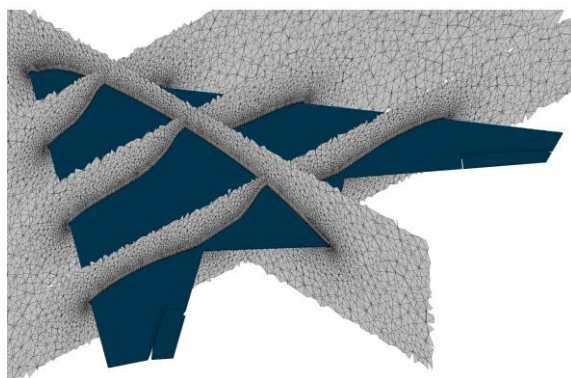
^۳ No slip

^۴ K- ω -SST

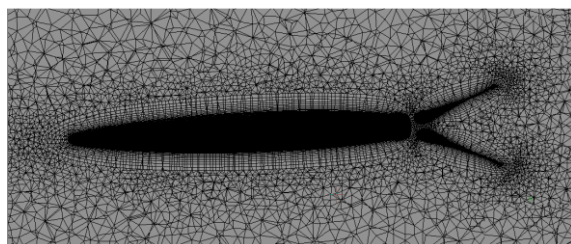


شکل (۷). شبکه بر روی صفحه برش خورده مرکزی و سطح مدل

در شکل ۸ تصویر برش طولی و عرضی شبکه در نزدیکی مدل قابل رؤیت است. همچنین در شکل ۹ شبکه لایه مرزی اطراف مقطع بال به همراه دو سطح باز شده سامانه اسپلیت درگ نمایش داده شده است.



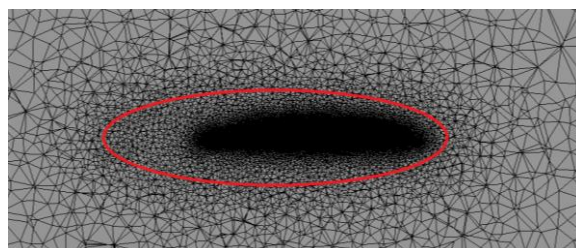
شکل (۸). نمای برش خورده از شبکه اطراف پهنپاد



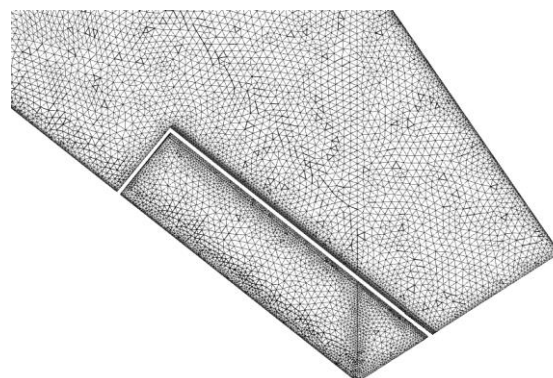
شکل (۹). نمای شبکه اطراف سامانه اسپلیت درگ

شبکه لایه مرزی قرار گرفته شده بر روی مدل، از ساختاری با ۱۰ لایه تشکیل شده است. ارتفاع اولین لایه به گونه‌ای محاسبه گردیده است که عدد وای-پلاس^۴ در

مرزی فشار خرجی^۱ نیز به تخلیه جریان در محیطی با فشار استاتیکی کمک می‌کند. در دو طرف سطح دامنه حل از شرط مرزی تقارنی بهره برده شده است. در اینجا به جای استفاده از شرط مرزی لغزشی از شرط تقارنی برای کاهش بار محاسباتی استفاده شده است. برای تولید شبکه از نرم‌افزار انسیس-مشینگ^۲ استفاده شده است. المان‌های ایجاد شده از نوع بی‌سازمان^۳ هستند که به شکل چندوجهی و هرمی انتخاب شده‌اند. با نزدیک تر شدن به سطح مدل، المان‌ها ریزتر و متراکم‌تر می‌گردند؛ که در شکل ۵ کاهش محسوس اندازه سلول‌ها در اطراف مدل و داخل حجم بیضوی شکل مشخص است. از طرفی دیگر در گوشه‌ها و لبه‌ها نیز از ضریب ریزشوندگی برای توزیع شبکه بر روی سطح هواپیما استفاده شده است (شکل ۶ و ۷). به دلیل وجود حساسیت آبرودینامیکی بر روی سطوح اسپلیت درگ، شبکه قرار گرفته بر روی آن‌ها نسبت به سایر قسمت‌ها، از تعداد المان بیشتری برخوردار است که در شکل ۶، نما از بالای قسمت نوک بال آن گواه این موضوع می‌باشد.



شکل (۵). شبکه داخل و اطراف حجم بیضوی شکل



شکل (۶). نمایی نزدیک از سطح سامانه اسپلیت درگ و شبکه آن

¹ Pressure outlet

² Ansys Meshing

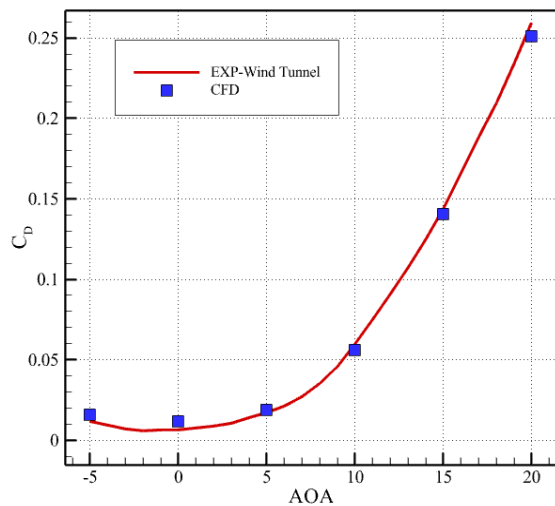
³ Unstructured

⁴ Y-plus

مطابق با شماره‌گذاری‌های نمودار استقلال از شبکه، بین نقاط ۲ و ۵ برای پیدا کردن بهینه‌ترین تعداد سلول، از کم به زیاد تعداد شبکه را در دو مرحله افزایش داده تا محل مناسب‌ترین حجم شبکه برای این پژوهش به دست آید. ضریب پسا در مرحله چهارم از اختلاف جزئی نسبت به مراحل بعدی برخوردار می‌باشد. با توجه این مسئله، تعداد ۵۸۵۰۰۰ سلول از نظر حجم و دقت مناسب این پژوهش تشخیص داده شد.

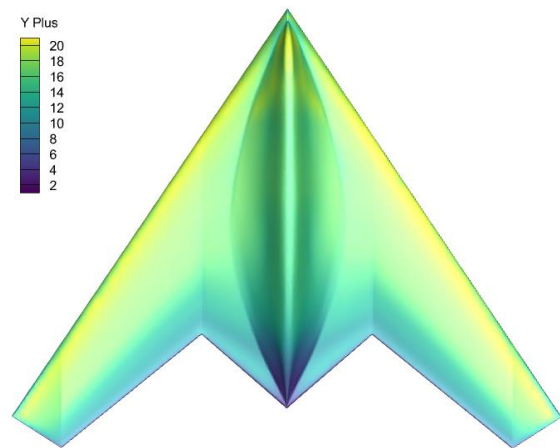
۵- اعتبارسنجی

برای سنجش دقت نتایج به دست آمده از این نوع شبکه‌بندی و هندسه به کار گرفته شده، ضرایب به دست آمده، با ضرایب برآ و پسای تجربی موجود در مرجع [۱۷] مقایسه شدند. در شکل ۱۲ نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله رسم گردیده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود نتایج حاصل از این پژوهش تطابق خوبی با ضرایب تجربی منتشر شده دارد. میزان خطا در بیشترین حالت در حدود ۴/۶ درصد است که در محدوده قابل قبولی قرار گرفته است.



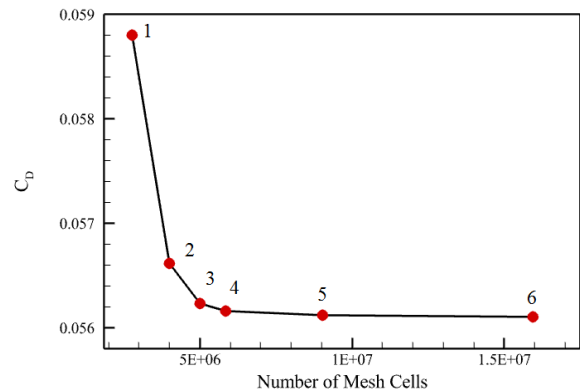
شکل (۱۲). نمودار ضریب پسا به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۱۷] در سرعت ۳۰ m/s همچنین در مقایسه ضریب برآ، میزان خطا کمی بیشتر از ضریب پسا و معادل ۴/۹ درصد به دست آمده است که بیشترین خطا در بین نقاط اندازه‌گیری شده می‌باشد. در شکل ۱۳ مقدار ضرایب برآ برحسب زاویه حمله در روش‌های عددی و تجربی نمایش داده شده است. مشاهده

زاویه حمله صفر درجه، معادل عدد ۲۲ قرار گیرد. با مطالعات انجام گرفته بر روی سایر مراجع و مطالعات انجام شده، مانند مرجع [۱۸] استفاده از عدد وای-پلاس بیشتر از ۱ نیز در مدل آشفتگی کا اومگا اس-اس-تی صورت پذیرفته است. این امر کاهش قابل توجه تعداد سلول‌های شبکه را به همراه دارد. از همین سو برای مدل‌سازی ویژگی‌های جریان در لایه مرزی، از بهبوددهنده خودکار در نزدیک دیوارها^۱ استفاده می‌شود [۱۹]. در شکل ۱۰ توزیع عدد وای-پلاس در سرعت ۳۰ m/s و زاویه حمله ۰ درجه بر روی سطح هواپیما نشان داده شده است.



شکل (۱۰). توزیع عدد وای-پلاس بر روی سطح هواپیما

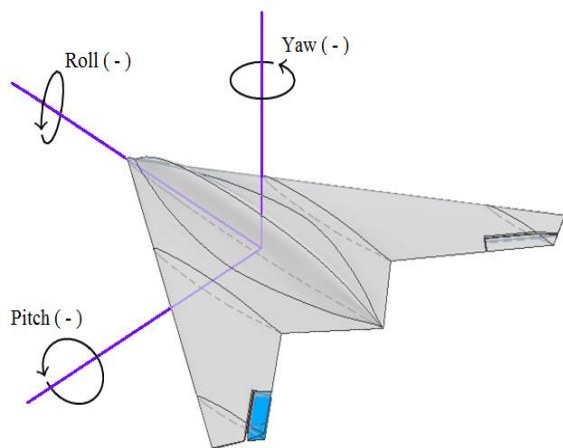
در استقلال از شبکه، تعداد سلول‌ها طی ۶ مرحله افزایش داده شد که نتایج آن‌ها در زاویه حمله ۱۰ درجه نسبت به ضریب پسا با یکدیگر مقایسه و در شکل ۱۱ آورده شده است.



شکل (۱۱). نمودار استقلال از شبکه

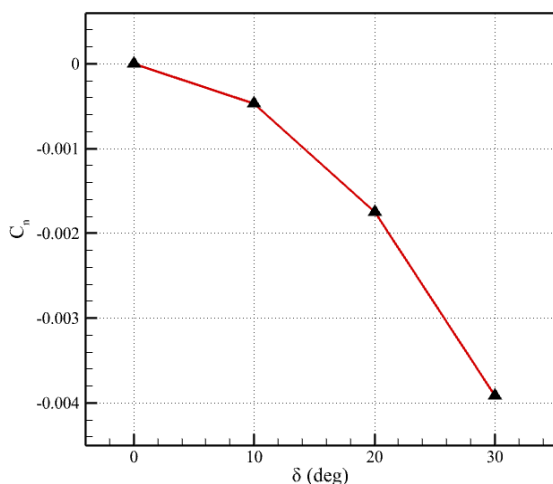
¹ Automatic Near-wall Treatment

می‌شود با افزایش زاویه حمله این اختلاف به صورت ناچیزی بیشتر گردیده است. یکی از دلایل این اختلاف می‌تواند ناشی از عدم تطابق صددرصدی جزئیات هندسه هواپیما شبیه‌سازی شده در این پژوهش با مدل اصلی موجود در تونل باد باشد. بیشترین اختلاف در مدل‌ها را می‌توان به برآمدگی هندسی موجود بر مرکز این هواپیما مرتبط دانست.



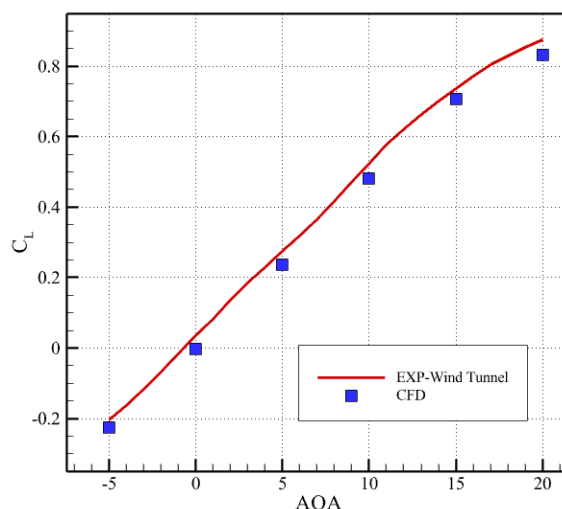
شکل (۱۴). جهت گردش منفی گشتاورها حول محورهای سه‌گانه

در نمودار شکل ۱۵ در زاویه حمله صفر درجه میزان افزایش گشتاور گردش بدون دخالت در زاویه حمله مشهود است. افزایش زاویه دلتا اسپلیت سبب افزایش میزان ضریب گشتاور گردشی به صورت غیرخطی شده است.



شکل (۱۵). تغییرات ضریب گردش برحسب زاویه سطح اسپلیت درگ در زاویه حمله صفر درجه

شکل (۱۳). نمودار ضریب برآ به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۱۷] در سرعت ۳۰ m/s



شکل (۱۳). نمودار ضریب برآ به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۱۷] در سرعت ۳۰ m/s

۶- بحث و نتایج

باز کردن دو سطح اسپلیت درگ، تغییراتی در ضرایب برآ و پسا در یک سمت از هواپیما ایجاد می‌نماید. این تغییرات نیز باعث ایجاد گشتاورهایی حول محورهای طولی^۱، عرضی^۲ و عمودی^۳ می‌گردند. در شکل ۱۴ علامت جهت‌های منفی گشتاورها حول MRP در هواپیما مشخص گردیده‌اند. همچنین اسپلیت درگ بررسی شده در این پژوهش به رنگ آبی در تصویر نمایان است.

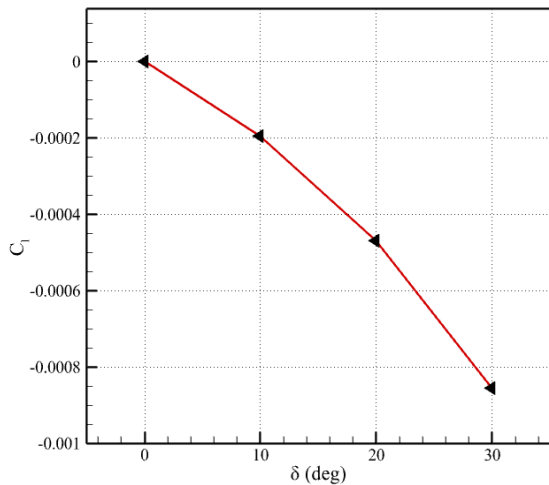
عمده اثر اسپلیت درگ بر روی ضریب پسا است که به دلیل استفاده هم‌زمان در یکی از بال‌ها، با ایجاد اختلاف پسا بین دو بال، گشتاوری در جهت گردش تولید می‌نماید. پسای تولیدی از نوع (پروفیل درگ^۴) می‌باشد که در این فاز

¹ Longitudinal

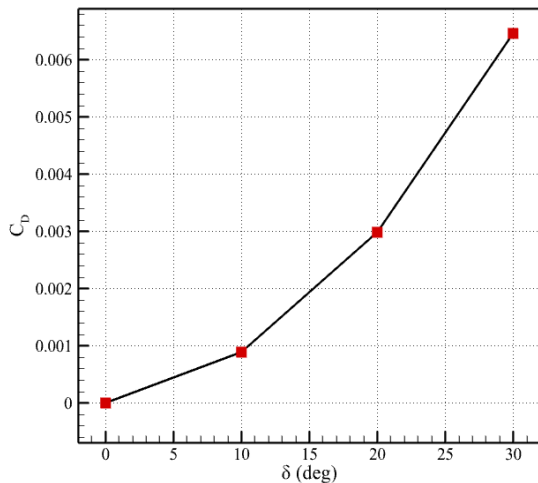
² Lateral

³ vertical

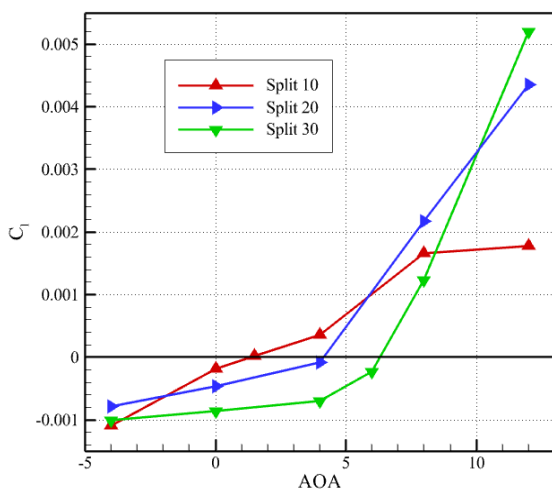
⁴ profile drag



شکل (۱۶). تغییرات ضریب غلتش نسبت به باز شدن دو سطح اسپلیت درگ در زاویه حمله صفر درجه



شکل (۱۷). تغییرات ضریب پسای سامانه اسپلیت درگ در حالت‌های مختلف در زاویه حمله صفر درجه



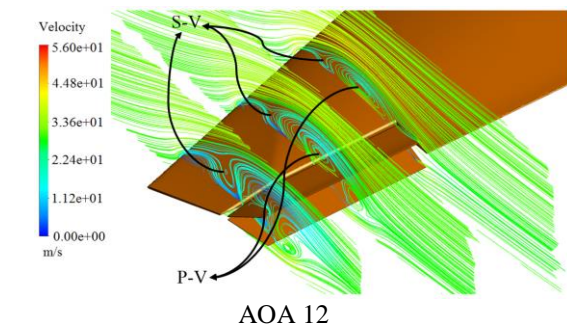
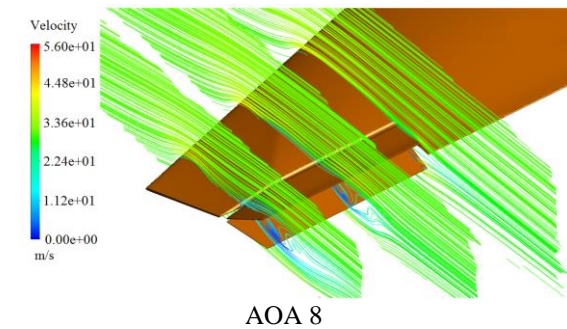
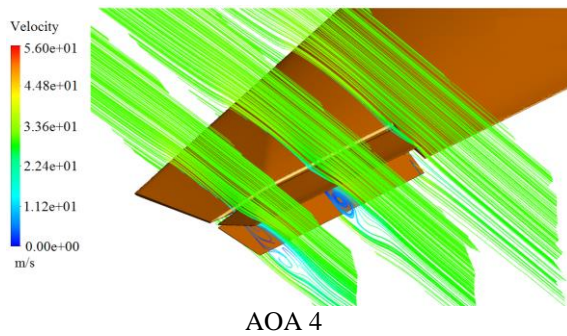
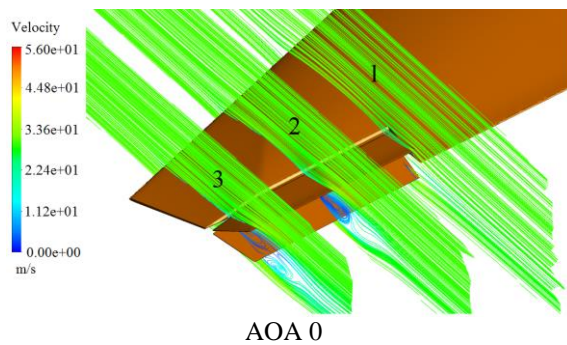
شکل (۱۸). تغییرات ضریب غلتش نسبت به زاویه حمله برای سه حالت اسپلیت درگ متقارن

از طرفی اثرات آن بر روی گشتاور غلتش نیز نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، ضریب غلتش نیز افزایش یافته است. نکته قابل تأملی که در اینجا مطرح می‌گردد این است که چرا با وجود متقارن بودن سطح مقطع بال و هندسه اسپلیت درگ، در زاویه حمله صفر درجه نیز این غلتش مزاحم به وجود آمده است. علت وجود این گشتاور در زاویه حمله صفر درجه، وجود پیچش منفی سه درجه در بال هواپیما است که باعث گردیده صفحه بالایی اسپلیت درگ در مقابل جریان سطح بیشتری نسبت به پایینی داشته باشد. در شکل ۱۶ تغییرات گشتاور غلتش در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد که بازتر شدن سامانه در این موقعیت نیز گشتاور غلتش را در جهت منفی (غلتش پادساعت‌گرد) افزایش داده است.

همچنین در همین راستا میزان پسا اسپلیت درگ و تغییرات آن در نمودار شکل ۱۷ نشان می‌دهد، استفاده از این سامانه چه میزان بر پسا کلی هواپیما می‌افزاید. روند تغییرات ضریب پسا غیرخطی بوده و با افزایش زاویه اسپلیت نرخ افزایش پسا نیز بیشتر شده است که در نمودارهای غلتش و گردش نیز مطابق شکل‌های (۱۵ و ۱۶) مشهود است.

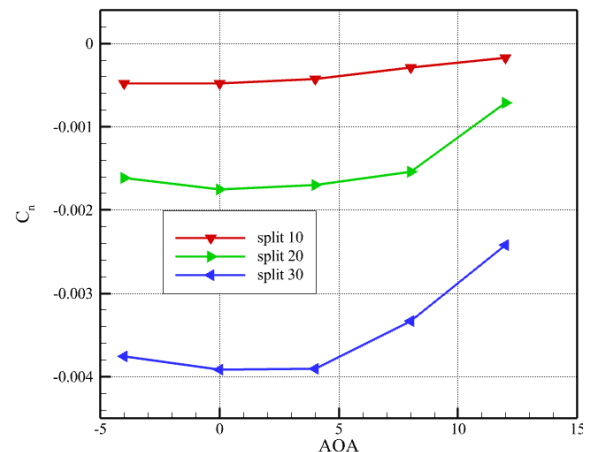
همان‌طور که در دو پاراگراف قبل به آن اشاره شد، تغییر در زاویه حمله سبب می‌شود تا سطح مقطع مقابل به جریان در اسپلیت‌ها متفاوت شود، به‌طوری‌که در زوایای حمله بالاتر صفحه رویی اسپلیت درگ از سطح کم‌تری در مقابل جریان برخوردار می‌شود و همچنین در زوایای بالا در شرایط جدایش جریان بر روی بال، اسپلیت بالایی وارد جریان آشفته روی بال شده و آن را تحت اثر خود قرار می‌دهد؛ اما در سطح پایینی این سامانه، جریانی یکنواخت‌تر و سطحی بیشتر با جریان آزاد هوا وجود دارد. این مسئله سبب شده است فشار در زیر بال در راستای سطح اسپلیت درگ افزایش یافته و گشتاور غلتشی را نیز تولید کند. در شکل ۱۸ تغییرات زاویه حمله بر روی سه زاویه بازشوندگی اسپلیت‌ها مشخص شده است که ملاحظه می‌گردد با افزایش زاویه حمله ضریب غلتش در هر سه حالت اسپلیت افزایشی بوده است. قابل ذکر است هرکدام از زوایای اسپلیت درگ در یک زاویه حمله به‌خصوص، غلتش صفر را به همراه دارند که در شکل ۱۸ محل برخورد نمودارها با خط صفر محور عمودی مشخص می‌گردد.

جریان عرضی در امتداد بال‌ها می‌شود. این پدیده کاهش فشار بر روی سطح بال را نیز به همراه دارد. همچنین این فشار منفی، لایه مرزی را جدا کرده و سبب تشکیل گردابه ثانویه گردیده است. تمام این عوامل به علاوه کاهش سطح مقطع مقابل جریان که در اثر افزایش زاویه حمله رخ داده است، موجب کاهش یافتن اثرپذیری سطوح کنترل مخصوصاً سامانه اسپلیت درگ شود.



شکل (۲۰). کانتور خطوط جریان نسبت به زاویه حمله برای اسپلیت ۲۰ درجه

در ادامه همچنین، افزایش زاویه حمله اثرپذیری سطح بالایی را کاهش داده و باعث ضعیف‌تر شدن این سامانه در تولید گشتاور گردش گردیده است. نمودار شکل ۱۹ نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله ضریب گشتاور گردش برای هر سه موقعیت اسپلیت درگ کاهش یافته است.



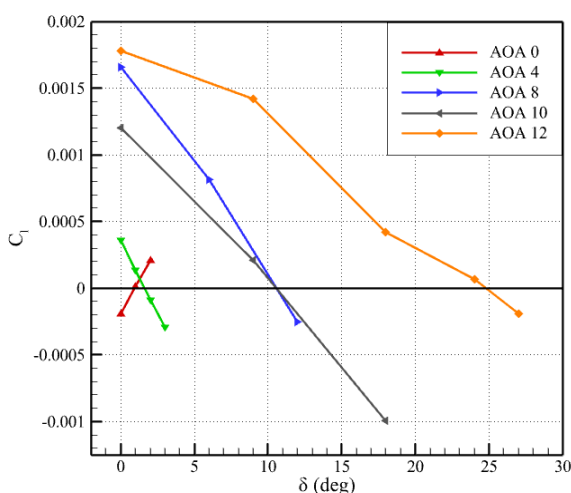
شکل (۱۹). تغییرات گشتاور گردش بر حسب تغییرات زاویه حمله برای ۳ حالت از اسپلیت درگ

در زوایای حمله ۴- تا ۴ درجه به واسطه جدایش بسیار کم جریان، تغییرات برای هر سه موقعیت سطوح اسپلیت درگ نامحسوس است و رفتاری مشابه باهم دارند. همچنین اختلاف در ضریب گردش، بین دو زاویه منفی و مثبت ۴ درجه برای هر سه زاویه اسپلیت درگ، ناشی از وجود پیچش در راستای بال است.

با افزایش زاویه حمله و تشکیل گردابه رأس بال، امتداد آن از روی سطح بالایی اسپلیت درگ عبور کرده و علاوه بر جدایش جریان بر روی بال، به مرور سطح بالایی اسپلیت درگ در جریان مغشوش غرق شده و خاصیت خودش را از دست می‌دهد که در ادامه به توضیح آن پرداخته می‌شود. در شکل ۲۰ تصاویری از کانتورهای خطوط جریان در سه مقطع شماره‌گذاری شده از طول سطح اسپلیت درگ موجود می‌باشد. در اینجا به عنوان نمونه زاویه متوسط اسپلیت درگ، ۲۰ درجه نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود بیشترین تأثیر از گردابه رأس بال، مربوط به زاویه حمله ۱۲ است. در تصویر شکل ۲۰ گردابه اولیه با حروف P-V (primary vortex) و گردابه ثانویه با حروف S-V (secondary vortex) مشخص شده‌اند. گردابه اولیه در اثر افزایش زاویه حمله به وجود آمده است که باعث ایجاد

۷- بهینه‌یابی

گام‌ها استفاده می‌شود. نمودارهای شکل (۲۳، ۲۵ و ۲۹) نشان‌دهنده میزان اضافه بازشوندگی نامتقارن در یک سمت از سطح اسپلیت درگ را برای خنثی‌سازی غلتش در اسپلیت‌های ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه نشان می‌دهند. مقدار صفر محور دلتا نشان از باز بودن متقارن دو سطح اسپلیت دارد. محل تقاطع نمودارها با خط صفر محور عمودی (CI)، تعیین‌کننده مقدار زاویه موردنیاز برای به صفر رساندن گشتاور غلتش می‌باشد. در این نمودارها زوایای به‌دست‌آمده را می‌بایست به زاویه اولیه یک سمت از اسپلیت اضافه کرد. در شکل ۲۱ بهینه‌یابی برای اسپلیت ۱۰ درجه صورت گرفته است. در این مرحله برای زاویه حمله ۰ درجه سطح بالایی ثابت مانده و تغییرات زوایا در سطح پائینی اسپلیت اعمال شده است اما برای سایر زوایای حمله تغییرات بازشوندگی در سطح بالایی اسپلیت انجام گردیده است. میزان تغییرات برای زوایای ۰ تا ۱۰ درجه تقریباً به‌صورت خطی بوده اما در زاویه ۱۲ درجه به دلیل تغییر در رفتار جریان به‌واسطه وجود جدایش زیاد بر روی سطح بال و همچنین ایجاد گردابه شروع‌شده از رأس بال، این رفتار غیرخطی را از خود بروز داده است. ملاحظه می‌شود که در زاویه حمله صفر درجه با باز شدن اسپلیت بالایی غلتش را جبران کرده است. شیب قرارگیری زاویه حمله ۰ درجه در نمودار نیز بیانگر این مسئله می‌باشد.

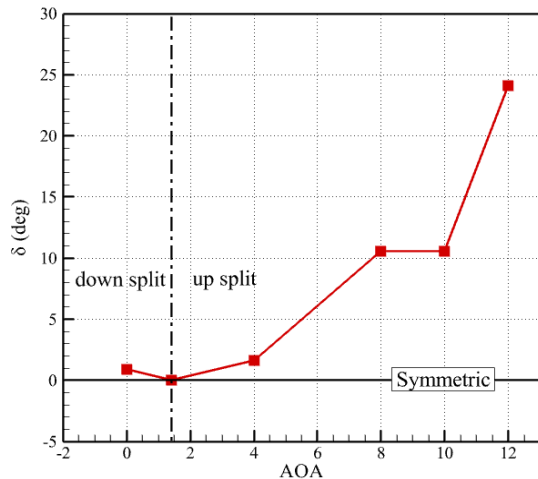


شکل (۲۱). نمودار ضریب گشتاور غلتش نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف برای اسپلیت ۱۰ درجه

یکی از چالش‌هایی که در سامانه‌های کنترلی با آن مواجه هستیم، تولید گشتاور خالص می‌باشد که در این سامانه به‌خصوص (اسپلیت درگ) این نیاز مطرح می‌گردد. به همین جهت برای تولید گشتاور گردشی خالص، با باز کردن نامتقارن دو صفحه کنترلی، به بهینه‌یابی آن انجام شده است. به این منظور برای کاهش اختلاف فشار سطح بالا و پایین اسپلیت درگ، زاویه بازشوندگی آن‌ها را متناسب با زاویه حمله به‌صورت نامتقارن تغییر داده که با این کار نیروی برآی اضافی تولیدشده در اثر تغییر زاویه حمله و گردابه‌های ایجادشده بر روی سطوح اسپلیت درگ کاهش می‌یابد. میزان و جهت بازشوندگی سطوح برای خنثی‌سازی غلتش متفاوت می‌باشد. با توجه به نمودار شکل ۱۸ برای مقادیر منفی (غلتش پادساعت‌گرد) بازشوندگی اضافی را در سطح پایین و همچنین برای مقادیر مثبت (غلتش ساعت‌گرد) در سطح بالایی اسپلیت درگ اعمال کرد. با این روش علاوه بر برابر کردن میزان ضریب فشار در دو سطح اسپلیت و کاهش غلتش اضافی، مقدار گشتاور گردشی خالص را نیز که به‌واسطه افزایش زاویه حمله و گردابه‌ها از دست رفته بود جبران می‌کند. از همین سو بهینه‌یابی برای زوایای (۰، ۴، ۸، ۱۰، ۱۲) درجه، در سه حالت بازشوندگی سطوح اسپلیت دلتاهای (۱۰، ۲۰، ۳۰) درجه بررسی شدند.

در این آزمایش متناسب با میزان زاویه حمله و همچنین کاهش تعداد دفعات محاسبات، سطوح اسپلیت درگ در گام‌های (۳، ۶، ۹) درجه به ترتیب برای زاویه حمله کم، متوسط و زیاد به‌صورت نامتقارن برای هر زاویه دلتا اسپلیت باز شده‌اند. در این روش به‌گونه‌ای عمل شده است که در هر دلتا و زاویه حمله یکی از سطوح اسپلیت ثابت و دیگری بازتر خواهد شد. بدین‌صورت بازشوندگی نامتقارن تا جایی ادامه پیدا می‌کند که نمودارهای ضریب غلتش برای هر زاویه حمله، با خط صفر C_l برخورد داشته باشد و از آن عبور نماید. در اینجا محل برخورد به‌عنوان زاویه بهینه تلقی می‌گردد. در زوایای حمل بالا به دلیل رفتار غیرخطی روند تغییرات ضریب غلتش، از تعداد نقاط اندازه‌گیری بیشتر در

مشاهده می‌شود که تغییرات برای زوایای ۱۰ تا ۱۲ درجه با نرخ زیاد اتفاق افتاده است که در سایر نمودارهای بهینه‌شده برای هر سه موقعیت مختلف اسپلیت نیز رخ داده است.

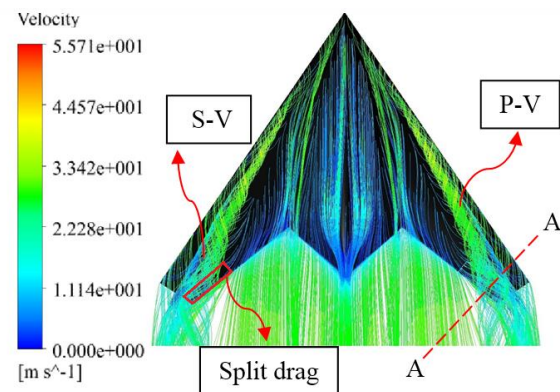


شکل (۲۳). نمودار نهایی زاویه اسپلیت ۱۰ بهینه‌شده نسبت به زوایای حمله مختلف برای پیش‌بینی غلتش صفر

در نمودارهای ضریب غلتش شکل‌های (۲۱، ۲۴ و ۲۶) خطوط با شیب مثبت نشانگر بازتر شدن اسپلیت سطح پایینی است. وجود زاویه پیش‌منفی ۳ درجه در بال، سبب ایجاد عدم تقارن در سطح مقابل جریان گردیده است. هرچند در سایر زوایای حمله نیز این مسئله اثرگذار بوده، اما به دلیل اختلاف فاحش فشار دو سطح بالا و پایین اسپلیت، در آن زوایا اثر خود را بر مقدار گشتاور اعمال کرده و اثری در تغییر جهت بازشوندگی آن‌ها نداشته است.

زمانی که زاویه بین دو سطح اسپلیت درگ از ۱۰ به ۲۰ برسد، نیاز است برای خنثی‌سازی غلتش در زاویه حمله ۱۲ درجه، بازشوندگی بیشتر از قبل ادامه پیدا کند (مطابق شکل ۲۴)؛ زیرا که محل قرارگیری امتداد گردابه رأس بال تقریباً ثابت بوده ولی نفوذ لبه سطح اسپلیت درگ در آن بیشتر شده است. از همین رو برای جبران اختلاف فشار در دو طرف سطح می‌بایست با زاویه بیشتری آن را باز کرد. مشاهده می‌شود در این زاویه حمله، نمودار تغییرات ضریب غلتش طی دو مرحله با خط ۰ محور عمودی برخورد داشته و ضریب غلتش تقریباً ثابتی را حفظ کرده است که نشانگر بی‌اثر شدن تغییرات زاویه اسپلیت از این محدوده به بعد

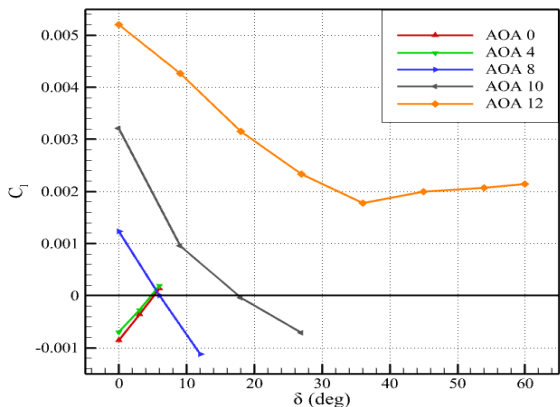
در شکل ۲۲ نمایی از خطوط جریان و گردابه‌های شکل گرفته در زاویه ۱۲ درجه آورده شده است. بخش انتهایی گردابه از قسمت بیرونی اسپلیت درگ عبور می‌کند که در این تصویر میزان پوشیده شدن سطوح اسپلیت و فاصله آن‌ها از گردابه‌های اولیه و ثانویه نیز مشخص است. همچنین مرکز این گردابه‌ها از نظر فاصله عمودی با توجه به میزان بازشوندگی اسپلیت‌ها از سطح آن فاصله کمی را دارا می‌باشد.



شکل (۲۲). نمای بالا از خطوط جریان گردابه تشکیل شده از رأس بال

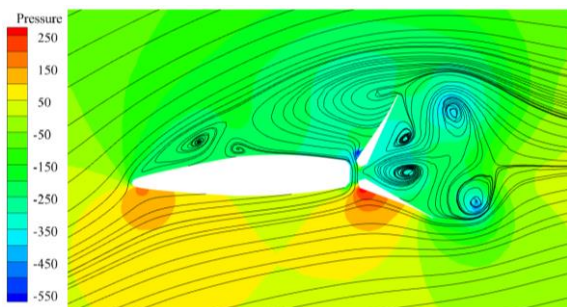
بعد از پیش‌بینی نقاط بهینه غلتش صفر که از برخورد خطوط نمودارهای (۲۱، ۲۴ و ۲۶) با خط محور افقی غلتش صفر رخ داده است، زوایای دلتای اسپلیت‌ها برحسب زاویه حمله به صورت یک نمودار کلی برای هر موقعیت اسپلیت رسم شده است که در شکل‌های (۲۳، ۲۵ و ۲۹) قابل مشاهده می‌باشد. در این نمودارها از یک خط‌چین برای جداسازی جهت مقدار بازشوندگی سطح بالا و پایین اسپلیت بر اساس زاویه حمله به خصوص خود کمک گرفته شده است که محل قرارگیری خط‌چین از نمودار شکل ۱۸ در محل غلتش صفر محاسبه گردیده است. زاویه غلتش صفر، منطقه‌ای می‌باشد که اسپلیت به صورت قرینه باز است اما با توجه به زاویه حمله و موقعیت قرارگیری اسپلیت‌ها در این زاویه نسبت به جریان، غلتش اضافی ایجاد نکرده است. این اتفاق فقط در یک حالت به خصوص برای هر زاویه بازشوندگی از اسپلیت رخ می‌دهد. در نمودار شکل ۲۳ موقعیت قرارگیری بهینه برای اسپلیت ۱۰ موجود می‌باشد که با توجه به شکل ۲۱ به دست آمده است.

نمودار ضرایب غلتش این تغییرات را بر اساس بازشوندگی نامتقارن دو سطح اسپلیت درگ مطابق قبل در زوایای حمله مختلف را نشان می‌دهد. در زوایای حمله ۰ و ۴ درجه اسپلیت، برای کاهش گشتاور غلتش در (جهت منفی) از پایین باز شده و صفحه بالایی ثابت قرار گرفته است که اما در سایر زوایای حمله برعکس این موضوع صدق می‌کند.



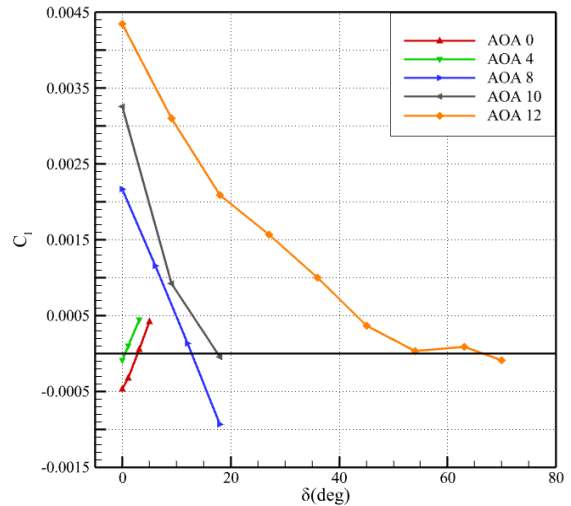
شکل (۲۴). نمودار ضریب گشتاور غلتش نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف برای اسپلیت ۳۰ درجه

برای زاویه حمله ۱۲ درجه بهینه‌ترین حالت به دست آمده برای اسپلیت بالایی زاویه ۳۶ درجه به زاویه اولیه ۳۰ درجه اضافه شده که در واقع زاویه کل برابر ۶۶ درجه می‌شود. در صورت باز کردن بیشتر از این مقدار، ضریب غلتش مجدداً به صورت نامحسوسی افزایش خواهد یافت. در شکل ۲۷ کانتور و خطوط جریان این موقعیت به صورت برش مقطع A-A (شکل ۲۲) از طول اسپلیت رسم گردیده است.

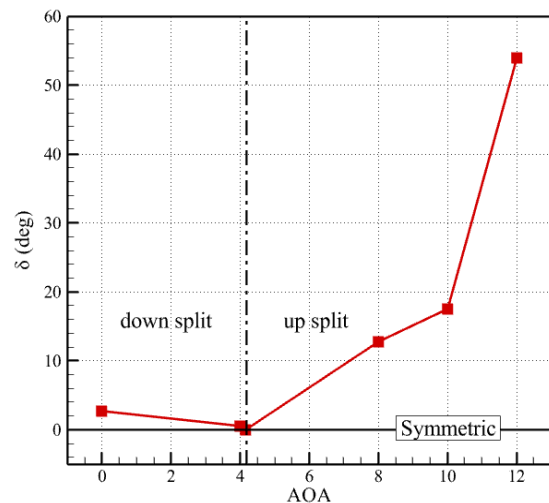


شکل (۲۷). کانتور فشار به همراه خطوط جریان در زاویه حمله ۱۲ درجه - اسپلیت بالایی ۶۶ و پایین ۳۰ درجه

می‌باشد. در شکل ۲۵ موقعیت قرارگیری سطوح اسپلیت درگ در حالت بهینه برای اسپلیت ۲۰ آورده شده است.

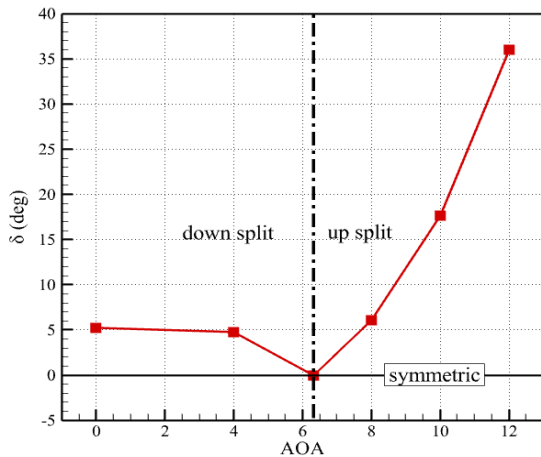


شکل (۲۴). نمودار ضریب گشتاور غلتش نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف برای اسپلیت ۲۰ درجه

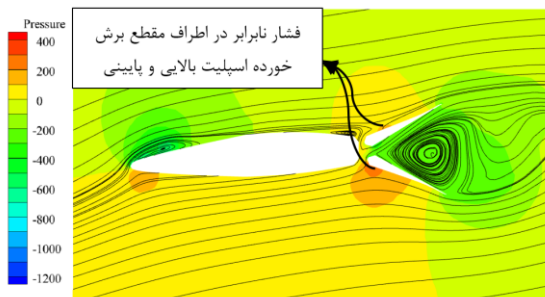


شکل (۲۵). نمودار نهایی زاویه اسپلیت ۲۰ بهینه‌شده نسبت به زوایای حمله مختلف برای پیش‌بینی غلتش صفر

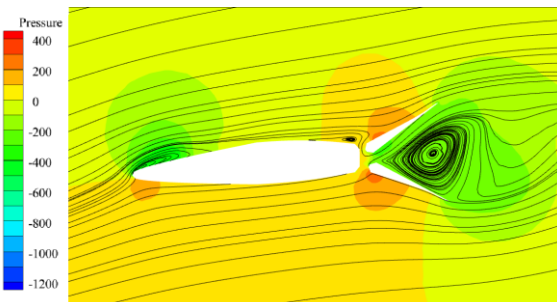
در ادامه مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۱۲ درجه، در حالت اسپلیت ۳۰، توانایی به صفر رساندن ضریب غلتش را نداشته باشد. در این شرایط علاوه بر پوشیده شدن کل طول اسپلیت توسط جریان گردابه‌ای، سطح اسپلیت بالایی از زیر وارد جریان گردابه‌های شده و توانایی کاهش این اختلاف فشار را از دست داده است؛ که در شکل ۲۷ همپوشانی گردابه‌ها با سطح بالایی مشخص هستند. شکل ۲۶ نیز



شکل (۲۹). نمودار نهایی زاویه اسپلیت ۳۰ بهینه شده نسبت به زوایای حمله مختلف برای پیش بینی غلتش صفر



الف) قبل از بهینه‌یابی - زاویه اسپلیت قرینه - ۳۰ درجه در بالا و پایین



ب) بعد از بهینه‌یابی - زوایای نامتقارن اسپلیت - پایین ۳۰ درجه و بالا ۳۶ درجه

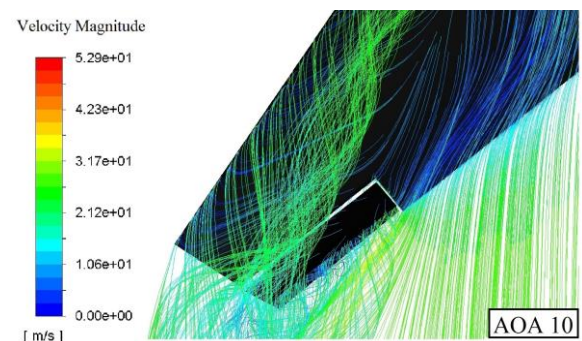
شکل (۳۰). کانتور فشار به همراه خطوط جریان در زاویه حمله ۸ درجه موقعیت اسپلیت ۳۰ الف) قبل از بهینه‌یابی ب) بعد از بهینه‌یابی

در تصویر بهینه‌یابی شده، گشتاور غلتش تقریباً برابر با صفر می‌باشد و ملاحظه می‌گردد فشار زیر و روی سطوح اسپلیت درگ نسبت به قبل از بهینه‌یابی تقریباً برابر گردیده است.

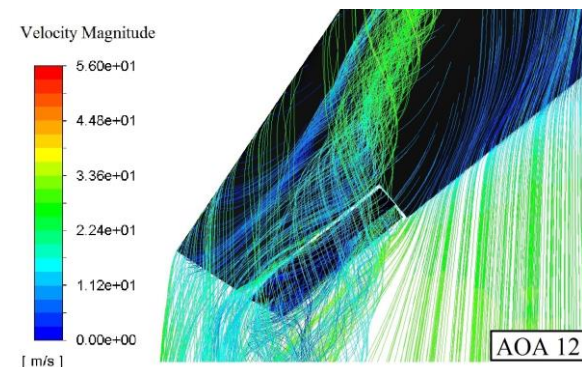
تغییرات در زاویه حمله ۱۰ درجه متفاوت از سایر حالات اسپلیت‌های قبل به صورت غیرخطی کاهش یافته است که نشان از این دارد که طول بیشتری از سطح اسپلیت درگ با گردابه رأس بال درگیر شده است. نتیجه گرفته می‌شود که در زمان وجود گردابه رأس بال، تغییرات در زاویه حمله، محل طولی انتهای گردابه را بر روی اسپلیت جابه‌جا می‌کند. در شکل ۲۸ این اختلاف نمایش داده شده است. در اینجا با بازتر شدن زاویه بین اسپلیت‌ها این اثر خودش را از زاویه ۱۰ درجه به بعد نیز بروز داده است.

در شکل ۲۹ زوایای بهینه قرارگیری سطح اسپلیت درگ حالت ۳۰ برای زوایای حمله مختلف ترسیم شده است.

به‌عنوان نمونه تصاویر کانتور فشار قبل و بعد از بهینه‌یابی برای زاویه حمله ۸ درجه برای اسپلیت ۳۰ رسم شده است که در شکل ۳۰ مقطع A-A مشاهده می‌گردد.



الف) گردابه بخشی از سطح اسپلیت را دربر گرفته است



ب) گردابه تمام سطح اسپلیت را دربر گرفته است

شکل (۲۸). کانتورهای سرعت به همراه خطوط جریان اسپلیت درگ حالت ۳۰

۸- نتیجه‌گیری

در هواپیماهای بال پرنده‌ای که از سامانه اسپلیت درگ بهره می‌برند؛ غلتش ناخواسته‌ای در لحظه اولیه استفاده از آن به وجود می‌آید که با بهینه‌یابی عددی صورت گرفته در این پژوهش، نشان داده شد این گشتاور در اکثر زوایای حمله قابل جبران می‌باشد.

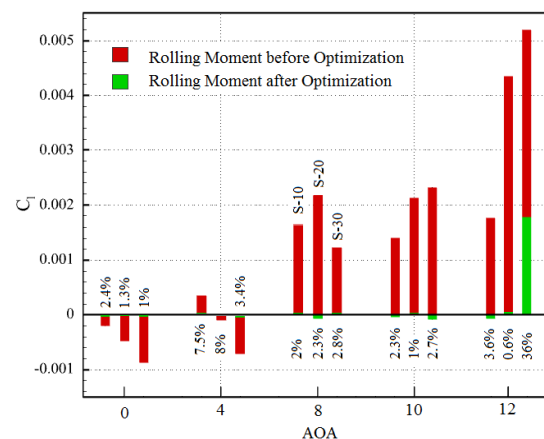
سایر نتایج کلی حاصل شده از این تحقیق به شرح زیر می‌باشد:

- گردابه‌های تولیدشده از رأس بال اثر بسزایی بر روی کارکرد سطوح کنترلی نوک بال دارند که با افزایش زاویه حمله پرواز، این اثر قوی‌تر می‌گردد.
- با افزایش زاویه حمله گشتاور گردش تولیدی از اسپلیت درگ کاهش و گشتاور غلتشی، افزایش می‌باشد.
- میزان زاویه پیش‌بال در جهت و مقدار بازشوندگی سطح بالا و پایین اسپلیت برای بهینه‌یابی، مؤثر واقع شده است.
- زاویه حمله و میزان باز بودن اسپلیت‌ها هر چه بیشتر باشد، بهینه‌یابی را محدودتر می‌کند به گونه‌ای که در زاویه حمله ۱۲ درجه برای اسپلیت ۳۰ مقدار غلتش به صفر نرسیده است. در این محدوده و بعد از آن خنثی‌سازی غلتش با این روند امکان‌پذیر نخواهد بود.
- افزایش زاویه اسپلیت درگ گشتاور گردش و غلتش را به صورت غیرخطی افزایش خواهد داد.
- تغییرات زاویه حمله میزان درگیر شدن سطح اسپلیت‌ها را با گردابه رأس بال در جهت طولی جابه‌جا می‌کند.

۹- مراجع

1. Qu, X., Zhang, W., Shi, J., and Lyu, Y. "A Novel Yaw Control Method for Flying-Wing Aircraft in Low Speed Regime", *Aerosp Sci Technol*, Vol. 69, pp. 636-649, 2017.
2. Dehghan Manshadi, M., Ilbeigi, M., Bazazzadeh, M., and Vaziri, M.A. "Experimental Study of Aerodynamic Coefficients of a Lambda-Shaped Flying Aircraft Model by Changing the Backward Angle of the Wing Attack Edge", *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No.

همان‌طور که ملاحظه شد با تغییر زاویه یکی از صفحات اسپلیت درگ و ثابت نگه‌داشتن سطح دیگر، گشتاور غلتشی تولیدی کاهش یافته و با عبور خطوط نمودار CI به δ از خط صفر محور ضریب غلتش، زاویه قرارگیری اسپلیت تخمین زده شد. بر این اساس میزان دقت زاویه پیش‌بینی شده وابسته به تعداد نقاط آزمایش خواهد بود. از طرفی به دلیل خطی بودن تغییرات ضریب غلتش در اکثر زوایا به خصوص زوایای حمله کم‌تر این پیش‌بینی زاویه اسپلیت با دقت خوبی انجام گردیده است. به همین دلیل برای نشان دادن دقت پروژه حاضر، زوایایی که در نمودارهای ۲۳ و ۲۵ و ۲۹ به عنوان زوایای بهینه مطرح گردیدند را به صورت مستقل تحت اجرا مجزا گذاشته تا میزان غلتش باقی‌مانده در این نقاط به دست آید که در شکل ۳۱ به صورت نمودار میله‌ای قابل مشاهده می‌باشد. هر سه اسپلیت به ترتیب از چپ تصویر به راست با زوایای بازشوندگی ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه برای هر زاویه حمله رسم شده است. میزان درصد پوشش میله‌های سبز نسبت به قرمز رنگ بر روی هر کدام نشان داده شده است. رنگ سبز مربوط به گشتاور غلتش باقی‌مانده بعد از بهینه‌یابی (باز شدن نامتقارن) و قرمز رنگ گشتاور غلتش اولیه (باز شدن متقارن) اسپلیت‌ها می‌باشد. به غیر از زاویه حمله ۱۲ درجه در اسپلیت ۳۰ که در قبل نیز به آن اشاره شد، به دلیل از کار افتادن اثرپذیری سطح بالایی سامانه قادر به خنثی‌سازی کامل گشتاور نبوده است، سایر زوایا نیز از درصد کمی گشتاور مزاحم غلتش برخوردار هستند. همچنین برای کاهش این مقدار نیز می‌توان با اضافه کردن تعداد نقاط اندازه‌گیری در آزمایش، خطا را کاهش داد اما به دلیل بار محاسباتی بالا به همین میزان اکتفا شده است.



شکل (۳۱). نمودار میزان گشتاور غلتش خنثی‌شده به ازای هر زاویه حمله در سه حالت اسپلیت درگ

- Syst. Struct. Vol. 29, No. 6, pp. 1038-1049, 2018.
15. Mohamad, F., Wisnoe, W., Nasir, R. E. M., Sainan, K. I., and Jenal, N. "Yaw stability Analysis for UiTM's BWB Baseline-II UAV E-4", *Appl. Mech. Mater.* Vol. 393, pp. 323-328, 2013.
 16. Djarvarshkian, M.H., and Karimi Kalayeh, R., "Evaluation of Aerodynamic Performance of Geometric Torsion by Changing Reynolds Number in a Flying Aircraft Model", *Journal of Aviation Engineering*, Vol. 22, No. 1, pp. 30-45, 2021. (In Persian)
 17. Tomac, M., and Stenfelt, G. "Predictions of Stability and Control for a Flying Wing", *Aerosp Sci Technol*, Vol. 39, pp. 179-186, 2014.
 18. Kelayeh, R. K., and Djavarehshkian, M. H. "Aerodynamic Investigation of Twist Angle Variation Based on Wing Smarting for a Flying Wing", *Chinese J Aeronaut.* Vol. 34, pp. 201-216, 2021.
 19. ANSYS, Inc I., "Ansys Fluent Theory Guide R17", Southpointe, Pennsylvania, United States, 2016.
 - 5, pp. 303-311, 2016. (In Persian)
 3. Anderson, Jr. J.D. "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw-Hill Education, University of Maryland, Penn Plaza, New York, 2010.
 4. Ko, A., Chang, K., Sheen, D.J., Jo, Y.H., and Shim, H.J. "CFD Analysis of the Sideslip Angle Effect Around a BWB Type Configuration", *Int J Aerosp Eng*, vol. 2019, 2019.
 5. Ramezanizadeh, M., and Mohammadi, A. "Numerical Investigation of Delta Wings Leading Edge Configuration Effects on the Flow Behavior Using Large Eddy Simulation Approach", *Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics*, Vol. 3, No. 3, pp. 49-60, 2014. (In Persian)
 6. Li, Z. J., and Ma, D. L. "Control Characteristics Analysis of Split-Drag-Rudder", *Appl. Mech. Mater.* Vol. 472, pp. 185-190, 2014.
 7. Shearwood, T. R., Nabawy, M. R. A., Crowther, W. J., and Warsop, C. "A Novel Control Allocation Method for Yaw Control of Tailless Aircraft", *Aerospace*, Vol. 7, No. 10, p. 150, 2020.
 8. Fulker, J., and Alderman, J. "Three-Dimensional Compliant Flows for Lateral Control Applications", *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2005.
 9. Yue, T., Zhang, X., Wang, L., and Ai, J. "Flight Dynamic Modeling and Control for a Telescopic Wing Morphing Aircraft via Asymmetric Wing Morphing", *Aerosp Sci Technol*, Vol. 70, pp. 328-338, 2017.
 10. Stenfelt, G., and Ringertz, U. "Lateral Stability and Control of a Tailless Aircraft Configuration", *J Aircr.* Vol. 46, No. 6, pp. 2161-2164, 2009.
 11. Gillard, W., Dorsett, K., Gillard, W. and Dorsett, K. "Directional Control for Tailless Aircraft Using All Moving Wing Tips", *Atmospheric Flight Mechanics Conf*, New Orleans, LA, U.S.A, 2006.
 12. Huber, K.C., Vicroy, D.D., Schuette, A. and Huebner, A. "UCAV Model Design and Static Experimental Investigations to Estimate Control Device Effectiveness and S&C Capabilities", *AIAA Applied Aerodynamics Conf*, Atlanta, Georgia, 2014.
 13. Rajput, J., Zhang, W. G., and Qu, X. B. "A Differential Configuration of Split Drag-Rudders with Variable Bias for Directional Control of Flying-Wing", *Appl. Mech. Mater.* Vol. 643, pp. 54-59, 2014.
 14. Li, D., Liu, Q., Wu, Y., and Xiang, J. "Design and Analysis of a Morphing Drag Rudder on the Aerodynamics, Structural Deformation, and the Required Actuating Moment", *J. Intell. Mater.*