

# کاهش ضریب گشتاور غلتشی در استفاده از سامانه اسپلیت درگ رادر با استفاده از فنس‌های بال

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۰۲

افشین مدنی<sup>۱</sup>، محمدحسن جوارشکیان<sup>۲</sup>

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

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

## چکیده

در این پژوهش با استفاده از روش مطالعه پارامتری به طراحی فنس‌های بال پرداخته شده است. در این جا با انحراف گردابه‌های رأس بال به کاهش ضریب غلتشی اضافه تولید شده توسط سامانه اسپلیت درگ رادر پرداخته شده است. این سامانه کنترلی برای تولید گشتاور گردشی در پهپادهای بال پرنده استفاده می‌شود. اندازه فنس‌ها بر اساس ابعاد گردابه در زوایای حمله مختلف انتخاب شده است. در این تحقیق معادلات بقا توسط روش حجم محدود گسسته شده است سپس معادلات جبری گسسته شده توسط الگوریتم سیمپل سی حل شده است. در این شبیه‌سازی از مدل دو معادله‌ای کا اومگا-اس تی (k-w-sst) برای مدل‌سازی جریان آشفته استفاده شده است. پهپاد استفاده شده در این آزمایش، هواپیمای بال‌پرنده لامبدا شکل سوینگ می‌باشد. مدل آشفتگی، کا اومگا اس تی می‌باشد. فنس‌های تولید شده در سه ارتفاع مختلف و سه موقعیت مختلف در طول بال نصب گردیده‌اند که در زوایای حمله بالا مورد بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهند که استفاده از فنس‌ها در همه زوایای حمله از منظر آیرودینامیکی مناسب نخواهد بود؛ اما در نهایت بهینه‌ترین محل قرارگیری فنس برای کاهش ضریب گشتاور غلتشی مزاحم معرفی خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: فنس بال، بال‌پرنده، اسپلیت درگ رادر، گردابه رأس بال، کنترل جریان، پهپاد بال لامبدا شکل

## Reducing the rolling moment coefficient in the use of split drag rudder system using wing fences

Afshin madani<sup>1</sup>, Mohammad Hassan Djavareshkian<sup>2</sup>

1- MSc, Aerospace Department., Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, afshin.madani94@gmail.com

2-Professor, Aerospace Department., Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, (corresponding author) javareskian@um.ac.ir

### Abstract

In this research, wing fences have been designed using the parametric study method. Here, by deflecting the vortices of the wing apex, the excess rolling coefficient produced by the split drag rudder system has been reduced. This control system is used to generate yawing moment in flying wing UAVs. The size of the fences is selected based on the dimensions of the vortex at different AOA. In this research, the survival equations are discretized by the finite volume method, then the discretized algebraic equations are solved by the Simple C algorithm. In this simulation, the K-W-SST two-equation model is used to model the turbulent flow. The UAV used in this experiment is a lambda-shaped flying aircraft. The produced fence was installed at three different heights and three different positions along the wing, which were investigated at high AOA. The results show that the use of fences in all AOA will not be suitable from an aerodynamic point of view; But finally, the most optimal location of the fence will be introduced to reduce the disturbing rolling moment coefficient.

**Keywords:** Wing fence, flying wing, split drag rudder, wing apex vortex, lambda wing UAV

۶۱

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



کاهش ضریب گشتاور غلتشی در استفاده از سامانه اسپلیت درگ رادر با استفاده از فنس‌های بال

## ۱. مقدمه

داده است که این مسئله سبب گردیده با افزایش زاویه حمله و ایجاد ضریب برآی بیشینه در این محدوده، جدایش جریان از این منطقه آغاز گردد. جریان جدا شده به صورت مخروط گردابه‌ای در راستای طول بال به سمت نوک بال‌ها گسترش می‌یابد [۶۵]. این گردابه که با نام گردابه رأس بال شناخته می‌شود، رفتاری متأثر از برخی عوامل مانند، زاویه عقب‌گرد بال، شعاع و انحنای لبه‌ی حمله، عدد رینولدز و غیره را دارا می‌باشد [۷]. گردابه رأس بال تشکیل شده از دو گردابه اولیه و ثانویه می‌باشد که در افزایش زاویه حمله تشکیل می‌گردد [۸]. به دلیل اختلاف فشار بین مرکز گردابه و فشار محیط، یک نیروی اضافی بر روی سطح بال ایجاد می‌شود که باعث بالا رفتن غیرخطی یا به اصطلاح لیفت گردابه‌ای می‌شود [۹ و ۱۰].

در ادامه با افزایش زاویه حمله فشار منفی ناشی از گردابه اولیه، لایه‌مرزی روی سطح بال را جدا کرده و باعث تولید گردابه ثانویه می‌شود. در شرایط خاصی نیز گردابه ثانویه نیز جدا شده و منجر به تشکیل گردابه ثالثی می‌گردد [۱۱]. پژوهش‌ها نشان می‌دهند که با افزایش زاویه حمله در بال‌های لامبدا شکل، قدرت گردابه و نوسانات سرعت نزدیک سطح بال افزایش می‌یابد [۱۲]. آزمایش‌های تجربی بر روی پهپادها بال لامبدا شکل نشان داده است که افزایش ضریب برآی در این نوع پیکربندی، نشان‌دهنده افزایش قدرت و اندازه گردابه‌ها است [۱۳]. در هواپیماهای بال‌پرنده سامانه‌ها و روش‌های مختلفی برای کنترل و هدایت این نوع هواپیما به کار گرفته شده است. برخی از سامانه‌های پرکاربرد و نوآور

امروزه طراحی هواپیماهای بال‌پرنده به واسطه مزایای آیرودینامیکی نسبت به دیگر هواپیماهای متعارف در برخی از کاربردهای هوانوردی، مورد توجه قرار گرفته است. از مزیت‌های این نوع پیکربندی، می‌توان به افزایش قابلیت پنهان‌کاری (رادار گریزی) و افزایش نسبت ضریب برآی به پسا (به واسطه حذف دوم افقی و عمودی) و غیره اشاره کرد [۱]. در این نوع هواپیما به سبب حذف دم افقی و عمودی، پایداری و کنترل حول محورهای سمتی و عرضی نیازمند مطالعات بسیاری می‌باشد. انواع مختلفی از سطوح کنترلی برای هدایت این نوع پرنده استفاده می‌شود که دو نمونه از سامانه‌های کنترل سمتی رایج عبارت‌اند از: اسپلیت درگ رادر و کورو فلپ. این دو سامانه با تولید پسای نامتقارن بین بال چپ و راست کنترل حول محور عمودی را فراهم می‌نمایند که کارکرد این سامانه با دم عمودی معمول متفاوت خواهد بود [۲]. هواپیماهای بال‌پرنده از نظر رفتار جریان شبیه به بال‌های دلتا شکل عمل می‌کنند. از نظر ظاهری نیز این پیکربندی نوعی بال دلتا با شکستگی در لبه فرار می‌باشد. در این نوع بال‌ها بخش بیرونی بال به دلیل وجود طول وتر کوچک، از بارگذاری بالاتری برخوردار است [۳]. وجود این زاویه عقب‌گرد بالا، علاوه بر مزایا، معایبی را نیز با خود به همراه دارند که از جمله آن‌ها می‌توان به شروع جدایش جریان از نوک بال‌ها و به تبع آن کاهش اثر سطوح کنترلی واقع در این قسمت اشاره کرد [۴]. از طرفی در بال‌های لامبدا شکل وجود این شکستگی در لبه فرار، طول وتر بال را کاهش و ضریب برآی محلی این ناحیه را افزایش



استفاده شده عبارت‌اند از: اسپلیت درگ رادر<sup>۱</sup>، الوون<sup>۲</sup>، نوک بال تمام متحرک<sup>۳</sup> و برآکش شکافدار انحرافی<sup>۴</sup> می‌باشد [۱۴]. در برخی از هواپیمای بال‌پرنده مانند هواپیمای بمب‌افکن بی-دو<sup>۵</sup>، جهت کنترل سمتی از سامانه اسپلیت درگ استفاده شده است. این سامانه که در لبه فرار بال واقع در نوک هر دو بال نصب شده است از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده که برای ایجاد پسا در یک بال به صورت خلاف جهت هم به سمت بالا و پایین منحرف می‌شود و با ایجاد پسای فشاری در یک بال، گشتاور گردشی<sup>۶</sup> را تولید می‌کند [۱۵]. در هنگام استفاده از اسپلیت درگ علاوه بر گشتاور گردشی، گشتاور غلتشی<sup>۷</sup> مزاحمی نیز ایجاد می‌شود که ناشی از عوامل مختلفی مانند اختلاف پسا بین صفحه بالا و پایین اسپلیت درگ با افزایش زاویه حمله است. در این زمینه پژوهش‌هایی متفاوتی برای کاهش گشتاور مزاحم در سامانه‌های کنترلی صورت پذیرفته است [۱۶]. مدنی و جوارشکیان در پژوهشی بر روی سامانه‌های کنترلی هواپیماهای بال‌پرنده به مقایسه میزان گشتاور غلتشی مزاحم دو سامانه کنترلی کورو فلپ<sup>۸</sup> و اسپلیت درگ پرداختند که این آزمایش نشان داد سطح کنترلی اسپلیت درگ بیشترین گشتاور غلتشی را نسبت به کورو فلپ ایجاد می‌نماید. یکی از عوامل تأثیرگذار، قرارگیری این سطح کنترلی به صورت متمرکز در نوک بال هواپیماهای بال‌پرنده در محدوده امتداد گردابه رأس بال می‌باشد که در مقابل سامانه کورو فلپ سطح گسترده‌ای از لبه فرار بال را تحت پوشش خود قرار داده و این اثر کمتر به چشم‌خورده است [۱۷]. در سال ۲۰۲۲ مدنی و

همکاران در پژوهشی دیگر با ارائه روشی اقدام به بهینه‌یابی و کاهش گشتاور غلتشی مزاحم در استفاده از سامانه کنترلی اسپلیت درگ پرداختند. در این تحقیق با باز کردن نامتقارن صفحات اسپلیت درگ توانستند اختلاف فشار دو طرف این سطح کنترلی را کاهش داده و گشتاور غلتش اضافی را در زوایای حمله بالا کاهش دهند [۱۸]. روش‌های متعدد دیگری برای برطرف کردن مشکلات ناشی جدایش جریان و گردابه‌ها بر روی سطوح کنترلی وجود دارد. به‌طور کلی تجهیزات آیرودینامیکی ایجاد تغییر در گردابه‌های بال شامل: بال لبه حمله سینوسی<sup>۹</sup>، وینگ کاف<sup>۱۰</sup>، وورتیلون<sup>۱۱</sup>، مولد گردابه<sup>۱۲</sup>، فنس<sup>۱۳</sup> و غیره می‌باشد [۱۹]. لبه‌ی حمله سینوسی مانند یک مولد گردابه‌ای بزرگ، باعث انرژی بخشیدن به جریان و ایجاد تأخیر در جدایش جریان می‌گردد [۲۰]. وینگ کاف یک ابزار کنترلی جریان می‌باشد که در لبه حمله بال به صورت یک بریدگی نصب می‌گردد که با زاویه کمی نسبت به جریان هوا نصب می‌گردد. این وسیله برخلاف وورتیلون، یک سیستم مولد گردابه در سطح بالایی بال شناخته می‌شود [۲۱]. مولدهای گردابه، گردابه‌های طولی تولید کرده و آشفتگی بیشتری در جریان هوا ایجاد می‌کنند. در این شرایط هوا با ممنتم بالا را از جریان خارج از لایه مرزی به نزدیک سطح و داخل لایه مرزی وارد کرده و مخلوط می‌کند این مسئله جریان را در برابر جدا شدن و گرادبان فشار نامطلوب مقاوم‌تر می‌کند [۲۲]. نایینی و همکاران با بهره‌گیری از ابزاری نوین، با نام تولیدکننده گردابه سوزنی<sup>۱۴</sup> شکل به افزایش برآ، کاهش پسا و بهبود عملکرد





آیرویدینامیکی یک بال مثلثی در سرعت کم و زاویه حمله بالا کمک کردند همچنین این روش اثر مؤثری بر روی گردابه‌های تشکیل شده در بال‌های دارای عقب‌گرد بالا ایجاد کرده است [۲۳]. از دیگر روش‌های کاربردی‌تر برای کاهش اثر گردابه‌ها، می‌توان به فنس‌های بال اشاره کرد که در طبیعت از برخی پرندهگان الهام گرفته شده است [۲۴]. اولین نوع از ابزار کنترل جریان که بر روی بال‌های دارای عقب‌گرد نصب شده است فنس بال می‌باشد. فنس‌ها برای مقابله با پدیده واماندگی در نوک بال بهره گرفته می‌شود. در این زمینه فنس‌ها سبب جلوگیری از مؤلفه عرضی جریان لایه‌مرزی بر روی سطح بالایی بال می‌باشد که در نهایت توزیع برآ را بر روی بال تغییر می‌دهد [۲۵]. فنس‌ها را می‌توان به‌عنوان صفحه‌ای تعریف کرد که در بالای سطح بال و در مقابل با جریان هوا قرار می‌گیرد و بسته به طراحی آن تا لبه انتهایی بال امتداد می‌یابد که می‌تواند گردابه‌های تشکیل شده بر روی بال را به سمت لبه فرار منحرف کند. اگرچه چندین دهه از استفاده از فنس‌ها گذشته است، اما هیچ دستورالعملی در مورد استفاده بهینه از تعداد، اشکال و اندازه‌های مختلف وجود ندارد [۲۴-۲۵].

در این پژوهش قصد داریم با اندازه‌گیری ابعاد گردابه رأس بال در زوایای حمله ۱۰، ۱۳، ۱۶ درجه در سه مقطع طولی بر روی بال یک پهپاد بال‌پرنده با نام سوینگ<sup>۱۵</sup> اقدام به طراحی فنس‌هایی به جهت کاهش اثرات گردابه رأس بال بر روی سامانه کنترلی اسپلیت درگ نماییم. با بررسی‌های صورت‌گرفته از مقالات مختلف تا به امروز، کاهش و خنثی‌سازی اثرات گردابه‌های

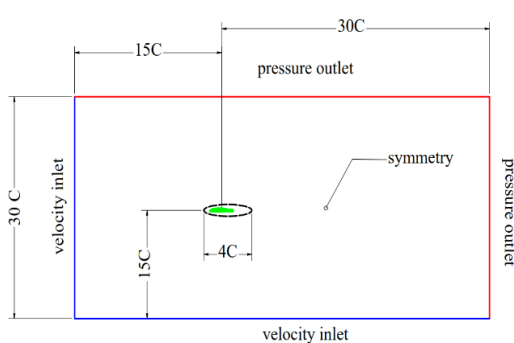
رأس بال بر روی سامانه کنترلی اسپلیت درگ در این پهپاد لامبدا شکل مورد بررسی قرار نگرفته است. هدف از این مقاله مشخص نمودن میزان اثرگذاری فنس بال بر روی گشتاورهای تولیدی از سامانه اسپلیت درگ تحت شرایط وجود گردابه رأس بال به‌قصد کاهش ضریب گشتاور غلتشی مزاحم و همچنین ایجاد مناسب‌ترین موقعیت و ابعاد فنس بر روی بال پهپاد مذکور به جهت کاهش گشتاور غلتشی مزاحم در حین برخورد گردابه‌ها به سطح بالایی اسپلیت درگ می‌باشد. مشخصات ابعادی این فنس‌ها با بررسی تصاویر برش خورده به دست آمده است. ابعاد فنس‌ها متناسب با امتداد، طول و ارتفاع قطر گردابه‌ها در زوایای حمله نام‌برده شده طراحی شده است. شبیه‌سازی انجام شده با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی صورت پذیرفته است.

## ۲. هندسه پهپاد آزمایش

در این آزمون از یک مدل پهپاد بال‌پرنده لامبدا شکل با نام سوینگ برای بررسی اثر فنس‌ها بر روی سامانه کنترلی اسپلیت درگ استفاده شده است. طول بال این پهپاد یک متر و با زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای طراحی شده است. پهپاد مذکور در چندین مقاله مورد مطالعه قرار گرفته است. فرم کلی هندسه آن از مرجع [۲۶] به دست آمده است. پهپاد سوینگ به‌صورت تجربی در تونل باد استکهلم سوئد مورد آزمایش قرار گرفته است [۲۷]. ابعاد کلی این پرنده به همراه جهت گشتاورها حول سه محور اصلی هواپیما در تصویر شکل ۱ قابل ملاحظه می‌باشد. گفتنی است، ابعاد و محل قرارگیری سامانه کنترلی

### ۳. روش کار و دامنه حل

در این پژوهش با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی به شبیه‌سازی جریان حول پهناد بال پرنده پرداخته شده است. معادلات حاکم با روش حجم محدود<sup>۱۶</sup> گسسته<sup>۱</sup> شده و حل گردیده است. حل جریان به صورت پایا<sup>۲</sup> و فشار مبنا<sup>۱۷</sup> اجرا گردیده است. مدل آشفتگی انتخابی باتوجه به وجود گرادیان فشار معکوس و جدایش جریان بر روی پهناد در زوایای حمله مختلف، از مدل دو معادله‌ای کا اومگا-اس اس تی (k-w-sst) بهره گرفته شده است. مطابق با نتایج منتشر شده در مرجع [۲۷] در ورودی، میزان شدت آشفتگی معادل ۱ درصد و شرایط اتمسفری سطح دریا در شرایط استاندارد اعمال گردیده است. عدد رینولدز این مسئله مطابق با طول وتر متوسط و شرایط جریان معادل ۶۹۰۰۰۰ خواهد بود. الگوریتم حل مورد استفاده، از نوع سیمپل سی<sup>۱۸</sup> می‌باشد که برای ترم‌های فشاری از طرح مرتبه دوم و برای سایر معادلات (مومنتوم، تلفات، انرژی جنبشی آشفتگی) از طرح مرتبه دوم بالادستی<sup>۱۹</sup> استفاده شده است.

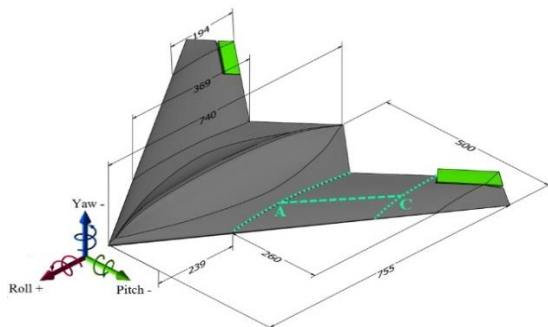


شکل ۳. دامنه حل و شرایط مرزی

<sup>1</sup> discretization

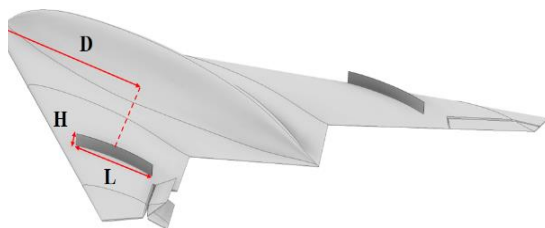
<sup>2</sup> steady

اسپلیت درگ از مرجع [۱۸] به دست آمده است. ابعاد این سامانه کنترلی ۱۴۰ میلی‌متر در ۴۰ میلی‌متر می‌باشد که در نوک هر دو بال ایجاد و در حداکثر زاویه معمول باز شده است. این بازشوندگی در این پژوهش فقط در بال سمت چپ به جهت تولید گشتاور گردشی منفی باز شده است. در اینجا میزان بازشوندگی این سامانه در بازترین حد خود معادل ۳۰ درجه، برای تمام حالات این پژوهش در نظر گرفته شده گرفته است. بازه محل قرارگیری فنس‌ها بین دونقطه A تا C شکل ۱ می‌باشد که فنس B در مرکز فاصله بین این دونقطه قرار خواهد گرفت که در بخش نتایج روش طراحی فنس‌ها به صورت کامل توضیح داده شده است.



شکل ۱. تصویر سه نما به همراه ابعاد پهناد سوینگ

در شکل ۲ نمونه‌ای از فنس بال تولید شده بر روی بال این پهناد نمایش داده شده است. ضخامت ساختاری این فنس ۱ میلی‌متر می‌باشد زیرا بیشترین تطابق را با شرایط فیزیکی واقعی خواهد داشت.



شکل ۲. یک نمونه از فنس بال به همراه علایم اختصاری

طول و ارتفاع فنس



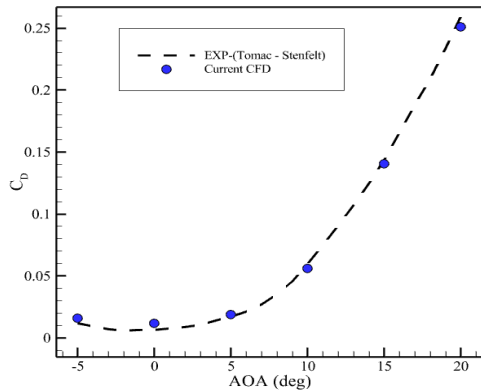
شرایط مرزی اعمالی در این شبیه‌سازی به همراه شکل و ابعاد دامنه حل در تصویر شکل ۳ قابل مشاهده می‌باشد. در اینجا شرط مرزی عدم لغزش بر روی سطح مدل اعمال گردیده است. همچنین در ورودی مطابق نتایج تجربی حاصله از مرجع [۲۷] سرعت ۳۰ متر بر ثانیه با شدت آشفتگی ۱ درصد در شرط مرزی سرعت ورودی اعمال شده است. برای اعمال زاویه حمله به جریان دو شرط ورودی در مقابل و زیر دامنه حل اعمال شده است تا در ایجاد زوایای حمله مثبت خللی ایجاد نشود. همچنین در مقابل نیز دو شرط مرزی فشار خروجی<sup>۲۰</sup> در سطح بالایی و انتهایی دامنه حل قرار داده شده است. در دو سمت دیواره دامنه حل نیز از شرط تقارنی<sup>۲۱</sup> بهره گرفته شده است. این شرط مرزی از نظر ریاضی همانند دیواره لغزشی<sup>۲۲</sup> می‌باشد.

#### ۴. شبکه‌بندی و استقلال از شبکه

در تولید شبکه از نرم‌افزار انسیس مشینگ<sup>۲۳</sup> استفاده شده است. ابعادهای ایجاد شده در این شبکه‌بندی از نوع بی‌سازمان<sup>۲۴</sup> همراه با شبکه لایه‌مرزی بر روی سطح مدل می‌باشد. برای افزایش دقت در محاسبات و نمایش پدیده‌های اطراف مدل، شبکه در یک حجم بیضوی شکل در اطراف مدل ریزتر گردیده است. همچنین باوجود ضریب ریز شونگی ۱/۲ برابری، از فواصل دور به سمت مدل ابعاد امان‌ها ریزتر و حجم شبکه افزایش یافته است. این ضریب ریز شونگی بر روی سطح مدل نیز اعمال شده است. به طوری که در اطراف سطح سامانه اسپلیت درگ و اطراف

فنس‌های بال، ابعاد امان‌ها به کوچک‌ترین اندازه نسبت به سایر نقاط تبدیل شده است. در شکل ۴ نماهایی از شبکه ایجاد شده قابل ملاحظه می‌باشد. شبکه لایه‌مرزی موجود بر روی سطح مدل تشکیل شده از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین سلول ۰/۰۰۰۳۴ متر می‌باشد که با توجه به شرایط جریان در ورودی و زاویه حمله ۰ درجه‌ای، عدد بی‌بعد وای-پلاس<sup>۲۵</sup> حداکثر ۲۲ خواهد بود. کاهش عدد وای-پلاس به زیر یک می‌تواند سبب افزایش حجم شبکه و هزینه محاسبات گردد. از این رو با توجه به بررسی‌های صورت پذیرفته از مراجع معتبر مانند [۲۶] استفاده از وای-پلاس بیشتر از ۱ برای مدل آشفتگی کا اومگا-اس-اس-تی، بدون مشکل خواهد بود.

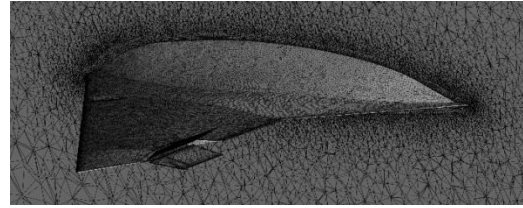
میزان حجم شبکه بدون فنس ۵۸۵۰۰۰۰ امان و در حداکثر حالت با فنس‌های قرار گرفته بر روی بال‌ها این عدد به ۶۱۰۰۰۰۰ خواهد رسید. در استقلال از شبکه نتایج در ضریب پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه بررسی شده است. در این قسمت از مدل بدون فنس به جهت اجرای استقلال از شبکه استفاده شده است. شبکه طی ۶ مرحله ریزتر گردیده است. برای کاهش زمان محاسبات، بین نقاط ۲ و ۵ شبکه با ضریب کمتری ریزتر شده است تا حداقل حجم شبکه در ضریب پسای ثابت به دست آید. در شکل ۵ نمودار استقلال از شبکه موجود می‌باشد.



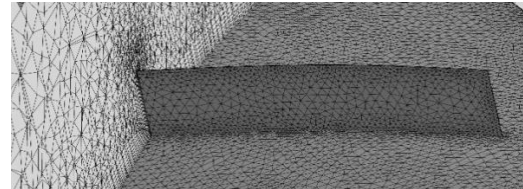
شکل ۶. نمودار اعتبارسنجی ضریب پسا در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه

## ۶. طراحی هندسه فنس‌ها

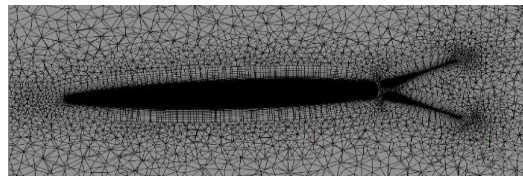
در ایجاد و جانمایی فنس‌های بال، از میانگین ابعاد مستخرج شده از گردابه‌های رأس بال در زوایای حمله مختلف کمک گرفته شده است. طول فنس معادل میانگین طول گردابه در آن قسمت، ارتفاع فنس نیز ۳۰، ۵۰ و ۷۰ درصد ارتفاع گردابه در آن قسمت می‌باشد. در ابتدا پهپاد بدون فنس را در زوایای حمله ۱۰ و ۱۳ و ۱۶ درجه مورد آزمایش قرار گرفته است و با استفاده از نرم‌افزار CFD POST صفحات برش خورده‌ای در بال بیرونی در سه نقطه (C,B,A) که به ترتیب (ابتدا، وسط و انتهای) بال بیرونی مطابق شکل ۷ ایجاد شده است. با این کار مرکز هسته گردابه‌ها در موقعیت‌های نصب فنس‌ها مشخص خواهد شد. به دلیل تولید گردابه توسط هر فنس، قرارگیری این ابزار در مقابل سامانه کنترلی باعث ایجاد اختلالاتی بر روی عملکرد سطوح کنترلی می‌گردد. از این رو موقعیت صفحه برش خورده و فنس C، قبل از صفحات سامانه اسپلیت درگ در نظر گرفته شده است. در تصویر شکل ۱ بازه محل قرارگیری فنس‌ها قابل مشاهده



(الف)

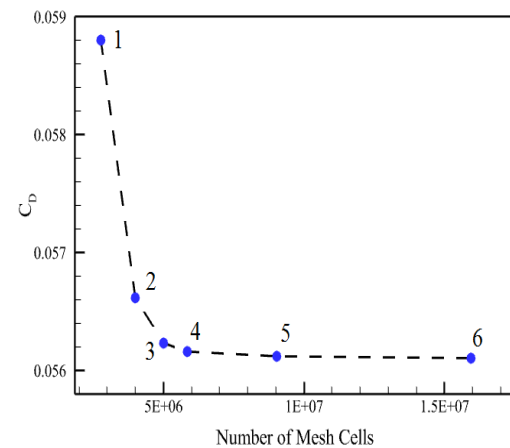


(ب)



(ج)

شکل ۴. شبکه بر روی مدل، (الف) نمایی از پهپاد (ب) مقطع برش خورده فنس (ج) شبکه اطراف اسپلیت درگ



شکل ۵. نمودار استقلال از شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه

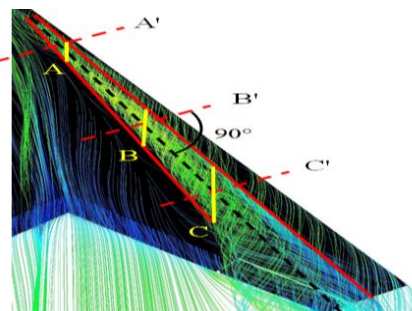
## ۵. اعتبارسنجی

برای اطمینان پیدا کردن به نتایج به دست آمده، ضریب پسای حاصل از این شبیه‌سازی را با نتیجه به دست آمده در آزمون تجربی صورت پذیرفته در مرجع [۲۷] مقایسه می‌نماییم. این مقایسه به صورت نمودار در شکل ۶ آورده شده است. بیشترین اختلاف بین نتایج در زوایای حمله بالا رخ داده است که مقدار آن معادل ۴/۶ درصد است.



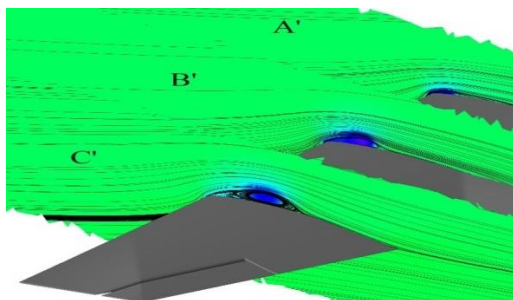
است. برای معین کردن ابعاد قطر گردابه‌ها می‌بایست صفحات ایجاد شده عمود بر مقطع عرضی گردابه‌ها رسم گردند. بنابر این خط محل عبور امتداد گردابه‌ها را با کانتور خطوط جریان در سه زاویه حمله نام برده شده، رسم کرده تا خط مرکزی این گردابه‌ها مطابق تصویر شکل ۷ (خطچین مشکی رنگ) به دست آید. مخروط گردابه رأس بال در زوایای حمله بالاتر در قسمت انتهایی نوک بال‌ها دچار انبساط می‌گردد که در این شرایط خط عبوری تا قبل از انبساط در نظر گرفته خواهد شد. این خطچین مشکی رنگ مرکز گردابه، در موقعیت وسط محدوده بالایی و پایینی مخروط گردابه (خط قرمز رنگ ثابت) قرار گرفته شده است. به این وسیله طول فنس‌ها به دست خواهد آمد. فنس‌ها به صورت موازی جریان و بین دو خط قرمز رنگ قرار خواهند گرفت. با توجه به متغیر بودن این شرایط نسبت به زاویه حمله، میانگین ابعاد در نظر گرفته خواهد شد.

صفحات برش خورده  $A'$  و  $B'$  و  $C'$  عمود بر خطچین مرکزی گردابه و متقاطع با مرکز کم‌فشار گردابه در صفحات  $A$  و  $B$  و  $C$  می‌باشد تا به صورت کامل خطوط جریان چرخشی حاصله از گردابه‌ها و ارتفاع تقریبی آن مشخص گردد.



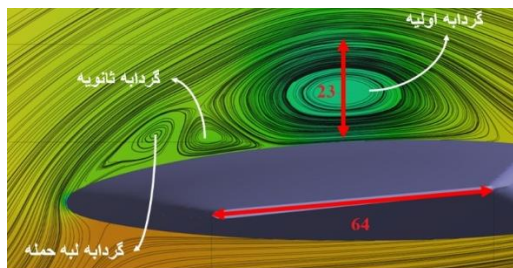
شکل ۷. گردابه رأس بال به همراه خط مرکزی گردابه و صفحات عمود بر این خط بر روی تصویر خطوط جریان

با حذف صفحات  $A$  و  $B$  و  $C$  مقطع برش خورده سه موقعیت گردابه رأس بال مشخص می‌شود که در شکل ۸ قابل مشاهده می‌باشد. در ادامه با آنالیز ابعادی قطر و ارتفاع در سه قسمت از طول گردابه، متناسب با هر زاویه حمله، میانگین آن‌ها به دست خواهد آمد. از این ابعاد برای طراحی ارتفاع فنس استفاده خواهد شد.



شکل ۸. مقاطع به دست آمده از برش عرضی گردابه رأس بال

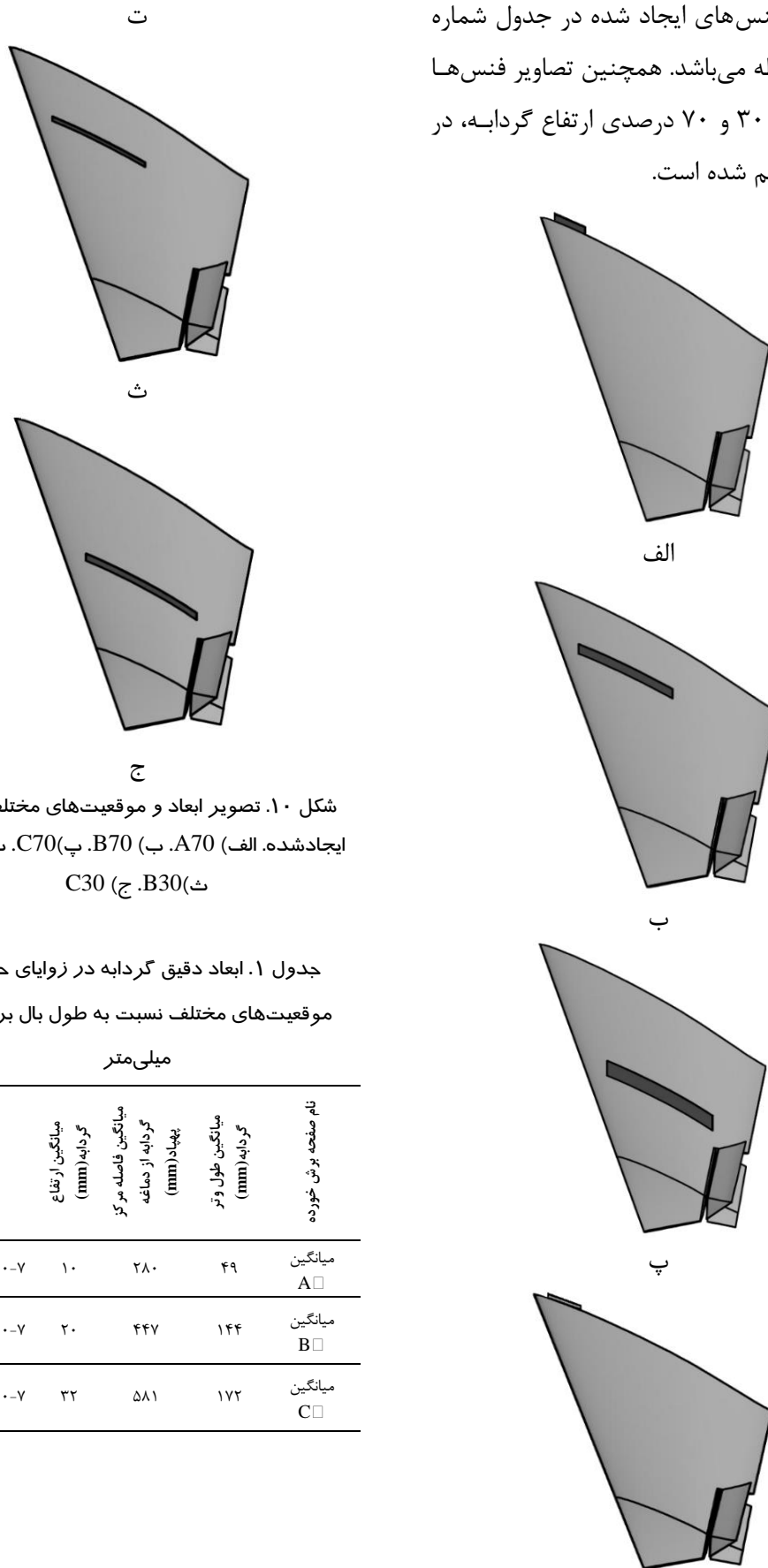
در نهایت ارتفاع فنس‌ها، ۳۰ و ۵۰ و ۷۰ درصد ارتفاع گردابه‌ها برای هر سه موقعیت  $A$  و  $B$  و  $C$  به دست خواهد آمد. در تصویر شکل ۹ بررسی ابعادی گردابه واقع در صفحه  $C$  آورده شده است. طول وتر نوک بال به عنوان مرجع در اندازه‌گیری ابعاد استفاده شده است. برای هر سه موقعیت قرارگیری و هر سه زاویه حمله، این فرایند انجام شده است و میانگین طول‌ها برای هر سه موقعیت طراحی فنس‌ها جداگانه استفاده شده است.



شکل ۹. ارتفاع گردابه رأس بال در مقطع برش خورده  $C'$  در زاویه حمله ۱۳ درجه - ابعاد برحسب میلی‌متر



ابعاد دقیق فنس‌های ایجاد شده در جدول شماره ۱ قابل ملاحظه می‌باشد. همچنین تصاویر فنس‌ها در دو ارتفاع ۳۰ و ۷۰ درصدی ارتفاع گردابه، در شکل ۱۰ رسم شده است.



شکل ۱۰. تصویر ابعاد و موقعیت‌های مختلف فنس ایجاد شده. الف) A70. ب) B70. پ) C70. ت) A30. ث) B30. ج) C30

جدول ۱. ابعاد دقیق گردابه در زوایای حمله و موقعیت‌های مختلف نسبت به طول بال بر حسب

میلی‌متر

زاویه حمله (°)	میانگین ارتفاع گردابه (mm)	میانگین فاصله مرکز گردابه از دماغه پهنیاد (mm)	میانگین طول وتر گردابه (mm)	نام صفحه برش خورده
۱۶-۱۳-۱۰-۷	۱۰	۲۸۰	۴۹	میانگین A □
۱۶-۱۳-۱۰-۷	۲۰	۴۴۷	۱۴۴	میانگین B □
۱۶-۱۳-۱۰-۷	۳۲	۵۸۱	۱۷۲	میانگین C □



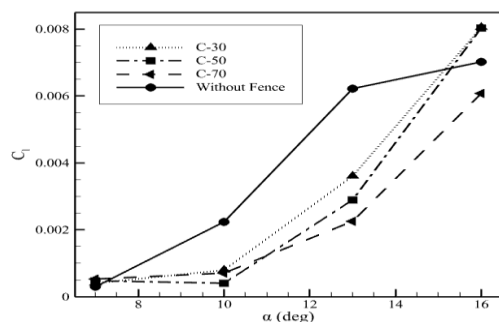
## ۷. نتایج

جدول ۲. ابعاد دقیق فنس‌های ایجاد شده بر روی بال

پهپاد در سه ارتفاع مختلف میلی‌متر

ارتفاع فنس H			نام فنس (فاصله از محور مرکزی)(mm)	طول وتر فنس (mm) L	فاصله فنس از دماغه پهپاد (mm) D
%۷۰	%۵۰	%۳۰			
۷	۵	۳	۲۸۰	۴۹	A-(۱۵۸)
۱۴	۱۰	۶	۴۴۷	۱۴۴	B-(۲۳۴)
۲۲/۴	۱۶	۹/۶	۵۸۱	۱۷۲	C-(۳۱۰)

در نمودار شکل ۱۱ ضریب گشتاور غلتشی (cl) برحسب زاویه حمله برای ۳ ارتفاع مختلف فنس C آورده شده است. وجود فنس بر روی بال توانسته است میزان گشتاور غلتشی مزاحم را به طور چشمگیری کاهش دهد، به‌گونه‌ای که با افزایش ارتفاع فنس عملکرد مناسب‌تری از سامانه اسپلیت درگ در کاهش گشتاور غلتش مزاحم مشاهده شده است. با افزایش زاویه حمله به ۱۶ درجه به دلیل بزرگ‌تر شدن قطر و اندازه گردابه رأس بال، فنس‌های ۳۰ و ۵۰ درصد، نتوانسته‌اند اثر این گردابه را بر روی اسپلیت درگ خنثی نمایند و برای این منظور فنس مرتفع ۷۰٪ عملکرد بهتری داشته است. از این رو در زوایای حمله بالاتر می‌بایست ارتفاع فنس‌ها را افزایش داد تا بتوان این اثر نامناسب گردابه‌ها را کاهش داد.

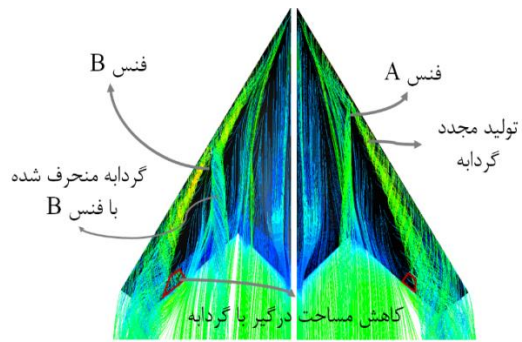


شکل ۱۱. ضریب گشتاور غلتشی فنس C با ارتفاعات

مختلف

بعد از استخراج ابعاد گردابه رأس بال و طراحی فنس‌ها، پهپاد را در شرایطی که اسپلیت درگ سمت چپ به‌صورت کامل باز شده است مورد آزمایش قرار خواهیم داد. به ترتیب، فنس‌های تولید شده در موقعیت‌های اعلام شده از جدول ۲ بر روی مدل قرار داده و شبیه‌سازی اجرا خواهد شد. هدف از این کار کاهش اثرگذاری گردابه رأس بال بر روی سامانه اسپلیت درگ در زوایای حمله بالا خواهد بود. سطح بالایی سامانه اسپلیت درگ به دلیل قرارگیری در داخل جریان چرخان گردابه رأس بال، کارایی خود را از دست داده و در تولید نیروی لیفت منفی در جهت خنثی کردن نیروی تولیدی از صفحه پائینی ناکام مانده است. این پدیده سبب بروز گشتاور غلتشی مزاحمی می‌گردد. همچنین بخش دیگری از این گشتاور غلتشی ناشی از اختلاف سطح مقابل به جریان دو صفحه بالایی و پایینی سامانه اسپلیت درگ می‌باشد که با افزایش زاویه حمله سطح مقابل به جریان فلپ پایینی نسبت به بالایی افزایش یافته و در نهایت نیروی برآیی ایجاد می‌گردد که سبب بروز گشتاور غلتشی خواهد شد. در اینجا وجود فنس می‌تواند اثر گردابه بر روی صفحه بالایی سامانه را کاهش داده و بخشی از نیروی برآی منفی از دست رفته در صفحه بالایی را جبران کند. این نیروی جبران شده سبب کاهش گشتاور غلتشی و افزایش سامانه گردش خواهد شد. ناگفته نماند، هدف سامانه اسپلیت درگ، تولید گشتاور گردش خالص می‌باشد و در اینجا اثر وجود فنس بر روی سامانه اسپلیت درگ بررسی می‌گردد.



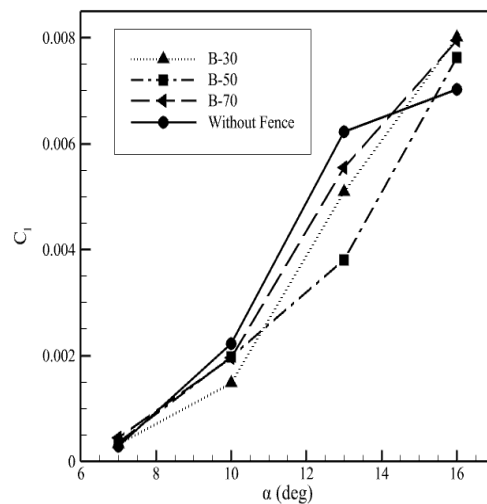


شکل ۱۳. خطوط جریان در زاویه حمله ۱۳ درجه مربوط به بال چپ فنس ۷۰٪

هرچه محل انحراف گردابه به سامانه کنترلی نزدیکتر باشد، تشکیل دوباره آن اثر کمتری بر روی سطح بالایی سامانه اسپلیت درگ گذاشته و گشتاور غلتشی کمتری را ایجاد کرده است. در تصویر شکل ۱۳ ناحیه درگیر اسپلیت درگ توسط گردابه برای هر دو حالت فنس A و B مقایسه شده است. با برخورد گردابه به فنس و انحراف آن به سمت لبه فرار بال ملاحظه می‌شود، ابعاد این گردابه‌ی منحرف شده، متناسب با محل قرارگیری و طول ابعادی فنس نصب شده بر بال پهناد می‌باشد. در شکل ۱۴ نمای برش خورده از گردابه منحرف شده توسط فنس‌ها را نشان می‌دهد. این گردابه در مقابل فنس ۷۰٪ مسدود شده و از هیچ‌کدام از آنها عبور نکرده است.

با مشاهده نمودارهای شکل‌های ۱۱-۱۲-۱۵ می‌توان نتیجه گرفت فنس C-70٪، در تمام زوایای حمله مؤثرتر واقع شده است. همچنین میزان کاهش ضریب غلتشی را به نسبت سایر موقعیت‌های دیگر بیشتر کاهش داده است، اما به دلیل این‌که در سامانه اسپلیت درگ، علاوه بر گشتاور غلتشی مزاحم، گشتاور گردشی به دست آمده از آن حائز اهمیت است، می‌بایست به

در نمودارهای شکل ۱۲ و ۱۵ ضریب گشتاور غلتشی قابل مشاهده است. ملاحظه می‌شود، در نمودار شکل ۱۲ هرچه ارتفاع فنس بلندتر باشد، در کاهش ضریب گشتاور غلتشی مؤثرتر عمل خواهد کرد. در موقعیت‌های A و B تغییرات ارتفاع فنس، اثرگذاری کمتری را بر روی ضریب گشتاور غلتشی داشته است. این مسئله نشان‌دهنده کاهش اثر فنس در این دو موقعیت نسبت به طول گردابه رأس بال است.

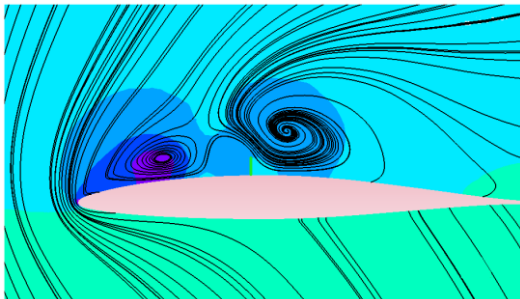


شکل ۱۴. ضریب گشتاور غلتشی فنس B با ارتفاعات مختلف

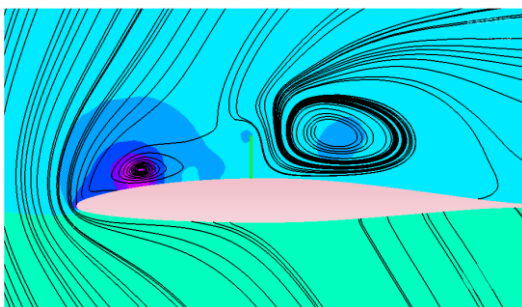
علت این پدیده تشکیل مجدد گردابه رأس بال بعد از منحرف شدن توسط فنس است. نما از بالایی کانتور خطوط جریان برای فنس A و B در تصویر شکل ۱۳ نشان می‌دهد که این گردابه بعد از برخورد به فنس منحرف شده و بعد از آن، دوباره تشکیل گردیده است. به طور نمونه این پدیده در زاویه حمله ۱۳ درجه برای فنس ۷۰٪، به تصویر کشیده شده است.



پیشروی نکند و در ادامه این اتفاق باعث نرسیدن امتداد گردابه منحرف شده به سطح بالایی اسپلیت درگ خواهد شد.



الف

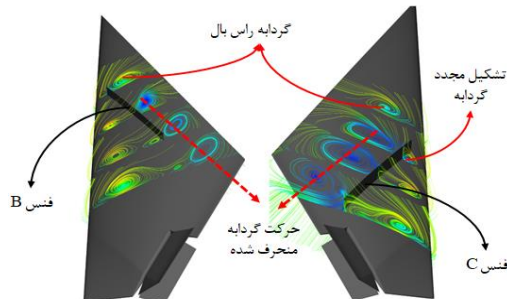
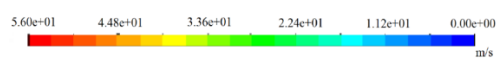


ب

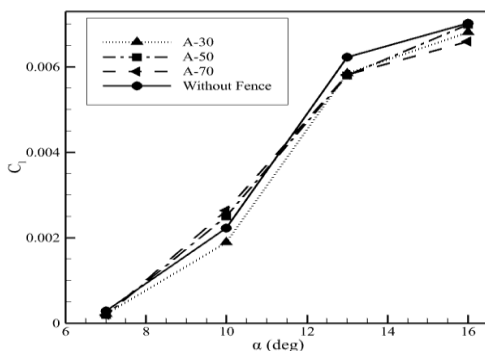
شکل ۱۶. گردابه دو سمت فنس در مقطع برش خورده A-A عمود بر فنس بال در زاویه حمله ۱۳ درجه. الف) ۳۰C. ب) ۷۰C

علاوه بر تغییر ارتفاع فنس، محل قرارگیری فنسها نیز بر روی ضرایب آیرودینامیکی تأثیرگذار خواهد بود. در ادامه به بررسی تغییرات ضریب گشتاور غلتشی ناشی از جابه‌جایی محل قرارگیری فنسها می‌پردازیم. در شکل ۱۷ نمودار این تغییرات برحسب زاویه حمله گزارش شده است. با بررسی نمودار موجود در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود که با تغییر محل قرارگیری فنس، از A به B، هرچه محل نصب فنس را به

بررسی این ضریب گشتاوری در حالات مختلف قرارگیری فنس و اثر آن بر روی اسپلیت درگ پرداخته شود.



شکل ۱۴. کانتور سرعت جریان در مقاطع برش خورده بر حسب متر بر ثانیه مربوط به گردابه های منحرف شده در فنس ۷۰٪ در زاویه حمله ۱۳ درجه

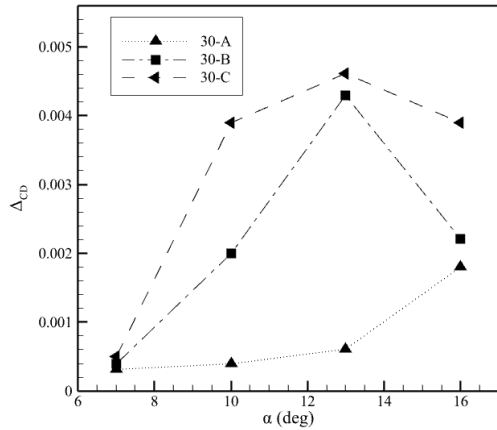


شکل ۱۵. ضریب گشتاور غلتشی فنس A با ارتفاعات مختلف

در شکل ۱۶ برای ارتفاعات ۳۰ و ۷۰ درصدی فنس C، خطوط جریان در زاویه حمله ۱۳ درجه رسم شده است. در تصویر شکل ۱۶ مشاهده می‌شود که افزایش ارتفاع فنس سبب شده است که مرکز کم‌فشار گردابه به سمت ریشه بال به میزان محسوسی جابه‌جا شود. زیرا که ارتفاع فنس در این حالت تقریباً برابر با ارتفاع مرکز گردابه شده است. این قضیه باعث گردیده است که گردابه بیش از این به سمت دیواره فنس

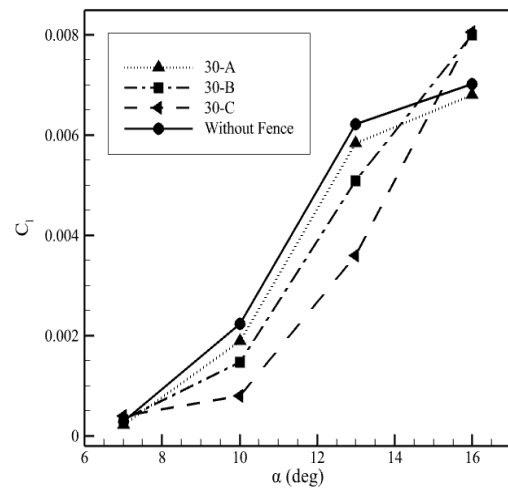
سمت نوک بال انتقال داده، میزان گشتاور غلتشی مزاحم کاسته شده است.

این پدیده در زوایای حمله ۸ تا ۱۳ درجه محسوس است. در زاویه حمله ۱۶ درجه نیز همان گونه که در قبل توضیح داده شد اثر منفی بر ضریب گشتاور غلتشی داشته است. هرچه سطح کمتری از سامانه اسپلیت درگ با گردابه رأس بال درگیر باشد، ضریب گشتاور غلتشی مزاحم کاهش می‌باید. این اتفاق با قرارگیری فنس در محدوده نوک بال (محدود انتهای گردابه رأس بال) رخ می‌دهد.



شکل ۱۸. ضریب تفاضل درگ ناشی از فنس‌ها در زوایای حمله مختلف نسبت به محل‌های قرارگیری متفاوت

در نمودار شکل ۱۸ مشاهده می‌شود که در زوایای حمله پایین در محدوده ۷ درجه میزان اختلاف درگ ناچیز بوده است. در این ناحیه درگ از جنس پسای اصطکاکی می‌باشد. زیرا میزان تأثیر جدایش جریان ناچیز بوده و علت این میزان اختلاف کم بین محل‌های قرارگیری، صرفاً میزان افزایش سطح فنس‌ها و بخشی دیگر نیز مربوط به محل قرارگیری در راستای بال می‌باشد. در زوایای حمله بالاتر به دلیل ماهیت جریان و جدایش‌های زیاد آن درگ از نوع درگ فشاری خواهد بود. از زاویه حمله ۱۳ درجه به بعد روند تغییرات درگ برای فنس B و C کاهش یافته؛ ولی برای فنس A افزایش شده است. علت آن را می‌توان در شکسته شدن گردابه‌ها و کوچک شدن قطر گردابه‌های جدا شده بر روی سطح بال توسط این فنس‌ها دانست. فنس‌های C و B به دلیل قرارگیری در ناحیه جدایش زیاد جریان (وسط و انتهای گردابه رأس بال) توانسته است مانند یک سطح جداکننده از افزایش قطر گردابه‌ها جلوگیری کنند؛ اما به طور کلی به دلیل تشکیل گردابه توسط هر فنس نیز درگ بر روی

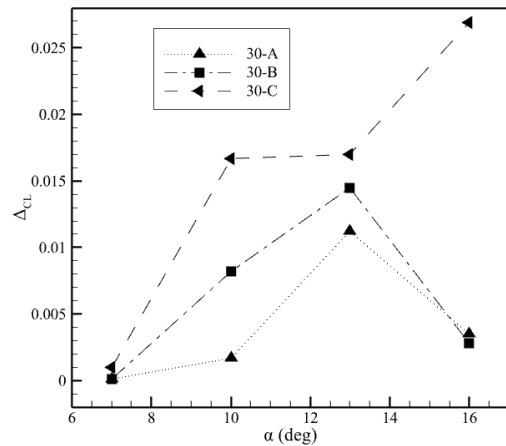


شکل ۱۷. نمودار ضریب گشتاور غلتشی در موقعیت‌های مختلف قرارگیری فنس

دیگر پارامتر مهم در بحث بررسی فنس‌ها، میزان پسای تولیدی توسط این صفحات می‌باشد. در نمودار شکل ۲۱ میزان تغییرات درگ ایجاد شده بر اثر جابه‌جایی فنس‌ها در طول بال پهناد نمایش داده شده است. ضریب  $\Delta cd$  میزان تفاضل ضریب درگ پهناد و پسای ایجاد شده توسط فنس‌ها نسبت به هر زاویه حمله می‌باشد.

فنس‌های B و C بیشتر از فنس A بوده است. در ادامه به بررسی اثر ارتفاع فنس بر روی میزان ضریب تفاضل درگ می‌پردازیم.

در نمودار شکل ۱۹ نیز مشاهده می‌شود بیشترین اثر مثبت فنس بر روی ضریب برآ در فنس C است.



شکل ۱۹. ضریب تفاضل برآ ناشی از فنس‌ها در زوایای حمله مختلف نسبت به محل‌های قرارگیری متفاوت

علت اختلاف ضریب برآ در زاویه حمله ۱۶

درجه، بین فنس C و سایر فنس‌ها به محل قرارگیری این فنس در محل بیشترین قطر گردابه برمی‌گردد. در این محدوده با کنترل جریان و اندازه گردابه تشکیل شده باعث افزایش چسبندگی جریان و در نهایت افزایش برآ شده است.

## ۸. نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی محل و ابعاد فنس بال و اثر آن بر روی سطح کنترلی اسپلیت درگ پرداخته شد است. باتوجه به روش طراحی این فنس‌ها، نتایج برای ضریب گشتاور غلتش نمایش داده شد. برخی از مهم‌ترین نتیجه‌گیری‌ها

از این تحقیق به‌اختصار در این قسمت توضیح داده شده است.

- قراردادن فنس بر روی بال‌های عقب‌گرد سبب انحراف بخشی از گردابه رأس بال خواهد شد. میزان این انحراف به محل و ارتفاع فنس بستگی خواهد داشت.

- با انحراف گردابه توسط فنس، مجدداً گردابه بعد از این صفحه بر روی ناحیه لبه حمله تشکیل خواهد شد. این گردابه نیز می‌تواند به سطوح کنترلی برخورد کرده و اثرات منفی خود را بر روی عملکرد آنها بگذارد.

- به دلیل وجود جریانات اسپن‌وایز بر روی بال‌هایی با زاویه‌ی عقب‌گرد بالا و برخورد این جریانات به فنس‌ها، گردابه‌ای ناشی از این برخورد تشکیل می‌گردد که می‌تواند بر روی سطوح کنترلی واقع در لبه فرار اثر منفی ایجاد کند.

- علاوه بر راهکارهای ارائه شده در سایر مقالات برای کاهش گشتاورهای مزاحم، استفاده از فنس نیز می‌تواند کمک شایانی به حل این مشکل کند. به طوری که فنس C30 میزان ضریب غلتشی در زاویه حمله ۱۳ درجه را در بهترین حالت ۴۲ درصد کاهش داده است. افزایش ارتفاع فنس نیز سبب شده است که به عنوان نمونه در این زاویه حمله درصد کاهش ضریب غلتشی ۶۷ درصد گردد.

- در این مدل پهنای، استفاده از فنس C در زوایای حمله کمتر از ۱۶ درجه ضریب گشتاور غلتش کمتری را در حین استفاده از سامانه اسپلیت درگ تولید کرده است.

- بازه کارکرد فنس‌ها در زاویه حمله ۷ و ۱۶ درجه بر روی این مدل پهنای کاهش‌یافته است که این پدیده ناشی از روش طراحی فنس بر اساس میزان تغییرات قطر و محل گردابه است. به‌گونه‌ای که با افزایش بازه

UCAV, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, California, P. 2986, June 5-8, 2006.

[6] H. Shim and S. O. Park, Low-speed wind-tunnel test results of a BWB-UCAV model, *Procedia Engineering*, Vol. 67, PP. 50–58, 2013.

[7] 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.

[8] J. Luckring, A survey of factors affecting blunt-leading-edge separation for swept and semi-slender wings, 28th AIAA applied aerodynamics conference, Chicago, P. 4820, 2010.

[9] M. Rütten, B. Dölle, M. Rein, J. Künemund, and S. Saalfeld, Numerical flow investigation of morphing leading edges for the enhancement of maneuverability of unmanned combat air vehicles, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, P. 3326, 2012.

[10] S. Pfnür, A. Hövelmann, D. Sedlacek, and C. Breitsamter, Vortex flow interaction phenomena on multi swept delta wings at subsonic speeds, STOMP-AVT-307, 20, 2019.

[11] J. Luckring, A survey of factors affecting blunt-leading-edge separation for swept and semi-slender wings, in 28th AIAA applied aerodynamics conference, P. 4820, 2010.

[12] M. K. Sobhani, M. Dehghani Manshadi, M. Bazzazadeh, and M. Ilbeygi, Experimental Investigation of The Flow Field Over a Non-Slender lambda Shaped Wing by Pressure Measurement, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 17, No. 1, PP. 10–21, 2015. (in Persian).

[13] B. K. McLain, Steady and unsteady aerodynamic flow studies over a 1303 UCAV configuration, Monterey,

تغییرات ابعادی گردابه در زمان طراحی فنس، می‌توان محدوده عملکرد مناسب فنس را افزایش داد.

- افزایش بیش از حد قطر گردابه در زوایای حمله بالا باعث قرق شدن فنس در این گردابه خواهد شد و عملکرد آن را در جهت کاهش ضریب غلتشی مزاحم کاهش خواهد داد. از طرفی دیگر در زوایای حمله پایین‌تر (قبل از تشکیل گردابه رأس بال) جریان اسپین وایز بر روی بال به فنس برخورد کرده و سبب کاهش عملکرد سطوح کنترلی واقع بر انتهای بال می‌گردد.

## ۹. مآخذ

[1] J. Brett and A. Ooi, Effect of sweep angle on the vortical flow over delta wings at an angle of attack of  $10^\circ$ , *Journal of Engineering Science and Technology*, Vol. 9, No. 6, PP. 768–781, 2014.

[2] A. Madani, Paramtric Study of split-drag system at different angles of attack and comparison between crow Flap system and split-drag in a prototype flying wing UAV, MSC Thesis, Department of Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, 2022. (in Persian).

[3] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, and P. Weinerfelt, Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, No. 6, PP. 321–343, 2004.

[4] J. Brett and A. Ooi, Effect of sweep angle on the vortical flow over delta wings at an angle of attack of  $10^\circ$ , *Journal of Engineering Science and Technology*, Vol. 9, No. 6, PP. 768–781, 2014.

[5] K. Petterson, Low-speed aerodynamic and flowfield characteristics of a



- [22] M. O. L. Hansen et al., Aerodynamically shaped vortex generators, *Wind Energy*, Vol. 19, No. 3, PP. 563–567, 2016.
- [23] H. K. Naeini, M. Nili-Ahmadabadi, Y. S. Park, and K. C. Kim, Effect of nature-inspired needle-shaped vortex generators on the aerodynamic features of a double-delta wing, *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 202, P. 106502, 2021.
- [24] J. K. Dickson and F. B. Sutton, The Effect of Wing Height on the Longitudinal Characteristics at High Subsonic Speeds of a Wing-fuselage-tail Combination Having a Wing with 40 Degrees of Sweepback and NACA Four-digit Thickness Distribution, 1955.
- [25] J. Wauters, I. Couckuyt, N. Knudde, T. Dhaene, and J. Degroote, Multi-objective optimization of a wing fence on an unmanned aerial vehicle using surrogate-derived gradients, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 61, PP. 353–364, 2020.
- [26] 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.
- [27] 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.
- [14] Z. J. Li and D. L. Ma, Control characteristics analysis of split-drag-rudder, *Applied Mechanics and Materials*, 2014, Vol. 472, PP. 185–190.
- [15] G. Stenfelt and U. Ringertz, Yaw control of a tailless aircraft configuration, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 5, PP. 1807–1811, 2010.
- [16] A. Madani, Moghimi-Esfandabadi, M. H., Djavarehshkian, M. H., 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, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 11, No. 2, PP. 25-37, 2023. (in Persian فارسی).
- [17] A. Madani and M. H. Djavarehshkian, Aerodynamic Investigation of Crow Flap Control System in a Flying Wing UAV Aircraft, *Journal of Aeronautical Engineering*, 2022. (in Persian فارسی)
- [18] 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 and Aerodynamics Journal*, Vol. 11, No. 1, PP. 1–16, 2022. (in Persian فارسی).
- [19] N. Namura, S. Obayashi, and S. Jeong, Efficient global optimization of vortex generators on a supercritical infinite wing, *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, PP. 1670–1679, 2016.
- [20] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, Experimental evaluation of sinusoidal leading edges, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, PP. 1404–1408, 2007.
- [21] E. Gnapowski, Review of Selected Methods for Increasing the Aerodynamic Force of the Wing, *Advances in Science and Technology. Research Journal*, Vol. 13, No. 1, PP. 60–67, 2019.

## ۱. پی‌نوشت

- 
- <sup>1</sup> Split Drag Rudder  
<sup>2</sup> Elevon  
<sup>3</sup> All Moving Wing Tip  
<sup>4</sup> Slotted Split Deflector  
<sup>5</sup> B2 Bomber  
<sup>6</sup> Yawing Moment  
<sup>7</sup> Rolling Moment  
<sup>8</sup> Crow Flap  
<sup>9</sup> Sinusoidal Leading Edge  
<sup>10</sup> Wing Cuff  
<sup>11</sup> Vortilon  
<sup>12</sup> Vortex generator





- 
- 13 Fence
  - 14 Needle-Shaped Vortex Generators
  - 15 Swing
  - 16 finite volume
  - 17 pressure base
  - 18 simple c
  - 19 second order upwind
  - 20 pressure outlet
  - 21 symmetric
  - 22 sleeping wall
  - 23 ansys meshing
  - 24 unstructured mesh
  - 25 Y-Plus

۷۷

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



کاهش ضربه گشاور غلتشی در استفاده از سامانه  
اسپلیت درگ رادر با استفاده از فنس های بال