

استفاده از دینامیک سیالات عددی برای تعیین موقعیت نصب سنسور هشدار دهنده و اماندگی هواپیما و انطباق آن با نتایج تست‌های پروازی هواپیما

مرتضی بیاتی^۱

۱- استادیار دانشگاه صنعتی ارومیه، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر، گروه هوافضا، ارومیه، ایران، mbayati@uut.ac.ir

چکیده

از دست دادن کنترل هواپیما توسط خلبان، یکی از علت‌های اصلی حوادث هوایی است. یکی از عوامل تأثیرگذار در بحث کنترل، خصوصیات هواپیما در زوایای حمله بالا و هنگام و اماندگی است که آیین‌نامه‌های هوانوردی، طراحان و سازندگان وسایل پرنده را الزام می‌کند تا با استفاده از تجهیزات لازم و دقیق و با استفاده از روش‌های قابل اعتماد، رفتار هواپیما را شناسایی کرده و ایمنی پرواز را افزایش دهند. در اینکار با استفاده از روش‌های عددی، موقعیت نصب سنسور هشداردهنده و اماندگی در یکی از هواپیمای سبک ساخت داخل کشور، اصلاح شد و نتایج تست پروازی تأیید کننده محل اصلاح شده نصب سنسور بود و بند آیین نامه مربوطه اجابت گردید.

واژه‌های کلیدی: هشداردهنده و اماندگی هواپیما، نقطه سکون، مقطع بال

مقدمه

حمله هواپیما از آن مقدار بیشتر شود دیگر افزایشی در مقدار نیروی برآ وجود نمی‌آورد. فازهای پروازی برخاست و اول فاز اوجگیری، نشستن روی باند و حرکت انصراف از نشستن^۱ و پرواز در ارتفاع پایین^۲ سه تا از مانورهایی هستند که کنترل هواپیما در امنیت پروازی آنها بسیار مهم است. در این فازهای پروازی، هواپیما سرعت و ارتفاع لازم برای بازیافت ندارد و کار خلبان برای جلوگیری از بروز و اماندگی و سانحه سخت است. طراحی هواپیماهای مقاوم در برابر اسپین^۳ به شناخت کافی از رفتار پرنده در هنگام و اماندگی احتیاج دارد. لذا سیستم هشداردهنده و اماندگی می‌تواند در آگاهی خلبان از وضعیت وسیله هوایی بسیار مؤثر باشد. آیین‌نامه‌های هوانوردی با تکیه بر افزایش کنترل پذیری هواپیماها و کاهش حوادث و سوانح هوایی، همواره در حال بازنگری هستند تا با استفاده از تکنولوژی‌های جدید و افزایش دانش کنترل پذیری، از بروز سوانح هوایی ممانعت به عمل آورند. در همین راستا، سازمان هوانوردی

بررسی آمار سوانح هوایی نشان می‌دهد که بین سالهای ۲۰۰۸ تا ۲۰۱۴ در هواپیماهای هوانوردی عمومی، حدود ۴۸ درصد حوادث هوایی که منجر به سانحه هوایی شده اند مربوط به از دست دادن کنترل هواپیما بوده است [۱]. حوادث و سوانح و اماندگی، اسپین و مد مارپیچی اسپیرال که همگی بخاطر و اماندگی هواپیما رخ می‌دهند، تقریباً دو برابر دیگر سوانح هوایی بوده و لذا در صنعت هوانوردی همواره مورد توجه بوده‌اند [۲]. هنگامیکه زاویه حمله هواپیما از مقدار مجازش تجاوز کند، هواپیما دچار و اماندگی شده است و اگر آیرودینامیک نامتقارن و یا افت کنترل عرضی در هواپیما بوجود بیاد، هواپیما ممکن است وارد حرکت اسپین شود که هواپیما در یک مسیر مارپیچ با کاهش شدید ارتفاع حرکت خواهد کرد [۳،۴]. مقدار مجاز زاویه حمله مقداری است که اگر زاویه

^۱spin resistant

^۲go around

^۳traffic pattern

به انجام تست‌های پروازی اقدام گردد. این کار در مورد یک هواپیمای سبک ساخت داخل، انجام شده و بعد از اصلاح محل نصب سنسور هشداردهنده واماندگی، تست پرواز آن نشان از بهبود کارایی آن داشت. قبل از تغییر محل نصب سنسور هشدار واماندگی، نتایج تست‌های هوایی و نظرات خلبان تست پرواز حکایت از آن داشت که بوق هشدار واماندگی در سرعت‌های خیلی بالاتر از سرعت واماندگی هواپیما شروع می‌شد ولی بعد از اصلاح آن، در سرعت‌های نزدیک به سرعت واماندگی عمل می‌کرد. طبق الزام آیین نامه هوایی برای هواپیماهای سبک، هشدار واماندگی باید حدود $2/6 \text{ m/s}$ بالاتر از سرعت واماندگی هواپیما شروع شود و تا زمان وقوع واماندگی ادامه یابد [۱۰] که با تحلیل نتایج تست‌های پروازی بعد از اصلاح محل قرارگیری هشداردهنده واماندگی، انطباق نتایج با الزام آیین نامه اثبات شد.

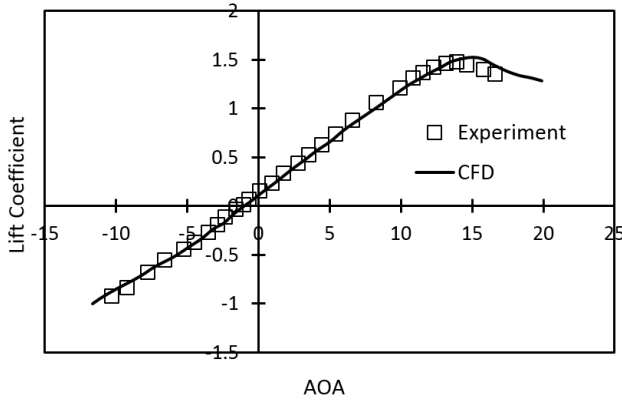
روش مورد استفاده

یکی از سنسورهای مهمی که در هواپیماها نصب می‌شود، سنسور هشدار دهنده واماندگی است. اهمیت این قطعه بخاطر آن است که قبل از وقوع پدیده واماندگی، خلبان هواپیما را آگاه می‌کند تا خلبان زمان کافی داشته باشد تا از وقوع واماندگی جلوگیری کند. از آنجا که هواپیما باید از واماندگی و تغییرات وابسته به آن دور باشد، لذا خلبان باید علامتی برای نزدیک شدن به لحظه واماندگی داشته باشد که این علامت توسط سنسور هشداردهنده واماندگی برای خلبان به شکل بوق یا چراغ چشمک زن فراهم می‌شود. سنسور هشدار دهنده واماندگی بر اساس جابجایی نقطه سکون کار می‌کند که نقطه سکون با تغییر زاویه حمله هواپیما در لبه حمله بال جابجا می‌شود. اگر لبه حمله بال در معرض جریان بعد از ملخ قرار داشته باشد و یا در لبه حمله بال، ابزارهای برآفزا بکار برده شده باشد، باعث تغییر موقعیت نقطه سکون بال شده و تعیین دقیق محل نصب سنسور را با چالش مواجه می‌کند. ولی در لبه حمله بال هواپیمای مورد نظر، وسیله برآفزا نداشته و همچنین موتور و ملخ آن در ناحیه جلو بدنه قرار داشته لذا فقط ناحیه کمی از بال درونی هواپیما تحت تأثیر جریانات حلقوی بعد از ملخ بود، لذا با در نظر گرفتن این عوامل، تعیین محل نصب این سنسور راحت‌تر بود. سنسور هشداردهنده واماندگی از آنجا که در لبه حمله بال قرار می‌گیرد و با تغییر نقطه سکون کار می‌کند، جریانات عرضی روی بال، تأثیری در محل نقطه سکون نداشته و محل نقطه سکون در نزدیکی لبه حمله بال مستقل از جریان روی بال خواهد بود، لذا می‌توان با تعیین دقیق محل نقطه سکون در ایرفویل دوبردی، محل نصب سنسور هشدار دهنده واماندگی را روی بال هواپیما تعیین کرد. هرگاه نقطه سکون به محل قرارگیری سنسور برسد، اختلاف فشار ایجاد شده در پایین و بالای زبانه سنسور، به آن نیرو وارد کرده و آنرا تکان می‌دهد. سیستم برقی داخل هشداردهنده واماندگی، جابجایی زبانه را حس کرده و با فرستادن ولتاژ به چراغ

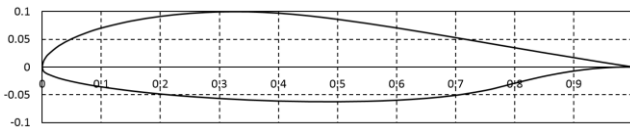
آمریکا (FAA) و اروپا (EASA) و دیگر کمیته‌های بین‌المللی در زمینه آیین‌نامه‌ها و الزامات هوانوردی، برای افزایش کنترل پذیری و جلوگیری از عدم بروز شرایط نایمن در هواپیما، پروژه‌هایی مانند "Departure Aversion" را مطرح کرده اند که هدف آنها افزایش کنترل‌پذیری و شرایط تطابق با الزامات هوانوردی است تا با افزایش شرایط در زمینه هشداردهنده‌های واماندگی و بهبود خصوصیات پروازی و خوشدستی هواپیما، به خلبان در کنترل بهتر و مؤثر هواپیما کمک کنند [۵]. اجابت الزامات هوانوردی در زمینه کنترل کردن هواپیما به سیستم هشداردهنده واماندگی و نشان دهنده زاویه حمله مناسب و تحلیل داده‌های جمع‌آوری شده احتیاج دارد. لذا همواره پروژه‌های متعددی مطرح می‌شوند تا با انجام تست‌های متعدد و پیشرفته امکان پیش بینی واماندگی و ممانعت از بروز آن را با دقت قابل قبولی امکان‌پذیر سازند و همچنین الزامات و بندهای آیین‌نامه‌های هوانوردی را بروز و اثربخش‌تر کنند. بحث واماندگی هواپیما در سه حالت واماندگی بال-مسطح، واماندگی چرخشی و واماندگی شتابدار مطرح می‌شود که در برنامه تست‌های پروازی تمام آیین‌نامه‌های هوانوردی مطرح می‌شوند [۶]. اثربخشی هشداردهنده واماندگی هواپیمای Diamond DA42 در برنامه تست‌های پروازی در سال ۲۰۱۷ انجام گرفت و سیستم‌های مختلف دیداری، شنیداری و لمسی مورد ارزیابی قرار گرفتند که در نهایت سیستم لمسی با ایجاد لرزش روی دسته کنترلی هواپیما، بهترین نمره عملکردی را گرفت. ممکن است برخی وقت‌ها، خلبان به سیستم چشمک زن هشداردهنده توجه نکند و آنرا نبیند. سیستم هشدار دهنده شنیداری با ایجاد صدا در کابین، خلبان را متوجه می‌سازد ولی سیستم لمسی با ایجاد لرزش روی دسته کنترلی، بخصوص برای خلبانان تازه‌کار، کارایی بیشتری داشت [۷]. در برنامه‌های تست‌های مختلفی که روی هواپیماهای گوناگون انجام شده، مشخص شده است که پاسخ هواپیماها با هم متفاوت است. به عنوان مثال Cessna 172M و Piper PA-32-260 در هنگام بازکردن فلپ، حدود 111 N تا 160 N نیروی خلبان برای تریم هواپیما احتیاج دارند و اگر خلبان هواپیما را کنترل نکند و کاری روی هواپیما انجام ندهد، زاویه مسیر تا 35 درجه در مدت زمان کمتر از 6 ثانیه خواهد رسید در صورتیکه هواپیمای Piper PA-28-180 فقط به 13 N نیرو برای کنترل هواپیما حین باز شدن فلپ احتیاج دارد [۸]. لذا طراحان هواپیما باید به پاسخ و نحوه رفتار هواپیما در قبال محرک‌های مختلف هم توجه داشته باشند و با استفاده از روشهای مختلف در طراحی، بارگزاری و کنترل‌پذیری، رفتار هواپیما را پیش‌بینی کنند [۹].

در این مقاله از دینامیک سیالات عددی (CFD) استفاده شده و یک روش قابل اعتماد برای تعیین دقیق محل نصب سنسور هشداردهنده واماندگی هواپیما روی بال ارائه شده است تا روشهای قدیمی‌تر که مبتنی بر انجام تستهای تونل باد برای تعیین محل قرارگیری سنسور هشداردهنده واماندگی بود را کامل کرده و در نهایت

و هم برای مقطع بال مشخص می‌گردد. زاویه حمله متناظر با نقطه واماندگی مقطع بال هواپیما مورد بررسی با استفاده از منحنی تغییرات ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله، حدود ۱۴ درجه است. نتایج تست تونل باد و همچنین شبیه‌سازی عددی مقطع بال در شکل (۳) آمده است. تست تونل باد مقطع بال هواپیما مورد نظر در آزمایشگاه تونل باد دانشگاه صنعتی ارومیه انجام گرفته است. مقطع بال هواپیما از نوع HQ42E بوده که مختصات آن در شکل (۴) آورده شده است.



شکل ۳: منحنی ضریب نیروی برآ برای ایرفویل HQ42E



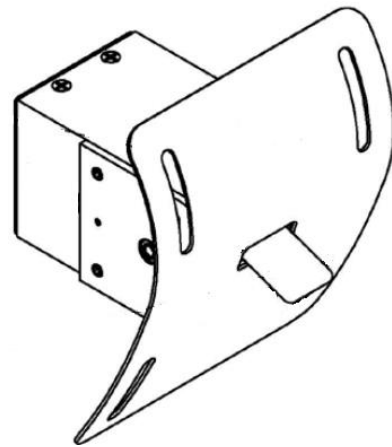
شکل ۴: مختصات ایرفویل HQ42E

زاویه حمله‌ای که پدیده واماندگی در آن نقطه رخ می‌دهد متناظر با سرعت واماندگی هواپیما است. ولی زاویه واماندگی در مقطع بال و کل هواپیما با هم متفاوت است چراکه اثرات سه بعدی بال و اثرات تداخل بال با بدنه و دیگر اثراتی که بخاطر ادوات و تجهیزاتی که روی بال نصب می‌شود و در نحوه جریان هوا روی بال تأثیر می‌گذارند، مقدار ضریب برآ را در حالت واماندگی و در زاویه واماندگی هواپیما تغییر می‌دهند. سرعت واماندگی از روابط تحلیلی و روشهای عددی استخراج می‌گردد که با نتایج تست پروازی هواپیما صحه‌گذاری می‌شود. رابطه تحلیلی طبق رابطه (۱) برای پیش‌بینی مقدار سرعت واماندگی هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد.

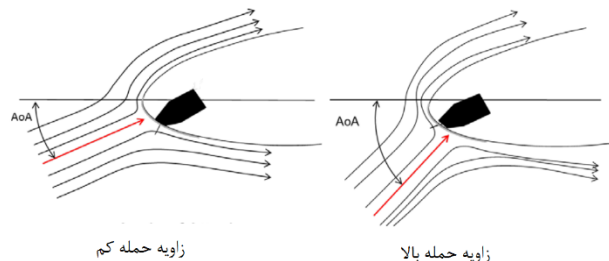
$$V_s = \sqrt{\frac{2W_{T.O.}}{\rho S_{Ref} C_{Lmax}}} \quad (1)$$

که در رابطه (۱)، $W_{T.O.}$ بیشینه وزن هواپیما در حالت برخاست، S_{Ref} مساحت مرجع، ρ چگالی هوا و C_{Lmax} بیشینه ضریب برآ در منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله است. در هواپیما مورد بررسی بیشینه وزن برخاست برابر با ۱۵۸۰ kg و مساحت بال آن ۱۴ m² است. سرعت

چشمک زن یا بلندگوی داخل کابین، خلبان را آگاه می‌کند. در شکل‌های (۱) و (۲) شماتیک از سنسورهای هشداردهنده واماندگی و نحوه کارکرد آنها نمایش داده شده است. با در نظر گرفتن زوایای نصب و پیش‌آبرودینامیکی بال هواپیما، ابتدا موقعیت عرضی محل قرارگیری سنسور تعیین شده و سپس با استفاده از دینامیک سیالات عددی، موقعیت نقطه سکون در زوایای حمله مختلف برای آن مقطع بال، تعیین می‌گردد. محلی از نقطه سکون در زاویه حمله‌ای که متناظر با زاویه حمله واماندگی بال است، راستای طولی محل قرارگیری سنسور را تعیین خواهد کرد. به این ترتیب، موقعیت عرضی و طولی محل قرارگیری سنسور هشدار دهنده واماندگی در روی بال مشخص خواهد شد. باید در نظر داشت که الزام آیین نامه قید کرده است که در حدود سرعت بیشتر از ۲/۶ m/s قبل از سرعت واماندگی، سنسور شروع به هشدار دادن کند، یعنی در زاویه حمله‌ای کمتر از زاویه واماندگی و متناسب با سرعت واماندگی بعلاوه مقدار ۲/۶ m/s، لازم است محل نقطه سکون به محل قرارگیری سنسور برسد تا اختلاف فشار ایجاد شده بین پایین و بالای زبانه سنسور، آنرا به حرکت در آورده و در کابین خلبان، هشدار نزدیکی به سرعت واماندگی اعلام گردد.

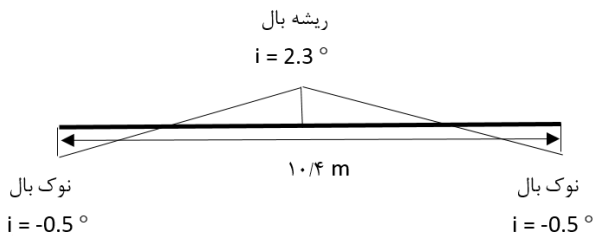


شکل ۱: شماتیک سنسور هشداردهنده واماندگی هواپیما



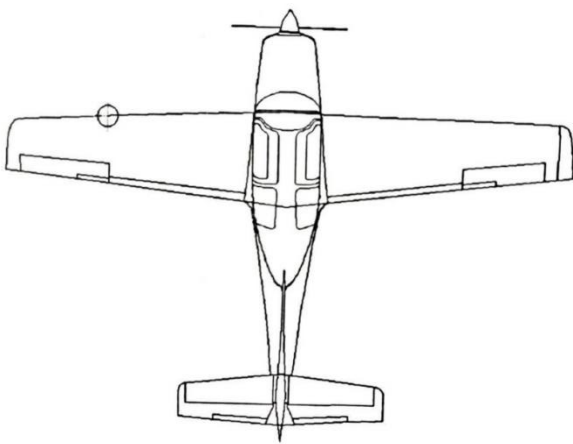
شکل ۲: نحوه انحراف زبانه سنسور هشداردهنده واماندگی هواپیما

رفتار کل هواپیما و مقطع بال هواپیما در زوایای حمله مختلف با بررسی نمودار تغییرات منحنی ضریب برآ با زاویه حمله، هم برای کل هواپیما



شکل ۵: مقدار پیچش در راستای دهانه بال

هر چند در موقعیت ۳/۹۸ m از دهانه بال، مقدار پیچش برابر با صفر درجه خواهد شد ولی ترجیح داده شد که موقعیت نصب هشدار دهنده با قسمت درونی تر بال انتقال داده شود. چراکه در نواحی بال بیرونی، وتر بال کوچکتر شده و عدد رینولدز محلی جریان کاهش می یابد. این موضوع می تواند بر زمان وقوع واماندگی تأثیر بگذارد و آنرا به تأخیر بیانازد. موقعیت ۳/۳m از دهانه بال سمت چپ که دارای پیچش ۰/۷۲ درجه است برای موقعیت عرضی نصب هشداردهنده انتخاب شد. همانطور که از شکل (۶) مشخص است این نقطه از جریان چرخشی پشت ملخ فاصله زیادی داشته و لذا تحت تأثیر جریان ملخ قرار نمی گیرد.



شکل ۶: موقعیت عرضی محل نصب سنسور هشداردهنده روی بال

حال باید موقعیت طولی برای نصب سنسور پیدا کرد. موقعیت طولی به محل نقطه سکون در زاویه حمله متناظر با سرعت واماندگی هواپیما بستگی دارد.

واماندگی بر حسب سرعت متناظر در سطح زمین بیان می شود و لذا مقدار چگالی برابر با $1/225 \text{ kg/m}^3$ در نظر گرفته می شود.

روند انجام تست پروازی

هواپیما در دو سرعت $1/3$ برابر سرعت واماندگی در حالت پیکره نشست و $1/4$ برابر سرعت واماندگی در پیکره تمیز، در ارتفاع حدود ۵۰۰۰ پایی در دو وضعیت موتور خاموش و موتور روشن با دسته گاز ۷۵٪ بیشینه توان پیوسته موتور، قرار داده شده، سپس با کمک سکان بالا بر هواپیما، سرعت را با نرخ 1 knots/s برای واماندگی بال مسطح و 3 knots/s تا 5 knots/s برای تست واماندگی چرخشی و شتابدار، کاهش داده تا شرایط واماندگی طبق الزام آیین نامه هوانوری CS.23-201 رخ دهد. در این حالت خلبان حدود ۲ ثانیه زاویه چرخشی هواپیما را در کمتر از $\pm 15^\circ$ درجه نگه می دارد و سپس سرعت واماندگی را ثبت می کند. این روند تست واماندگی برای بدست آوردن سرعت واماندگی هواپیما در ترکیب پیکره های مختلف سرعت و موتور انجام می شود و در نهایت سرعت محافظه کارانه تر به عنوان سرعت واماندگی هواپیما در دفترچه های پروازی هواپیما اعلام می گردد. سرعتی که برای هواپیمای مورد نظر از نتایج تست های پروازی نتیجه شده در جدول (۱) آمده است.

جدول ۱: سرعت های واماندگی هواپیما

V _{so} (m/s)	V _s (m/s)	
۲۷	۳۳	موتور روشن
۲۹	۳۷	موتور خاموش

محل انجام تست پروازی هواپیما، فرودگاه نوشهر در استان مازندران بوده است. این فرودگاه در شرایط ارتفاعی هم سطح دریا قرار دارد و با فاصله کم از کوه و جنگل واقع شده است. کوه های اطراف آن ارتفاع کمی داشته و پوشیده از جنگل است لذا این فرودگاه هم از نظر موقعیت جغرافیایی و هم از نظر ترافیک هوایی که یک فرودگاه خلوت و با پرواز کم است، مناسب برای انجام تست های پروازی هواپیما می باشد. طول باند فرودگاه نوشهر ۲۱۰۰ متر و عرض آن ۳۰ متر در راستای شرق به غرب است.

تعیین محل نصب هشداردهنده بر روی بال

بال هواپیمای مورد نظر دارای دهانه $10/4$ متر، زاویه نصب $2/3$ درجه در ریشه بال و پیچش آیرودینامیکی $2/5$ است که بصورت خطی از ریشه بال تا نوک بال تغییر می کند. شکل (۵) تغییرات زاویه پیچش در راستای دهانه بال را نشان می دهد.

نتایج شبیه سازی عددی ایرفویل HQ42E در جدول (۳) آورده شده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که با افزایش زاویه حمله، محل نقطه سکون در راستای سطح زیرین مقطع بال از لبه حمله به سمت لبه فرار حرکت می کند و در زوایای حمله منفی هم نقطه سکون در سطح بالایی مقطع بال تشکیل می شود.

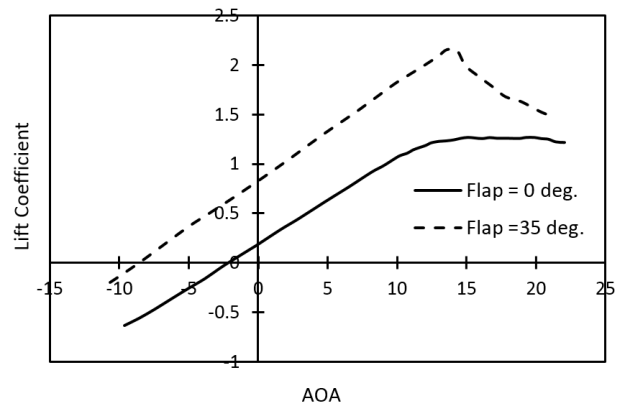
جدول ۳: موقعیت طولی نقطه سکون در راستای وتر ایرفویل

AOA	x نقطه سکون بر حسب درصد وتر	y نقطه سکون
-۱۲	۳/۳٪	سطح بالایی مقطع بال
-۵	۰/۹٪	سطح بالایی مقطع بال
۰	۰/۰۳٪	سطح بالای مقطع بال
۵	۰/۳۵٪	سطح پایینی مقطع بال
۱۰	۲/۲٪	سطح پایینی مقطع بال
۱۳	۳/۶٪	سطح پایینی مقطع بال
۱۵	۴/۵٪	سطح پایینی مقطع بال
۱۷	۴/۷۵٪	سطح پایینی مقطع بال
۲۰	۵/۲٪	سطح پایینی مقطع بال

در زاویه حمله ۱۰ درجه، موقعیت طولی نقطه سکون در راستای وتر ایرفویل در حدود ۲/۲ درصد طول وتر است. طول وتر ایرفویل مدلسازی شده واحد و برابر با ۱ متر بوده و لذا موقعیت نقطه سکون برابر با ۲/۲ سانتیمتر از لبه حمله در راستای وتر ایرفویل خواهد بود. در مرحله بعد در نرم افزار مدلسازی اتوکد، محل متناظر با ۲/۲ درصد را در سطح پایینی ایرفویل مشخص کرده و سنسور طوری نصب می شود که زبانه سنسور در آن محل قرار گیرد.

نتیجه گیری

در اینکار روند تعیین دقیق محل نصب سنسور هشداردهنده واماندگی هواپیما، ارائه شده است. برای اینکار از دینامیک سیالات عددی استفاده شد و نتایج آن با تست های پروازی هواپیما، صحت گذاری شد. نتایج تست های پروازی هواپیما، نشان داد که با تصحیح محل نصب، هشداردهنده واماندگی در سرعتی نزدیک تر به سرعت واماندگی هواپیما شروع به عمل کرده و خلبان را از وقوع واماندگی آگاه می سازد. در قبل از تصحیح محل نصب سنسور، در سرعت های خیلی بالاتر از سرعت واماندگی، هشدار می داد و لذا بند آیین نامه CS.23-207 اجابت نمی شد. در نهایت با تأیید خلبان و بررسی نتایج تست های پروازی، تغییر محل نصب سنسور هشداردهنده واماندگی، باعث اجابت این بند از سوی سازمان هواپیمایی کشوری گردید.



شکل ۷: ضریب برآ برای کل هواپیما در حالات مختلف فلپ

در شکل (۷) شبیه سازی عددی کل هواپیما در حالات مختلف فلپ برای حالت فلپ بسته و فلپ کاملاً باز آورده شده است. با بررسی نمودار تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله مشخص می شود که زاویه واماندگی برای کل هواپیما نیز حدود همان ۱۴ درجه است که در هم حالت بدون فلپ و هم فلپ کامل نزدیک به هم هستند. سرعتی که هشداردهنده واماندگی باید عمل کند، حدود ۳۹/۶ m/s است که متناظر با زاویه حمله حدود ۱۰/۵ درجه خواهد بود. با توجه با زاویه نصب بال در موقعیت عرضی که سنسور قرار خواهد گرفت، مقدار ۰/۷۵ درجه زاویه دارد، لذا زاویه مناسب برای عمل سنسور هشدار دهنده معادل ۱۰ درجه برای مقطع بال خواهد بود. حال لازم است محل طولی نقطه سکون در راستای وتر مقطع بال در زاویه حمله ۹/۷۵ درجه (با تقریب ۱۰ درجه) محاسبه گردد تا سنسور در آن موقعیت قرار گیرد. برای این منظور مقطع بال در زوایای حمله مختلف، شبیه سازی عددی شده و جایجایی نقطه سکون مورد بررسی قرار گرفت. در نهایت موقعیت نقطه سکون در زاویه حمله ۱۰ درجه به عنوان موقعیت نهایی نصب سنسور هشداردهنده واماندگی در نظر گرفته شد. نتایج تست هوایی که بعد از اصلاح موقعیت نصب سنسور انجام گرفت، بهبود کارایی آن را اثبات کرد. جدول (۲) سرعت های عمل کردن هشداردهنده واماندگی را در قبل و بعد از اصلاح موقعیت نشان می دهد.

جدول ۲: سرعت های عمل کردن سنسور هشداردهنده در قبل و بعد از اصلاح موقعیت

V _{so} (m/s)		V _s (m/s)		
بعد از اصلاح موقعیت	قبل از اصلاح موقعیت	بعد از اصلاح موقعیت	قبل از اصلاح موقعیت	
۳۰	۳۴	۳۷	۴۱	موتور روشن
۳۲	۳۶	۴۰	۴۴	موتور خاموش

Deflection”, Journal of Technology in aerospace Engineering, Vol. 3, pp. 15-22, 2019.

- [10] Easy Access Rules for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes (CS-23) (Amendment 4), 2018.

مراجع

- [1] National Transportation Safety Board 2017-2018. Most wanted list of transportation safety improvement.
- [2] N. Fala, “An Analysis of Fixed-Wing Stall-Type Accidents in the United States”, Aerospace, Vol. 9, pp. 178-193, 2022.
- [3] C. Bennett, N. Lawson, “On the development of flight test equipment in relation to the aircraft spin”, Prog. Aerosp. Sci. Vol. 102, pp. 47-59, 2018.
- [4] D.V. Rao, T.H. Go, “Optimization of aircraft spin recovery maneuvers”, Aerosp. Sci. Technol. Vol. 90, pp. 222-232, 2019.
- [5] K. Borer Nicholas, “Development of a new departure aversion standard for light aircraft”, 17th AIAA Aviation Technology Integration and Operation Conference, AIAA Aviation Forum, AIAA 2017-3248.
- [6] B.A. Kish, et all., “FAA Part 23 method of compliance for AOA warning/limiting system”, IEEE Aerospace Conference, 2018.
- [7] B.A. Kish, et all., “Stall characteristics and trim change of six general aviation aircraft”, 18th AIAA Aviation Forum, 2018. DIO: 10.2514/6.2018-2922.
- [8] B.A. Kish, T. Bernard, R. Kimberline, “A limited investigation of airplane response to flap extension”, IEEE Aerospace Conference, 2016.
- [9] M. Bayati, “Investigation of Dynamic Loading Software on Aircraft Wing and Tail by Elevator