

شبیه سازی عددی محل قرار گیری سامانه اسپلیت درگ رادر در طول بال یک پهپاد بال پرند

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

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، afshin.madani@mail.um.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، mohammadhossein.moghimiesfandabadi@mail.um.ac.ir

۳- استاد تمام، دانشگاه فردوسی مشهد، javareshkian@um.ac.ir

چکیده

در این تحقیق با استفاده از روش شبیه سازی عددی به بررسی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول دهانه بال پهپاد و اثر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی پرداخته می شود. این سامانه کنترلی از دو صفحه بر روی هم تشکیل شده است که با باز شدن آن، پسای فشاری در یک بال را ایجاد می نماید. این سامانه برای ایجاد گشتاور گردشی در هواپیماهای بال پرند مورد استفاده قرار می گیرد. هواپیماهای بال پرند به دلیل وجود زاویه عقب گرد در بال ها 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 سامانه کنترلی اسپلیت درگ، از دیدگاه استاتیکی، نیاز است تا صفحات متحرک اسپلیت درگ در انتهای بال (نوک بال) نصب گردند، زیرا بیشترین بازوی گشتاوری در این قسمت خواهد بود که سبب تولید بیشترین گشتاور گردشی می گردد؛ اما از نظر آیرودینامیکی قرارگیری صفحات سطوح کنترلی در این محدوده به دلیل وجود گردابه رأس بال و گردابه های نوک بال، همواره دارای معایبی می باشد. از این رو در اینجا سعی شده است سامانه اسپلیت درگ را در ۳ زاویه باز شونده مختلف در ۳ موقعیت طولی نسبت به نوک بال قرار داده و گشتاورهای حاصله را در زوایای حمله مختلف از ۰ تا ۱۲ درجه بررسی نماییم. افزایش ضریب گشتاور گردشی و کاهش ضریب گشتاور غلتشی هدف این پژوهش عنوان می شود.

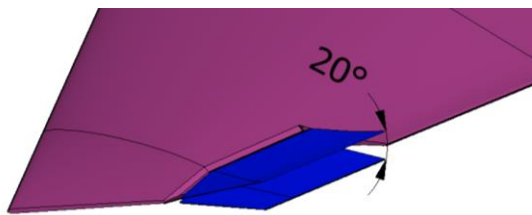
واژه های کلیدی: پهپاد بال پرند- اسپلیت درگ رادر- بهینه یابی- شبیه سازی عددی- ضرایب آیرودینامیکی- گردابه

۱- مقدمه

در سال های اخیر، مزایای قابل توجه پیکربندی بال پرند، موجب رشد تحقیقات صورت گرفته در این حوزه شده است [۱]. ایده ی بال پرند در اوایل قرن بیستم میلادی توسط فردی به نام جان دلبیودان مطرح شد. این طراح انگلیسی اولین هواپیمای بال پرند را به نام D-8 در سال ۱۹۱۱ معرفی کرد. در این هواپیما از بال با زاویه عقب گرد بالا استفاده شده بود [۲]. امروزه هواپیماهای بال پرند مدرن با پیکربندی بال و بدنه یکپارچه طراحی می شوند که از مزایای بسیاری همچون بهبود نسبت ضریب برآ به پسا برخوردار هستند که این باعث افزایش برد و مداومت پروازی می شود [۳]. لی و همکاران با مطالعه پایداری عرضی و سمتی یک نمونه هواپیمای بال پرند اظهار داشته اند این گونه هواپیماها به دلیل شکل ساده تر و همچنین وجود برتری آیرودینامیکی و سازه ای، گزینه مناسبی برای به کارگیری این نوع هواپیماها در مصارف نظامی و غیرنظامی هستند [۴]. با توجه به یکپارچگی ساختار هندسی در پیکربندی مذکور، کل بدنه هواپیما در تولید نیروی برآ سهم خواهد داشت، این موضوع موجب افزایش بازده آیرودینامیکی خواهد شد [۵]. اما همان طور که یک سامانه و یا پیکربندی مزایایی دارد، در

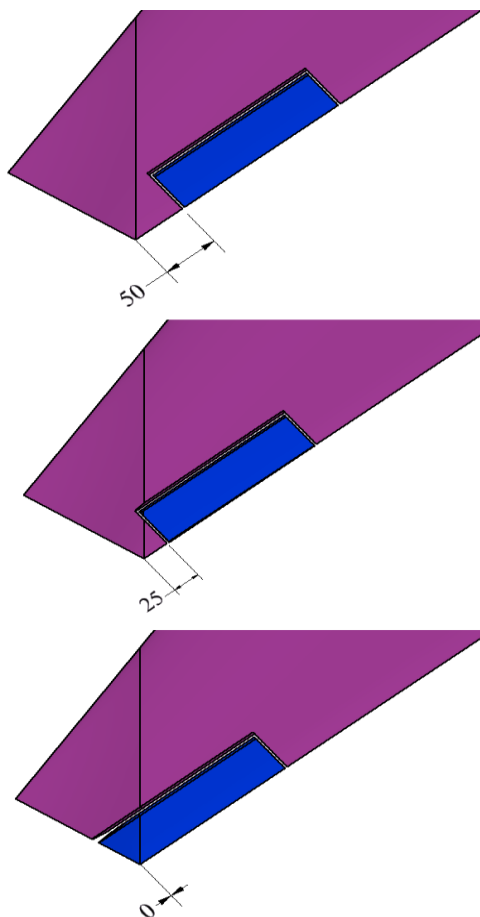
مقابل معایبی را نیز دارا می باشد که از جمله مهم ترین آن ها می توان به بال با زاویه عقب گرد نسبتاً بالا در هواپیمای بال پرند اشاره کرد؛ این مسئله سبب گردیده تا معایب بال های متمایل به عقب، شامل حال این پیکربندی نیز گردد. از مهم ترین معایب بال های با زاویه عقب گرد، شروع جدایش جریان از نواحی خارجی و نوک بال عنوان کرد که اثر منفی بر روی سطوح کنترلی قرار گرفته در این محدوده خواهد گذاشت [۶]. در هواپیماهای بال پرند سامانه ها و روش های مختلفی برای افزایش عملکرد و کنترل این نوع هواپیما به کار گرفته شده است. برخی از سامانه های استفاده شده بر روی این نوع پیکربندی ها عبارتند از الوون (Elevon)، برآزهای لبه حمله (Leading Edge Flaps) و همچنین سامانه های نوآور مانند اسپلیت درگ رادر (Rudder split-drag)، آل مووینگ وینگ تیپ (Wing Tip deflector slot Spoiler) و اسپویلر اسلات دفلکتورها (deflector slot Spoiler) می باشد [۷]. لوچرت و همکاران چندین مدل از سامانه های وینگ تیپ دیویایزر را در نوک بال نوعی هواپیمای بال پرند ایجاد کردند که با استفاده از روش های عددی CFD به آزمایش آن ها پرداختند. سامانه تاشو در نوک بال و سامانه اسپویلر (Spoiler)، هر دو اثر قابل ملاحظه ای را بر روی غلتش ایجاد کردند [۸]. سامانه اسپلیت درگ برخلاف سکان های عمودی در هواپیماهای دارای دم عمودی از راندمان کمتری در انحرافات باز شونده کم برخوردار هستند. همچنین اثر آن ها بر گشتاور گردشی به صورت غیرخطی اعمال می شود. مطابق نتایج حاصله از آزمایش راجپوت و همکاران، ژانگ نیز به صورت تجربی اثرات باز شونده اسپلیت درگ را در اعداد ماخ مختلف بر روی یک هواپیمای بال پرند بررسی کرد. در این آزمایش نیز با انحرافات صفحات اسپلیت، مقدار زیادی گشتاور گردشی تولید شده و در کنار آن نیز مقدار کمی تغییر در نیروی برآ، گشتاور چرخش و غلتش اندازه گیری شدند [۹]. ژانگ و همکاران به طور تجربی اثرات انحراف اسپلیت درگ را بر روی یک هواپیمای بال پرند در اعداد ماخ مختلف و انحراف اسپلیت های متفاوت بررسی کردند. نتایج آن ها نشان می داد که انحراف اسپلیت درگ مقدار قابل توجهی گشتاور گردش ایجاد کرده و در مقابل مقدار کمی تغییر در برآ، نیروی جانبی، و گشتاور چرخش همراه با غلتش ایجاد می کند. عموماً اسپلیت درگ ها به منظور دستیابی به طولانی ترین بازوی گشتاور در نوک بال ها نصب می شوند [۱۰]. در هواپیمای بمب افکن بی-دو جهت کنترل سمتی 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 به صورت خلاف جهت هم به سمت بالا و پایین منحرف می شود و با ایجاد پسا در یک بال گشتاور گردشی را تولید می کند [۱۱].

همان طور که اشاره شد، محل قرارگیری این سطوح کنترلی نقش مهمی در کنترل پهپاد خواهد داشت. در این تحقیق با استفاده از روش شبیه سازی



شکل ۲- اسپلیت درگ با زاویه‌ی بازشوندگی ۲۰ درجه

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



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

۳- معادلات حاکم و روش حل

عددی به بررسی محل قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ در طول بال پهپاد و اثر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی پرداخته می‌شود.

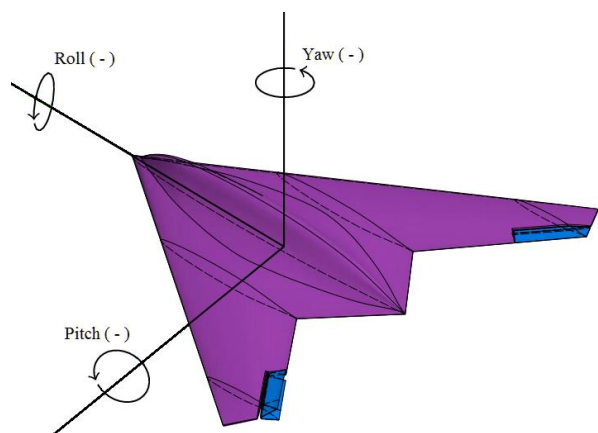
۲- معرفی هندسه پهپاد

پهپاد موجود در این تحقیق سوینگ نام دارد، که یک پهپاد بال‌پرنده به طول بال یک متر و سطح مقطع ناکا-۶۶۰۰۹ می‌باشد و با زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای طراحی شده است. در بال این پهپاد، زاویه پیچش منفی ۳ درجه‌ای برای ایجاد پایداری و جلوگیری از جدایش جریان در نوک بال استفاده شده است. سایر مشخصات این پهپاد و سامانه اسپلیت درگ در جدول ۱ موجود است.

جدول ۱- مشخصات پهپاد و سامانه کنترلی اسپلیت درگ

مقدار	علامت	مشخصه
۳۳۷۳۰۰ (mm)	\bar{C}	طول وتر متوسط
۴۳۹ (mm)	MRP ¹	محل اندازه‌گیری گشتاورها نسبت به دماغه
۱۴۰ (mm)	L _S	طول دهانه اسپلیت درگ یک بال
۴۰ (mm)	C _S	طول وتر اسپلیت درگ
±۹۳۰	δ _S	حداکثر زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ

شکل ۱ تصویر پهپاد به همراه سامانه اسپلیت درگ را نشان می‌دهد. همچنین جهت منفی گشتاورهای تولیدی بر روی محورهای رسم شده است.



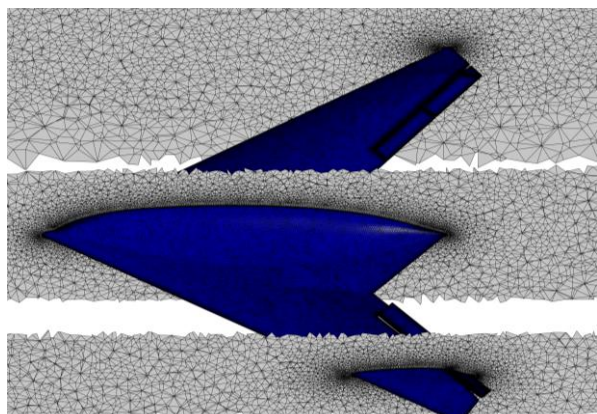
شکل ۱- تصویر سه بعدی پهپاد سوینگ همراه با علامت منفی جهت

گشتاورها حول سه محور اصلی هواپیما

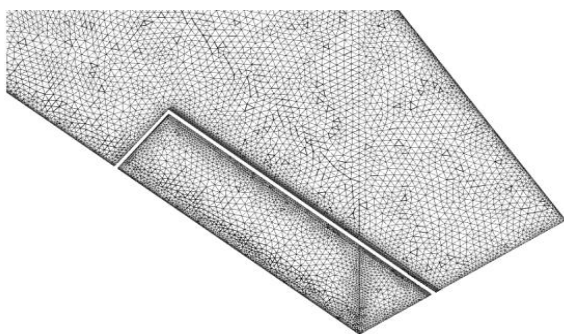
با بررسی ابعادی چندین مدل هواپیمای بال‌پرنده مشابه، نسبت ابعاد سامانه اسپلیت درگ به صورت بی‌بعد به دست آمده است.

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. این فاصله همچنین 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.

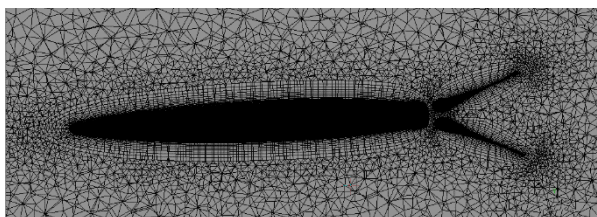
برای تولید شبکه از نرم افزار انسیس - مشینگ ۲۰۱۵ استفاده شده است. المان‌های ایجاد شده از نوع بی‌سازمان و به شکل چهاروجهی، هرمی و منشوری انتخاب شده‌اند. با نزدیک شدن به سطح مدل و گوشه‌های هندسه پهناد، اندازه شبکه‌ها با ضریب ثابتی ریز تر گردیده‌اند. شکل‌های ۵ و ۶ نشانگر آن است. همچنین بر روی سطح مدل نیز شبکه لایه‌مرزی ایجاد شده است. شبکه لایه‌مرزی از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین لایه به اندازه ۰/۰۰۱ برابر طول وتر متوسط بال بر روی کل سطح هواپیما قرار گرفته است. این ارتفاع سبب گردیده است عدد بی‌بعد وای-پلاس در زاویه حمله صفر درجه در محدوده عدد ۲۲ به دست آید. که با مطالعات صورت پذیرفته از مراجع معتبر، مانند [۱۲] استفاده از عدد وای-پلاس بیشتر از یک نیز در آزمایشات مشابه با مدل آشفنگی کا-اومگا اس اس تی صورت پذیرفته و نتایج آن مورد تأیید بوده است. در شکل ۷ تصاویری از شبکه ایجاد شده بر روی مقطعی از بال مدل و سامانه اسپلیت درگ نشان داده شده است.



شکل ۵- شبکه در سه مقطع برش خورده از پهناد



شکل ۶-نمایی نزدیک از شبکه‌بندی سطح بال و سامانه اسپلیت درگ

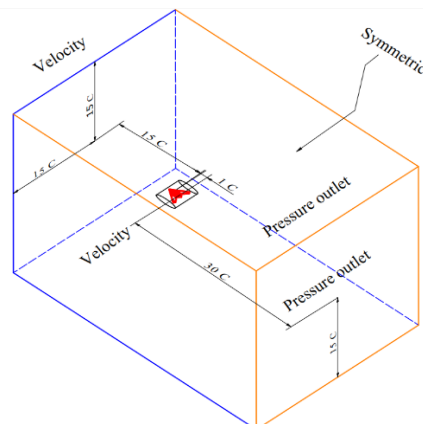


شکل ۷- صفحه برش خورده از شبکه اطراف سامانه کنترلی اسپلیت درگ و شبکه لایه‌مرزی حول آن

در مدل‌سازی آشفنگی 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 مادون 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 گسسته سازی از روش حجم محدود استفاده می‌شود. شرط عدم لغزش بر کل سطح هواپیما اعمال گردیده و همچنین شرایط مرزی استفاده شده در شکل ۴ به تصویر کشیده شده است. در ورودی سرعت ۳۰ متر بر ثانیه که معادل عدد رینولدز 1.05×10^6 می‌باشد، اعمال گردیده است. شدت آشفنگی 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. برای گسسته سازی ترم‌های انرژی جنبشی، مومنوم و آشفنگی از طرح مرتبه دوم بالادستی (second Order Opwind) و برای ترم فشار نیز، از مرتبه دوم استفاده شده است.

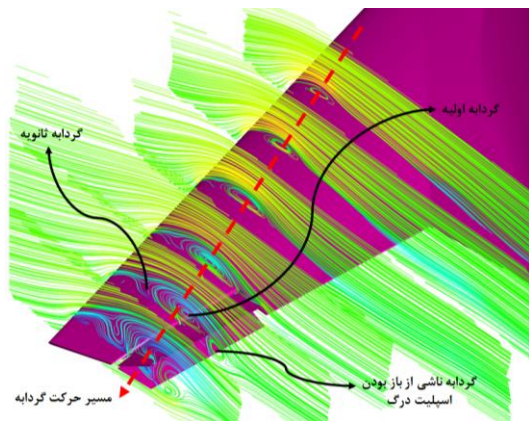
۴- دامنه حل

فرم دامنه حل، مکعبی در ابعاد ۴۵-۳۰-۳۰ برابر وتر متوسط بال پهناد می‌باشد که در داخل آن از حجم بیضوی شکلی برای ریزتر شدن شبکه استفاده شده است. کل هواپیما به صورت کامل در دامنه حل قرار گرفته است، زیرا برای محاسبه گشتاور گردشی و همچنین باز بودن نامتقارن سامانه‌های کنترلی تولید پسا بر روی یکی از بال‌ها، نیاز به مدل شدن کل هندسه خواهد بود. به دلیل تراکم ناپذیر بودن جریان هوا در این تحقیق، در شرط مرزی ورودی سرعت ورودی در نظر گرفته شده است. در مرز خروجی دامنه حل نیز حل نیز برای تخلیه جریان، از شرط فشار خروجی استفاده شده است. همچنین در دو طرف سطح دامنه نیز شرط تقارنی در نظر گرفته شده است. بر روی سطح مدل نیز شرط دیوار اعمال گردیده است. این سطح همراه با شرط عدم لغزش می‌باشد. شکل ۴ دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی بر روی سطوح دامنه را نشان داده شده است. 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



شکل ۹- خطوط جریان در مقاطع برش خورده از گردابه رأس بال در زاویه حمله ۱۲ درجه

سامانه‌های کنترلی واقع در نوک بال‌های با عقب‌گرد بالا همواره با این پدیده درگیر است. 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. جابه‌جایی سامانه کنترلی در طول بال نیز می‌دوند به کاهش درگیری این سامانه با گردابه رأس بال نیز مورد بررسی قرار گیرد. ناگفته نماند، تغییر محل طولی هر یک از سامانه‌های کنترلی منجر به تغییر در طول بازوی اعمالی این سامانه‌ها شود از این رو این مسئله نیز می‌بایست در نظر گرفته شود.

سامانه اسپلیت درگ را 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 می‌نمایم. هدف از این کار مشخص کردن اثرات گردابه‌های تولیدی در نوک

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

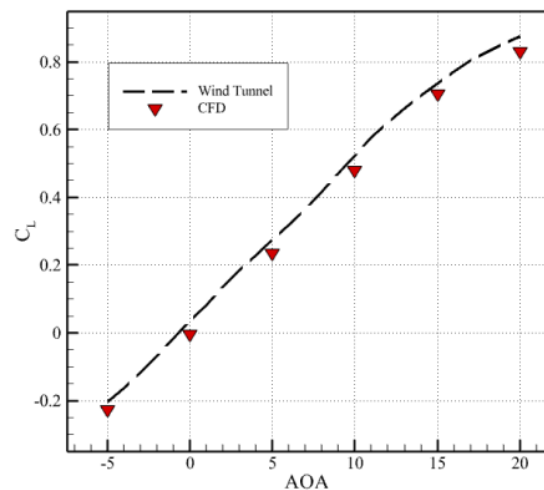
در نهایت برای بررسی عدم وابستگی نتایج به دست آمده در این شبیه‌سازی به تعداد سلول‌های شبکه مورد استفاده، استقلال از شبکه نسبت به ضریب پسا محاسبه شده است. به این منظور تعداد سلول‌ها را در طی ۵ مرحله افزایش داده تا بتوان در زاویه حمله ۱۰ درجه ضرایب پسا به‌دست‌آمده را با یکدیگر مقایسه نماییم. در جدول ۲ استقلال 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	۲۹۰۰۰۰
۰.۰۵۶۶	۴۱۲۰۰۰
۰.۰۵۶۲	۵۸۵۰۰۰
۰.۰۵۶۱	۱۰۰۰۰۰۰
۰.۰۵۶۱	۱۵۰۰۰۰۰

۶- اعتبارسنجی

برای سنجش صحت نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با مدل تجربی موجود در تونل باد مرجع [۱۳] ضریب برآ در این دو حالت به صورت یک نمودار در قالب شکل ۸ مقایسه شده‌اند. ملاحظه می‌گردد 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 تولیدشده در این پژوهش با هواپیمای اصلی قرار گرفته در تونل باد می‌باشد.

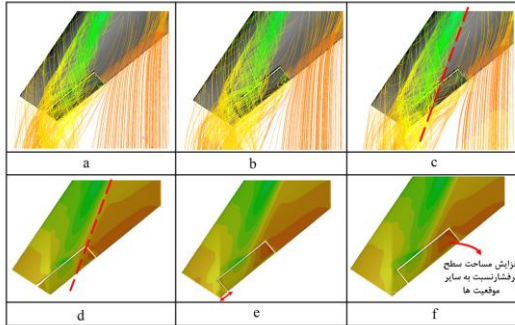


شکل ۸- نمودار اعتبارسنجی ضریب برآ در دو حالت تجربی و عددی

۷- بحث و نتایج

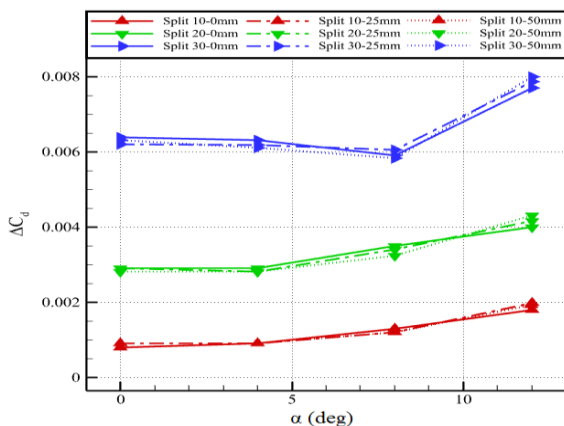
در بال‌های با زاویه عقب‌گرد بالا، در زوایای حمله بالا جریان در لبه حمله بال جدا شده که به سبب وجود جریان عرضی در امتداد بال این جریان جدا شده به شکل مخروطی از جریان چرخشی به سمت نوک بال حرکت می‌کند. این جریان گردابه‌ای را با نام گردابه رأس بال نام‌گذاری می‌کنند. گردابه مذکور به دو بخش اصلی با نام‌های گردابه اولیه و ثانویه معرفی می‌شوند. در تصویر شکل ۹ مقاطع برش خورده عمود بر مسیر حرکت این گردابه بر روی بال نمایش داده شده است.

علاوه بر گردابه‌های نوک و رأس بال، زاویه بازشوندگی اسپلیت درگ و نفوذ آن در گردابه نیز اثراتی را بر روی ضریب غلتش در این سه حالت ایجاد کرده است. در تصویر شکل ۱۲ خطوط جریان و کانتور ضریب فشار قرار گرفته بر روی هر سه حالت جابه‌جایی سامانه اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه نشان داده شده است.



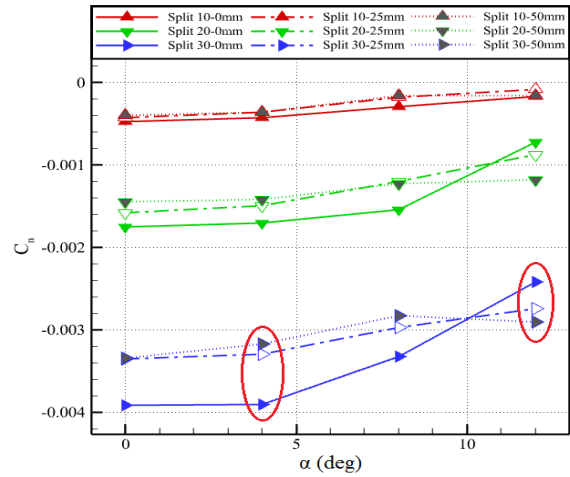
شکل ۱۲- نما از بالای خطوط جریان گذرنده از سامانه اسپلیت درگ در بازشوندگی ۲۰ و زاویه حمله ۱۲ درجه در سه محل قرارگیری مختلف نسبت به نوک بال

در نمودار شکل ۱۳ قرارگیری اسپلیت درگ در نوک بال سبب کاهش نامحسوس ضریب پسا شده است. به‌طور کلی تغییر موقعیت طولی قرارگیری سامانه کنترلی اسپلیت درگ بر روی بال، اثر ناچیزی را بر روی میزان پسای تولیدی گذاشته است. از این مقایسه می‌توان نتیجه گرفت که انتقال صفحات سامانه به سمت ریشه بال اثرگذاری آن را کاهش داده زیرا به موازات تولید 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 می‌باشد. همان‌طور که در کانتور شکل ۱۲ نشان داده شد، حرکت صفحات اسپلیت درگ به سمت ریشه بال، سبب افزایش فشار جزئی بر روی صفحه بالایی سامانه گردیده است که به این خاطر در زاویه حمله ۱۲ درجه در نمودار شکل ۱۳ به میزان بسیار کمی پسا برای حالت ۵۰ میلی‌متری افزایش یافته است.



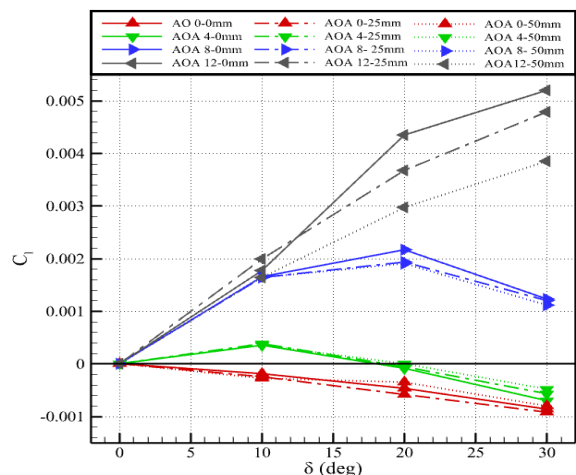
شکل ۱۳- نمودار ضریب پسا ناشی از وجود سامانه‌ها، برحسب زاویه حمله پروازی برای حالات بازشوندگی مختلف در سه موقعیت قرارگیری نسبت به نوک بال

اثر منفی در بحث کنترل پهباد داشته باشد. در ادامه به بررسی ضریب گشتاور غلتشی در جابه‌جایی طولی سامانه اسپلیت درگ پرداخته شده است.



شکل ۱۰- نمودار ضریب گشتاور گردشی نسبت زاویه حمله برای محل‌های مختلف قرارگیری اسپلیت درگ در طول بال

در نمودار شکل ۱۱ مشاهده می‌شود در تمام نقاط اندازه‌گیری شده، اسپلیت درگ قرار گرفته در ۵۰ میلی‌متری نوک بال، دارای گشتاور غلتشی کمتری نسبت به موقعیت ۲۵ و ۰ میلی‌متری است. علت آن را می‌توان به خارج شدن بخش بیشتری از صفحه بالایی اسپلیت درگ از گردابه رأس بال عنوان کرد زیرا این مسئله منجر به کاهش اختلاف فشار صفحه بالایی و زیرین اسپلیت درگ در زاویه حمله ۱۲ درجه شده است؛ اما در سایر زوایای حمله اثر جابه‌جایی سامانه در طول بال نامحسوس بوده و این میزان کاهش در گشتاور غلتشی مربوط به کاهش طول بازوی گشتاوری و کاهش اثرات گردابه‌های نوک بال بوده است. این نکته می‌تواند امتیاز مثبتی برای قرار دادن این سطوح بافاصله کمی از نوک بال در محدوده ۵ درصد از طول بال باشد.



شکل ۱۱- نمودار ضریب گشتاور غلتشی نسبت به میزان بازشوندگی اسپلیت درگ در زوایای حمله مختلف

- [6] BRETT J., OOI, A., "Effect of Sweep Angle on the Vortical Flow over Delta Wings at an Angle of Attack of 10", Journal of Engineering Science and Technology, vol. 9, 81-768, 2014.
- [7] Li, Z. J., and Ma, D. L. "Control characteristics analysis of split-drag-rudder", Appl. Mech. Mater. Vol. 472, pp. 185-190, 2014.
- [8] 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.
- [9] 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. Syst. Struct. Vol. 29, No. 6, pp. 1038-1049, 2018.
- [10] 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.
- [11] Stenfelt, G., and Ringertz, U. "Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration", J Aircr. Vol. 46, No. 6, pp. 2161-2164, 2009.
- [12] R. K. Kelayeh and M. H. Djavareshkian, Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing, *Chinese Journal of Aeronautics*, Elsevier, pp. 201-216, , 2021.
- [13] Tomac M., Stenfelt, G., "Predictions of stability and control for a flying wing", Aerospace Science and Technology, vol. 39, 86-179, 2014.

۷- نتیجه گیری

با تغییر در محل قرارگیری طولی سامانه اسپلیت درگ هرچه به سمت ریشه حرکت کنیم به دلیل کاهش طول بازو، میزان گشتاور گردشی کاهش یافته است، 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 کرده است. میزان تغییرات در گشتاور گردشی برای اسپلیت‌های ۲۰ و ۳۰ درجه، برحسب زاویه حمله برای سامانه‌های واقع در نوک بال، زیادتر از سامانه‌های قرارگرفته در سمت ریشه بال (۵ درصدی طول بال) است. از نظر تولید غلتش اضافه، اسپلیت درگ نصب‌شده در نوک بال نسبت به اسپلیت درگ قرارگرفته در ۵ درصدی طول بال، از گشتاور غلتشی مزاحم بیشتری برخوردار است که این مسئله در زوایای بالاتر و دلتاهای باز تر مشهود است.

۸- مراجع

- [1] Gursul, I., Gordnier, R. and Visbal, M., "Unsteady Aerodynamics of Non-slender Delta Wings.
- [2] H. Smith, College of aeronautics blended wing body development programme, *ICAS Congress*, 2000, pp. 1-10.
- [3] 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.
- [4] S. Lei, Y. Hua, Z. Yang, Z. Haoyu, H. Jun, Dihedral influence on lateral-directional dynamic stability on large aspect ratio tailless flying wing aircraft, *Aeronautics*, Vol. 27, No. 1, pp. 1149-1155, 2014.
- [5] Navabi M., Kakavand, E., "Combined modelreference adaptive controller for coordinated turn of a tailless aircraft", *Modares Mechanical Engineering*, vol. 15, 27-117, 2015.