



## بررسی اثرات تغییر زاویه حمله بر روی سامانه اسپلیت درگ رادر در یک هواپیمای بال پرنده

افشین مدنی<sup>۱</sup>، محمد حسن جوارشکیان<sup>۲\*</sup>

۱- کارشناسی ارشد هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، afshin.madani94@gmail.com

۲- استاد تمام، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، javarehskian@um.ac.ir

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

در این تحقیق، سامانه اسپلیت درگ رادر (Split Drag Rudder) در یک مدل هواپیمای بال پرنده توسط یک روش عددی در زوایای حمله مختلف شبیه سازی شده و گشتاورهای مختلف همچون غلتش (roll)، چرخش (pitch) و گردش (yaw) در زوایای مختلف باز شونده اسپلیت درگ مورد بررسی قرار گرفته است. سامانه اسپلیت درگ با ایجاد پسا نامتقارن بین بال راست و چپ، کنترل محور عمودی را فراهم می کند از همین سو برای ایجاد بیشترین گشتاور حول این محور در نوک بال ها نصب می شوند. این محل متاثر از گردابه های رأس بال می باشد که بر روی کارایی این سامانه و سایر سطوح کنترل اثر گذار است. در ساختار این سامانه از دو صفحه بر روی هم استفاده شده که با باز شدن خلاف جهت هم، در یک سمت هواپیما پسا لازم برای گشتاور گردش تولید می نماید. مدل پهبادی که در این تحقیق مورد مطالعه قرار گرفته است، سوینگ نام دارد، که یک پهباد لامبدا شکل با طول بال ۱ متر و سطح مقطع ناکا-۶۶۰۰۹ است و از زاویه عقب گرد ۵۶ درجه ای برخوردار است. شبیه سازی عددی انجام شده در فاز نشست و برخاست صورت گرفته است، که با تغییر در زوایای حمله از ۰ تا ۱۲ درجه و زاویه اسپلیت درگ ها با زاویه باز شونده  $(\delta)$  ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ بررسی گردیدند. نتایج حاصله نشان میدهد افزایش زاویه حمله سبب کاهش گشتاور گردشی تولیدی از اسپلیت درگ شده و کارایی آن را کاهش می دهد. علاوه بر آن به دلیل ایجاد اختلاف پسا سطح بالا و پایین این سامانه، گشتاورهای غلتشی و چرخشی مزاحم تولید شده که مورد بررسی قرار می گیرد.

**واژه های کلیدی:** اسپلیت درگ رادر - بال پرنده - پهباد - شبیه سازی عددی

### ۱- مقدمه

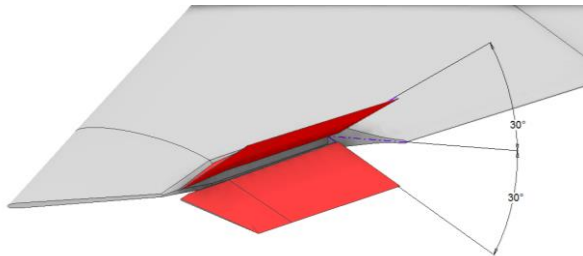
در سال های گذشته استفاده از پیکر بندی بال های دلتا و لامبدا شکل افزایش چشم گیری داشته است. زیرا اتکا به وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین افزایش یافته است. از ویژگی های نوع پیکر بندی ها می توان به رادر گریزی و کارایی مطلوب آیرودینامیکی آن اشاره کرد. از چالش های طراحی این نوع پرنده ها، بحث پایداری و کنترل هواپیما است که به سبب نبود دم عمودی در آنها مطرح می گردد. آیرودینامیک بال های لامبدا شکل شبیه به بال های دلتا است که این نوع پیکر بندی به خوبی در تحقیقات گذشته مورد بررسی واقع شده اند [۱]. در تحقیقات صورت گرفته توسط مک پارلین (McParlin) نشان داده شد به دلیل کوچک بودن وتر در شکستگی بیرون

بال های لامبدا شکل بارگزاری بیشتر از سایر نقاط بال خواهد بود. از همین رو ضریب برای محلی در این قسمت افزایش می یابد که در نهایت سبب شروع جدایش جریان در این ناحیه می شود. جریان جدا شده به صورت گردابه به سمت نوک بال حرکت کرده و سطوح کنترلی موجود در این ناحیه را تحت تاثیر خود قرار می دهد. این جدایش جریان در بال بیرونی سبب تغییر مکان مرکز فشار شده و آن را به جلو منتقل می کند که کاهش حاشیه استاتیکی هواپیما را نیز در پی دارد. این پدیده در زوایای کم تر از زاویه واماندگی هواپیما رخ می دهد. برای محدود کردن این اثر، عموماً از پیچش منفی در بال استفاده می شود [۲]. با عقب نگه داشتن مرکز آیرودینامیکی به وسیله ایجاد زاویه عقب گرد و استفاده از ایرفویل های منعکس کننده (Reflex Airfoil)، پایداری حول محور عرضی را ایجاد می نمایند [۳]. از کاربردهای نظامی و غیر نظامی این نوع پیکر بندی ها می توان به هواپیمای بمب افکن بی دو اسپریت (b-2) و پهباد ایکس-۴۵ سی (X-45C) و همچنین ایکس-۴۸ بی (X-48B) اشاره کرد که در مصارف غیر نظامی به دلیل کاهش مصرف سوخت گزینه مناسبی خواهند بود [۴]. در سال ۱۹۹۳ برنامه ای به هدف تحقیق و توسعه بر روی انواع افکتورهای (effector) معمولی و مبتکرانه برای هواپیماهای بدون دم در امریکا اجرا شد، که در آن تحلیل مفهومی بر روی انواع سطوح کنترل، مانده الوون (Elevon)، فلپ (Flap)، اسپلیت درگ (Split drag) و آل مووینگ وینگ تیپ (All Moving Wing Tip) انجام گردیده است [۵]. کنترل سمتی (Directional) در هواپیماهای بدون دم مانند بی-۲ با استفاده از سامانه اسپلیت درگ رادر انجام می شود. این سطح کنترلی بر روی لبه فرار در نوک بال واقع شده است. در ساختار این سامانه از دو صفحه بر روی هم استفاده شده است که به صورت متقارن و خلاف جهت هم بر روی یکی از بال ها باز شده و پسا یک بال را افزایش می دهد. این امر سبب ایجاد گشتاور گردش خواهد شد [۶]. در چندین پژوهش نیز سعی شده تا اثرات ثانویه استفاده از این سامانه را خنثی نمایند [۷]. استفاده از اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردش، گشتاور غلتشی و چرخشی نیز ایجاد می نماید. افزایش زاویه حمله سبب می شود صفحه پایینی اسپلیت، سطح مقابل به جریان بیشتری را نسبت به بالایی داشته باشد که این خود باعث ایجاد اختلاف پسا بین دو صفحه بالا و پایین اسپلیت می گردد. این اختلاف پسا منجر به ایجاد گشتاور غلتشی در زوایای بالا می شود [۸]. همچنین در یک آزمایش تجربی، هوبر (Huber) و همکاران نشان دادند که اثر ثانویه همگام شدن غلتشی و گردش می تواند متاثر از محل قرار گیری اسپلیت الوون نسبت به طول بال نیز

باشد [۹]. عموماً اسپلیت درگ‌ها به منظور تولید بیشترین گشتاور گردشی، در فاصله زیادتری نسبت به محور عمودی و در نوک بال‌ها نصب می‌گردند [۱۰].

اگر چه از اسپلیت درگ برای ایجاد گشتاورهای گردشی در هواپیمای بال‌پرنده استفاده شده است اما در هواپیمای بالا پرنده مورد نظر این اثر تایحال مورد بررسی قرار نگرفته است. هدف از این تحقیق بررسی اثرات افزایش زاویه حمله بر روی عملکرد اسپلیت درگ رادر بر روی این مدل می‌باشد. سامانه یاد شده بر روی یک پهپاد بال‌پرنده نصب گردیده است که در زوایای حمله ۰ و ۴ و ۸ و ۱۲ و در زوایای باز شونده اسپلیت ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه بررسی گردیده است، که برای هر کدام نمودارهای غلتشی و گردشی رسم می‌گردند. سرعت جریان هوا ۳۰ متر بر ثانیه و در فاز نشست و برخاست در نظر گرفته شده است، زیرا بیشترین تغییرات زاویه حمله در سرعت‌های پایین و در همین فاز صورت می‌گیرد.

در ایجاد سامانه اسپلیت درگ از پخ‌هایی با ابعاد ۲ میلی‌متر و فاصله‌ای با همین ابعاد از سطح بدنه در نظر گرفته شده است. این مسئله به نزدیک تر شدن شرایط شبیه‌سازی به واقعیت کمک می‌کند و همچنین تغییر زاویه صفحات اسپلیت در هنگام تولید هندسه برای شبیه‌سازی را تسهیل می‌نماید. در شکل ۲ نمایی از اسپلیت باز شده در زاویه ۳۰ درجه برای درگ بهتر کارکرد آن آورده شده است.



شکل ۲- اسپلیت درگ در زاویه ۳۰ درجه

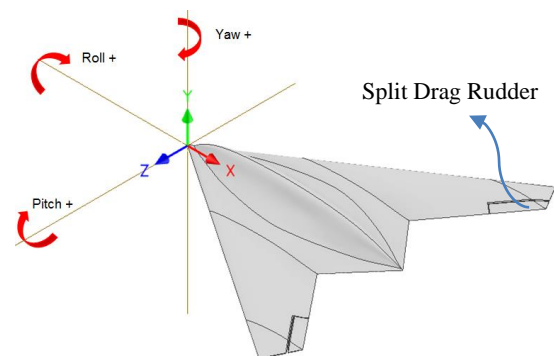
## ۲- معرفی هندسه پهپاد

مدل پهپاد مطالعه شده از نوع سوینگ با سطح مقطع NACA-66009 می‌باشد که با طول بال یک متر و زاویه عقب گرد ۵۶ درجه ای طراحی گردیده و برای کاهش سطح مقطع راداری نیز از شکستگی‌های کمتر بر روی سطح پهپاد استفاده شده است. سایر مشخصات پرنده در جدول ۱ قابل رویت می‌باشد و برای کسب اطلاعات بیشتر در مورد این مدل به مرجع شماره [۴] مراجعه شود. همچنین مشخصات ابعادی سامانه اسپلیت درگ نیز در جدول ۱ موجود می‌باشد. برای به دست آوردن ابعاد و محل جانمایی سامانه، از مقالات و مدل‌های مشابه در مراجع معتبر بهره برده شده است.

جدول ۱- مشخصات کلی هواپیما

مقدار	علامت	مشخصه
۰/۳۳۷۳ (m <sup>2</sup> )	S	مساحت بال
۰/۳۳۷۳ (m)	C	طول وتر متوسط
-۳ (deg)	$\theta$	زاویه پیش
۰/۰۴ (m)	MRP	محل گشتاور نسبت به دماغه هواپیما
۱۴۰ mm	L <sub>s</sub>	طول دهانه هر اسپلیت درگ
۴۰ mm	C	طول وتر اسپلیت درگ
±۳.۰°	$\delta$	زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ

شکل ۱ تصویر پهپاد به همراه سامانه اسپلیت درگ را نشان می‌دهد، که همچنین جهت مثبت گشتاورهای تولیدی بر روی محورهای رسم شده مشخص گردیده اند.

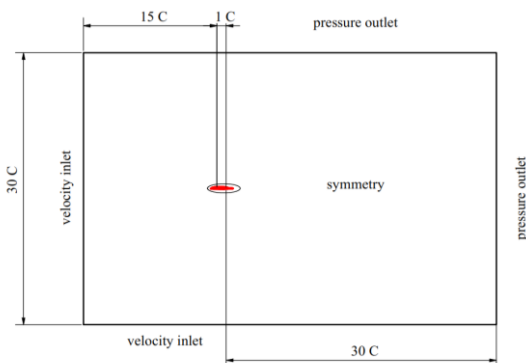


شکل ۱- نمای سه بعدی پهپاد و اسپلیت درگ

## ۳- شبیه‌سازی عددی

در مدل‌سازی آشفتگی از مدل کا امگا-اس-اس-تی استفاده شده است. این مدل با توجه به موارد کاربردی در صنعت هوافضا و خصوصیات این پژوهش مانند وجود گرادیان فشار معکوس و جدایش زیاد جریان بر روی مدل، مورد استفاده قرار گرفته است. رژیم جریان در این تحقیق مادن صوت بوده و تراکم ناپذیر فرض شده است.

محاسبات صورت پذیرفته به صورت مستقل از زمان بوده که در آن از معادلات مومنوم، پیوستگی و اسکالر با انجام گسسته‌سازی از روش حجم محدود استفاده می‌شود. شرط عدم لغزش بر کل سطح هواپیما اعمال گردیده و همچنین شرایط مرزی استفاده شده در شکل ۳ به تصویر کشیده شده است. در ورودی سرعت ۳۰ متر بر ثانیه که معادل عدد رینولدز ۶/۹×۱۰<sup>۵</sup> می‌باشد اعمال گردیده است. شدت آشفتگی نیز در ورودی مطابق با نتایج تجربی ۱ درصد قرار داده شده است. الگوریتم استفاده شده سیمپل - سی (Simple C) بوده که برای ارتباط بین معادلات یاد شده از یک روش نیمه ضمنی استفاده می‌کند. جهت گسسته‌سازی ترم‌های انرژی جنبشی، مومنوم و آشفتگی از طرح مرتبه دوم بالادستی (Second Order Upwind) و همچنین برای ترم فشاری نیز، از مرتبه دوم بهره برده شده است.



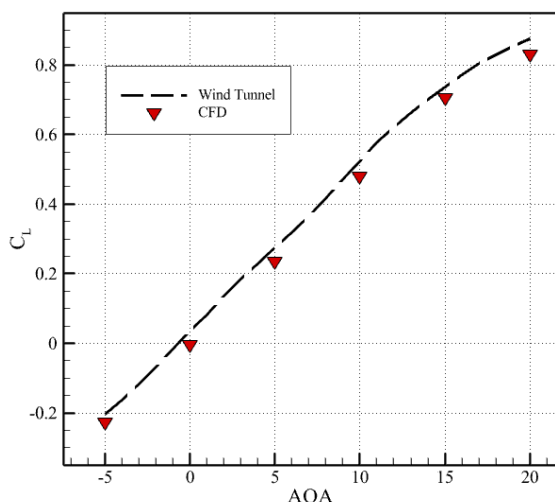
شکل ۳- ابعاد و شرایط مرزی دامنه حل

## ۴- شبکه بندی

ایجاد شبکه از طریق نرم افزار انسیس مشینگ (Ansys Meshing) صورت پذیرفته است. ساختار سلول‌های شبکه از نوع بی‌سازمان می‌باشد که به

## ۵- اعتبار سنجی

برای سنجش صحت نتایج به دست آمده از شبیه سازی عددی با مدل تجربی موجود در تونل بال رفرنس [۴]، ضریب برآ در این دو حالت به صورت یک نمودار در قالب شکل ۶ مقایسه شده اند. ملاحظه می گردد بیشترین خطای صورت گرفته ۴/۹ درصد است که در زوایای حمله بالا رخ داده است. این مقدار خطا در محدوده قابل قبولی قرار دارد. 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 می باشد.



شکل ۶- نمودار اعتبار سنجی ضریب برآ در دو حالت تجربی و عددی

## ۶- بحث و نتایج

در هواپیماهای بال پرنده برای کنترل سمتی نیاز به اختلاف نیرو در دو طرف بال هواپیما می باشد تا به وسیله آن دماغه به طرفین منحرف شود. سامانه اسپلیت درگ با ایجاد پسا در هر سمت بال نقش کنترلی را ایفا می نماید. این سامانه از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده است که با باز شدن خلاف جهت هم، پسای مورد نیاز برای تولید گشتاور گردشی را فراهم می کنند. در صورت متقارن بودن سطح مقطع بال و همچنین صفر بودن میزان زاویه حمله و پیچش بال، باز بودن دو سطح اسپلیت درگ به صورت قرینه نیروی های تولید شده از سمت پایین و بالا را خنثی کرده و فقط در جهت سمتی گشتاور تولید می نماید. در شرایط معمول در مدل های مختلف هواپیمای بال پرنده این پارامترها کمی متفاوت هستند از همین رو باز شدن اسپلیت ها امکان تولید گشتاور های دیگری را نیز دارند. یکی از پارامترهای موثر، زاویه حمله پروازی می باشد که سبب می گردد یکی از صفحات اسپلیت در معرض جریان بیشتری قرار گیرد که پسای بیشتر تولید و فشار بر روی آن را افزایش می دهد. این مسئله سبب ایجاد گشتاور غلتشی و چرخشی می شود. همچنین در بال های دارای زاویه عقب گرد وجود گردابه رأس بال باعث می شود کارایی سطوح کنترلی نوک بال تحت تاثیر قرار گیرد. در ادامه وابستگی این سامانه را به زاویه حمله بررسی می نمایم.

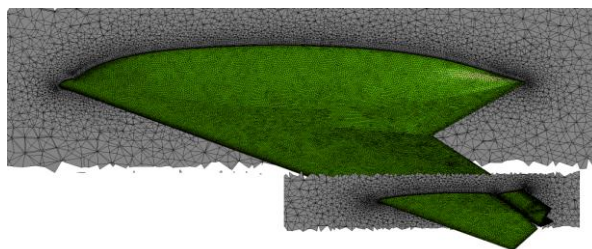
باز کردن صفحات سامانه اسپلیت درگ به صورت  $(\delta)$  ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه در زوایای حمله (۰ و ۴ و ۸ و ۱۲) انجام پذیرفته است. مطابق شکل ۲ این باز شوندهاگی به صورت قرینه در بالا و پایین سامانه صورت می گیرد. ابتدا میزان اثر پذیری سامانه نسبت به زاویه حمله برای ضریب گشتاور گردشی نشان داده شده است. در نمودار شکل ۷ ملاحظه می شود بازتر شدن زاویه سامانه اسپلیت منجر به افزایش ضریب گشتاور گردشی خواهد شد که این افزایش گشتاور در زوایای حمله مختلف متفاوت است، به گونه ای که

صورت هرمی و چند وجهی ایجاد گردیده اند. ابعاد سلول های شبکه با ضریب ریز شوندهاگی در اطراف مدل تولید شده اند به گونه ای که با نزدیک شدن به سطح مدل تعداد سلول ها بیشتر و ابعاد آنها کمتر شده است. لایه مرزی موجود بر روی سطح مدل دارای ۰/۳۴ میلی متر ارتفاع از سطح دیواره می باشد که عدد وای-پلاس (Y-plus) ۲۲ در زاویه حمله صفر درجه حاصل گردیده است. با بررسی های انجام شده از مقالات و مطالعات قبلی مانند مرجع [۱۱] بهره گیری از اعداد وای-پلاس بزرگ تر از ۱ نیز در مدل آشفتگی کا اومگا اس-اس-تی (K- $\omega$ -SST) نتایج بسیار دقیقی متناسب با آزمون های تجربی داشته است. به همین سبب برای کاهش حجم سلول های شبکه از مقدار عدد وای-پلاس ۲۲ در روند این پژوهش استفاده شده است. نمودار وای-پلاس برای زاویه حمله صفر درجه در شکل ۵ ترسیم شده است. همچنین برای اطمینان از مستقل بودن نتایج نسبت به تعداد سلول ها، استقلال از مش مطابق جدول شماره ۲ صورت پذیرفته است.

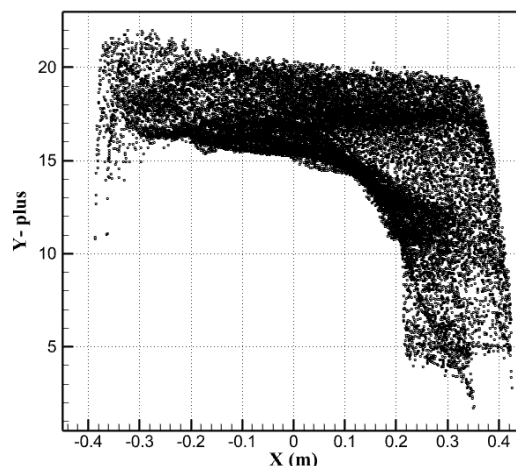
جدول ۲- استقلال از شبکه بر اساس ضریب پسا

شبهه	تعداد سلول ها	ضریب پسا
۱	۲۷۶۰۰۰۰	۰/۰۵۸۸
۲	۴۰۷۰۰۰۰	۰/۰۵۶۶
۳	۵۰۰۰۰۰۰	۰/۰۵۶۲
۴	۵۸۵۰۰۰۰	۰/۰۵۶۱
۵	۹۰۳۰۰۰۰	۰/۰۵۶۱
۶	۱۶۰۰۰۰۰۰	۰/۰۵۶۱

در شکل ۴ برای درک شبکه بندی اطراف مدل تصویر برش خورده دو قسمت از مدل قرار داده شده است.

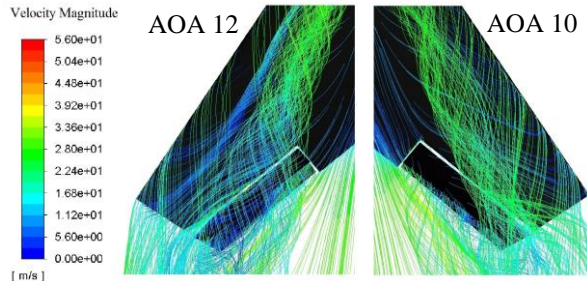


شکل ۴- نمای برش خورده شبکه موجود در اطراف و سطح مدل



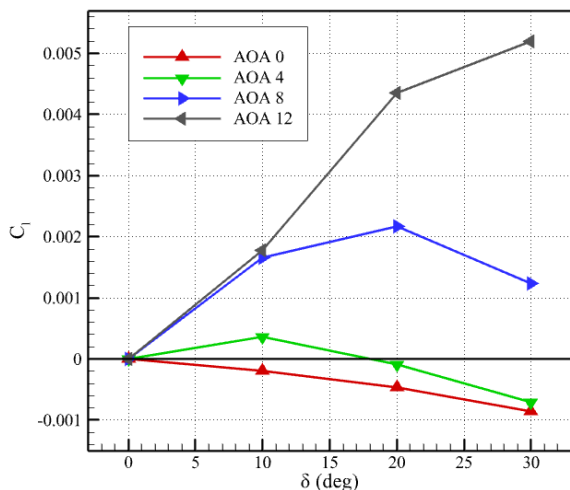
شکل ۵- نمودار توزیع عدد وای-پلاس بر روی مدل

در ادامه نمای نزدیک از محل قرار گیری گردابه بر روی سطوح اسپلیت درگ نشان می‌دهد که تغییر زاویه حمله چه میزان بر سطح پوشیده شده توسط گردابه اشغال خواهد شد. شکل ۹ تصویر راست مربوط به زاویه حمله ۱۰ درجه و سمت چپ مربوط به زاویه حمله ۱۲ درجه می‌باشد، در اینجا زاویه اسپلیت‌ها ثابت هستند.



شکل ۹- تصویر خطوط جریان بر حسب سرعت در دو زاویه حمله ۱۰ و ۱۲ درجه بر روی نوک بال

علاوه بر کاهش سطح مقطع مقابل به جریان در اثر افزایش زاویه حمله، گردابه‌های تشکیل شده به کاهش کارایی سامانه کمک کرده و از همین رو تغییرات در ضرایب به صورت غیر خطی رخ داده است. در مسائل یاد شده عمده اثر دیگری نیز بر این سامانه کنترلی تاثیر خواهد گذاشت که به غلتش اضافه منجر می‌گردد. کاهش فشار در اثر گردابه‌ها و جدایش جریان بر روی بال و همچنین افزایش سطح مقطع مقابل جریان در صفحه پایینی اسپلیت درگ سبب گردیده اختلاف فشار دو سطح اسپلیت افزایش یافته و سبب بروز گشتاور غلتشی گردد. در نمودار شکل ۱۰ میزان ضریب گشتاور غلتش بر حسب باز شوندهگی صفحات اسپلیت ( $\delta$ ) در زوایای حمله مختلف نمایش داده شده است.

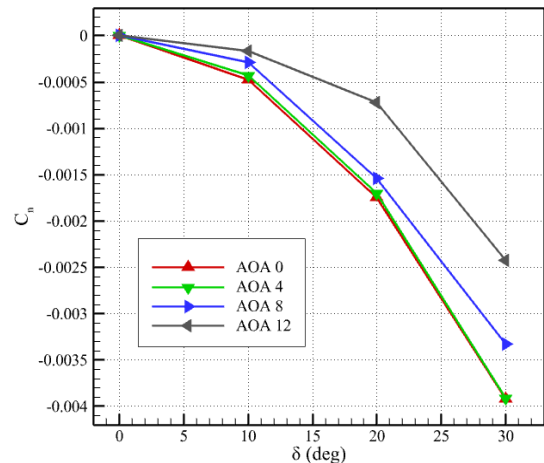


شکل ۱۰- ضریب گشتاور غلتشی نسبت به زاویه باز شوندهگی اسپلیت در زوایای حمله مختلف

با افزایش زاویه حمله میزان گشتاور غلتشی افزایش می‌یابد. در زاویه حمله صفر درجه باز شدن  $\delta$  سبب ایجاد غلتش منفی ( غلتشی به چپ ) خواهد شد. این امر به دلیل وجود زاویه پیش منفی ۳ در بال و اثر آن بر زاویه دو صفحه اسپلیت رخ می‌دهد. در زاویه حمله ۸ درجه مطابق کانتور شکل ۱۱، باز شدن  $\delta$  در یک زاویه حمله ثابت، سبب گردیده است بخش داخلی اسپلیت درگ فشار بیشتری را نسبت به دلتای ۲۰ داشته باشد از

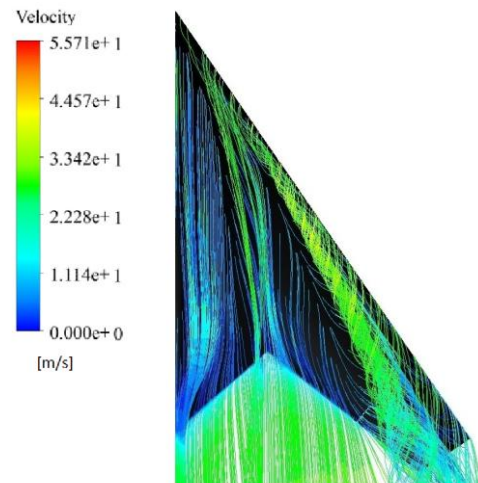
افزایش زاویه حمله به کاهش ضریب گردش منتهی می‌شود. با افزایش زاویه حمله، به سبب جدایش جریان و گردابه‌های تولید شده از راس بال، اثر پذیری صفحه بالایی اسپلیت کاهش یافته و سامانه در تولید گشتاور گردشی ضعیف تر عمل خواهد کرد.

مشاهده می‌شود بیشترین کاهش گشتاور گردشی در زاویه حمله ۱۲ درجه رخ داده است که عامل اصلی این پدیده قرار گیری گردابه‌های راس بال بر روی اسپلیت خواهد بود. این اثر در زوایای  $\delta$  کم تر، نامحسوس است که علت آن را می‌توان در وجود اختلاف ارتفاع عمودی صفحه اسپلیت از مرکز گردابه عنوان کرد.



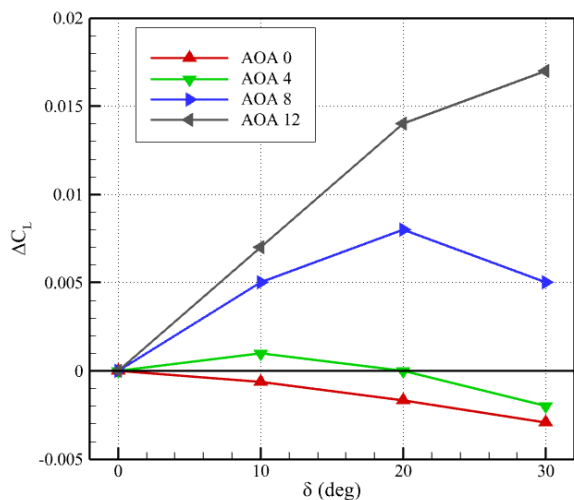
شکل ۷- نمودار ضریب گشتاور گردشی به زاویه اسپلیت در زوایای حمله مختلف

در تصویر شکل ۸ خطوط جریان بر اساس سرعت رنگ بندی شده اند که نشان می‌دهد گردابه راس بال سطح اسپلت درگ را به طور وسیعی پوشانده است. این گردابه از دو قسمت تشکیل شده است. گردابه اولیه و ثانویه، که گردابه اولیه با افزایش زاویه حمله به وجود خواهد آمد و سبب ایجاد جریان عرضی در امتداد بال می‌گردد. این مسئله کاهش فشار بر روی سطح بال را به همراه دارد. همچنین در این شرایط، به سبب فشار کم در قسمت گردابه، لایه مرزی از سطح جدا شده و سبب تشکیل گردابه ثانویه می‌گردد. گردابه در امتداد حرکت طولی خود به سمت نوک بال به مرور دچار فروپاشی می‌گردد که به دلیل وجود سطوح کنترلی در نوک بال، کارایی آنها را کاهش می‌دهد.



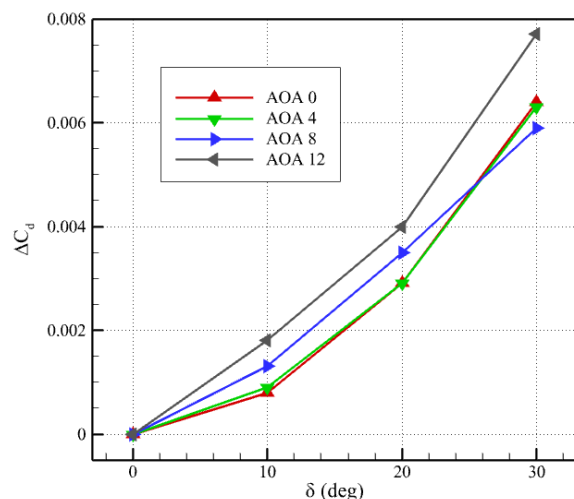
شکل ۸ خطوط جریان بر حسب سرعت در زاویه حمله ۱۲ درجه

در نهایت اثرات اشاره شده تا اینجا به واسطه تغییر در فشار دو سمت اسپلیت درگ پدیدار گردیده است که به دلیل متقارن نبودن محل اعمال این فشارها نسبت به محورهای هواپیما ضرایب گشتاورهای ایجاد شده بررسی گردیدند. در ادامه تغییرات ضرایب برآ و پسای ایجاد شده توسط سامانه را نیز بررسی می‌نماییم. شکل ۱۳ تغییرات ضریب برآ در شرایط مختلف آزمون نشان می‌دهد که بیشترین تشابه رفتاری را با ضریب غلتش شکل ۱۰ دارا می‌باشد. این تشابه بیان می‌کند تغییرات ضریب برآ بر روی سطوح کنترلی اسپلیت درگ بیشترین اثر خود را بر ضریب غلتش و در نهایت بعد از آن بر روی چرخش اعمال می‌کند.



شکل ۱۳- تغییرات ضریب برآ سامانه نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت در زوایای حمله مختلف

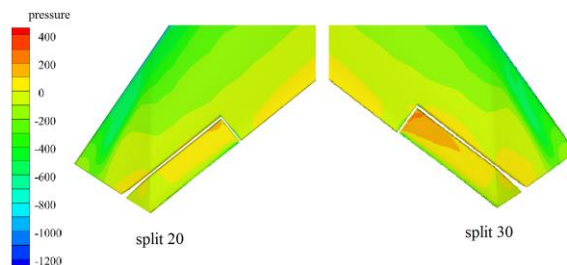
همچنین در بررسی نمودار میزان ضریب پسای کل سامانه اسپلیت درگ (شکل ۱۴)، بیشترین تطابق با ضریب گردش دیده می‌شود که به دلیل نقطه اثر اعمال نیروی پسا، حول محور عمودی هواپیما رخ می‌دهد و کمترین تأثیر را بر سایر گشتاورها خواهد داشت.



شکل ۱۴- تغییرات ضریب پسا سامانه نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت در زوایای حمله مختلف

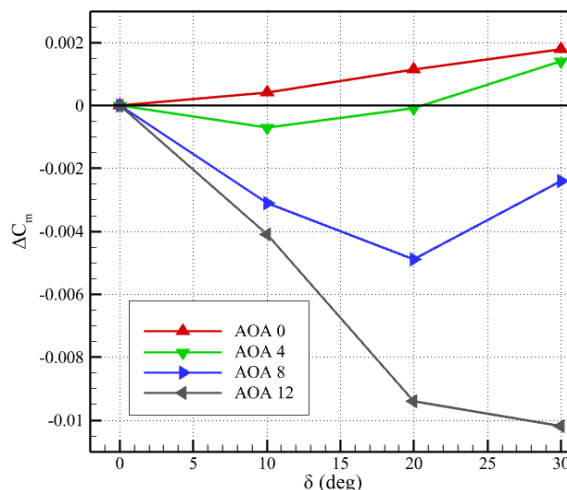
همانطور که در نمودار ضریب گردش توضیح داده شد افزایش زاویه حمله سبب کاهش ضریب گردش می‌شود از طرفی در نمودار ۱۴ میزان ضریب پسا با افزایش زاویه حمله زیاد شده است که نتیجه می‌شود، مقداری

همین رو این قسمت از سامانه نقش کاهنده ضریب غلتش را در نمودار شکل ۱۰ ایفا کرده است. این قسمت خارج از محدوده گردابه‌ها بوده و از همین جهت زیاد شدن زاویه δ به آن کمک کرده تا در دلتای ۲۰ به بعد کاهشی رفتار کند اما در زاویه حمله ۱۲ درجه به دلیل پوشیده شدن سطح غالب اسپلیت درگ این اتفاق کمتر به چشم می‌خورد.



شکل ۱۱ کانتور فشار در زاویه حمله ۸ درجه بر روی سطح بالایی اسپلیت درگ در دلتاهای ۲۰ و ۳۰ درجه

در ادامه روند بررسی اثرات زاویه حمله بر روی ضرایب آیرودینامیک سامانه اسپلیت درگ به تغییرات ضریب چرخش می‌پردازیم. نمودار شکل ۱۲ میزان تغییرات گشتاور چرخشی برای تمام زوایای حمله بررسی شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود در دلتاهای مختلف برای زوایای حمله ۰ درجه میزان گشتاور در جهت مثبت و بالا بردن دماغه عمل می‌نماید. وجود زاویه پیچش سبب شده است صفحه بالایی اسپلیت مطابق مطالب اشاره شده در مورد زاویه پیچش، به مقدار ۳ درجه سطح بالایی نسبت به سطح پایینی در مقابل جریان هوا قرار گیرد و چون جدایش محسوسی در این زوایا رخ نداده است سطح بالایی فشار بیشتر و در نتیجه گشتاور روبه بالا در کل هواپیما اعمال کرده است. در زوایای حمله بالاتر مانند ۸ و ۱۲ درجه، کارایی صفحه بالایی در δ های باز تر، کاسته شده است که به صورت گشتاور منفی (دماغه پایین) قابل مشاهده است. این پدیده نشان از کاهش فشار بر روی صفحه اسپلیت درگ دارد که به دلیل قرار گیری کامل سامانه در گردابه و جریان آشفته روی بال رخ داده است. البته به مانند توضیحات شرح داده شده در قسمت ضریب غلتش، در دلتای ۳۰ درجه سطح داخلی اسپلیت توانسته بخشی از فشار از دست رفته را جبران نماید (شکل ۱۱) که در اینجا با تغییر روند در نمودار شکل ۱۲ برای دلتای بعد از ۲۰ ظاهر گردیده است.



شکل ۱۲- تغییرات ضریب گشتاور چرخشی نسبت به زاویه بازشوندگی اسپلیت در زوایای حمله مختلف

- [3] P. Marqués, "Flight stability and control of tailless lambda unmanned aircraft," *Int. J. Unmanned Syst. Eng.*, vol. 1, no. 2, p. 1, 2013.
- [4] M. Tomac and G. Stenfelt, "Predictions of stability and control for a flying wing," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 39, pp. 179–186, 2014.
- [5] Z. J. Li and D. L. Ma, "Control characteristics analysis of split-drag-rudder," in *Applied Mechanics and Materials*, 2014, vol. 472, pp. 185–190.
- [6] G. Stenfelt and U. Ringertz, "Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration," *J. Aircr.*, vol. 46, no. 6, pp. 2161–2164, 2009.
- [7] T. Yue, X. Zhang, L. Wang, and J. Ai, "Flight dynamic modeling and control for a telescopic wing morphing aircraft via asymmetric wing morphing," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 70, pp. 328–338, 2017.
- [8] 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*, 2014, vol. 643, pp. 54–59.
- [9] T. R. Shearwood, M. R. A. Nabawy, W. J. Crowther, and C. Warsop, "A Novel Control Allocation Method for Yaw Control of Tailless Aircraft," *Aerospace*, vol. 7, no. 10, p. 150, 2020.
- [10] F. Mohamad, W. Wisnoe, R. E. M. Nasir, K. I. Sainan, and N. Jenal, "Yaw stability analysis for UiTM's BWB baseline-II UAV E-4," in *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vol. 393, pp. 323–328.
- [11] R. K. Kelayeh and M. H. Djavarehshkian, "Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 34, no. 2, pp. 201–216, 2021.

از نیروی پسای تولیدی تلف شده و به پسای کلی هواپیما می‌افزاید از همین رو راندمان این سامانه در زوایای حمله بالاتر کاهش می‌یابد.

#### ۷- نتیجه گیری

- ۱- افزایش زاویه حمله پروازی سبب تشکیل گردابه از رأس بال شده که محل قرار گیری امتداد آن با تغییر در زاویه حمله جابه جا می‌شود.
- ۲- باز شدن قرینه زاویه بین دو صفحه اسپلیت درگ باعث ایجاد گشتاور غلتشی مزاحم خواهد شد که این پدیده به تغییر زاویه حمله و میزان پیچش بال ارتباط دارد.
- ۳- افزایش زاویه حمله میزان ضریب گشتاور گردش را کاهش می‌دهد و در ازای آن به ضریب پسای هواپیما می‌افزاید که نشان از کاهش راندمان سامانه دارد.
- ۴- باز شدن دو صفحه اسپلیت، مقدار گشتاور گردشی را به صورت غیر خطی افزایش می‌دهد.
- ۵- تغییرات ضریب برآ در سامانه اسپلیت درگ به طور مستقیم بیشترین تاثیر را بر گشتاور غلتشی اعمال می‌نماید.

#### ۸- مراجع

- [1] M. Paul and M. Rein, "Transonic numerical and experimental evaluation of unconventional lambda wing control surfaces," *J. Aircr.*, vol. 54, no. 3, pp. 1139–1149, 2017.
- [۲] د. منشادی، ا. بیگی، بزاززاده، وزیری و م. علی، "بررسی تجربی ضرایب آیرودینامیکی یک نمونه هواپیمای بال پرنده لامبدا شکل با تغییر زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال،" *مهندسی مکانیک مدرس*، جلد ۱۶، شماره ۵، ص 303–311، ۲۰۱۶.