

ساخت مدل نیم بال هواپیمای P3F و بررسی تجربی اثرات اضافه کردن بالک به آن در کاهش پسا

محسن جهانمیری*

دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران

سیدمحسن محسنی نسب

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران

چکیده

در سالیان گذشته تلاش جهت کم کردن اثر گردابه‌های نوک بال و کاهش پسای وارد به هواپیما، نظر بسیاری از دانشمندان جهان را به خود جلب کرده است. یکی از فعالیت‌های مهم صورت گرفته در این راستا، نصب بالک در نوک بال می‌باشد. امروزه هدف بسیاری از تحقیق‌ها رسیدن به بهترین حالت نصب بالک در شرایط زوایای حمله‌ی متفاوت پرواز می‌باشد. در فازهای گوناگون پرواز شرایطی همچون سرعت وسیله‌ی پرنده و یا زاویه‌ی حمله تغییر می‌کند. در این تحقیق بالک با دو زاویه‌ی ۳۰ و ۶۰ درجه به مدل نیم بال هواپیمای P3F نصب شده و اثرات آن در کاهش نیروی پسا، نسبت به حالت بدون بالک مورد ارزیابی قرار گرفته است. انجام آزمایشات در سه سرعت ۱۵، ۲۰ و ۲۵ متر بر ثانیه و در سه زاویه‌ی حمله‌ی ۰، ۳ و ۷ درجه، در تونل باد دانشگاه صنعتی شیراز صورت گرفته است. نتایج حاصل از آزمایش‌ها، اثرات تغییر زاویه‌ی نصب بالک در میزان نیروی پسای وارد بر هواپیما را نشان می‌دهد. همچنین نشان داده می‌شود که با تغییر شرایط پرواز، جهت رسیدن به یک وضعیت مطلوب، نیاز به تغییر زاویه‌ی نصب بالک داریم. بر اساس نتایج حاصل، بالک با زاویه‌ی نصب ۶۰ درجه، نیروی پسا را حدود ۸ درصد کاهش می‌دهد. همچنین بالک با زاویه‌ی نصب ۳۰ درجه نیروی پسا را تا ۴ درصد کاهش می‌دهد.

کلمات کلیدی: کاهش پسا، گردابه‌های نوک بال، بالک، زاویه‌ی نصب متغیر، زوایای حمله.

Manufacturing the Model of P3F Aircraft Half Wing and Experimental Study the Effects of Addition Winglet to it in Drag Reduction

M. jahnmiri
S. M. Mohseninasab

Mechanical and Aerospace Engineering, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran

Mechanical and Aerospace Engineering, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran

Abstract

In past years, efforts to reduce the effect of wing tip vortices and reduce drag on aircraft has attracted many scientists of the world. One of the important activities carried out in this regard is installation of winglet at the wing tip. Nowadays, purpose of many researches is to achieve the best installation of winglet at different angle of attack. Some parameters such as speed or angle of attack, changes in different phases of flight. In this study winglet with two angles of 30 and 60 degrees mounted on P3F aircraft half wing model and its effects on the reduction of drag compared with wing without winglet. Tests has been conducted at Shiraz University of Technology Wind tunnel at three speeds 15, 20 and 25 m/s, and with different angle of attacks namely: 0, 3 and 7 degrees. The results of experiments show the drag force reduction due to using winglet with different cant angles. It is also shown that by changing flight conditions, to achieve a favorable situation, we need to change the winglet cant angle. Based on the results, the winglet with 60 degree cant angle, decreases drag about 8%. and with 30 degree cant angle, decreases drag up to 4%.

Keywords: Drag reduction, Wing tip vortices, Winglet, variable cant angle, angle of attack.

۱- مقدمه

انواع روش‌های کاهش پسا در طی سالیان گذشته در حال تکمیل شدن می‌باشند. هرچند این روش‌ها تا حد زیادی کشف شده و در حال استفاده در شرکت‌های مختلف هواپیماسازی می‌باشند، اما اهمیت موضوع باعث شده است که همچنان دانشمندان در حال تلاش جهت رسیدن به راه‌هایی کاربردی تر جهت کاهش نیروی پسا، کاهش مصرف سوخت و در نتیجه کاهش هزینه‌ها باشند.

اگر بخواهیم یک تقسیم بندی کلی را برای نیروی پسا در نظر بگیریم، این نیرو شامل دو زیر مجموعه‌ی اصلی می‌باشد. نخست نیروی پسای اصطکاک، که این نوع نیروی پسا در اثر اصطکاک بین سیال و سطح جسم ایجاد می‌شود و هر قدر میزان مساحت و یا زبری بیشتر باشد، میزان این نیرو نیز بیشتر می‌شود. دسته‌ی دوم، پسای فشاری می‌باشد. این نوع نیروی پسا به خاطر شکل جسم و اختلاف فشار جلو و عقب و یا بالا و پایین جسم بوجود می‌آید. می‌توان گفت که خود پسای فشاری شامل سه نوع پسا می‌باشد. پسای موجی، پسای ناشی از شکل جسم و پسای القایی. پسای موجی، اغلب مربوط به رژیم جریان مافوق صوت

یکی از نیروهای مهم وارد بر جسم پرنده‌ی در حال حرکت در سیال، نیروی پسا می‌باشد. نیرویی که تحت کنترل بودن آن در فازهای گوناگون پرواز بسیار حائز اهمیت می‌باشد. فازهای مختلف پروازی هواپیما شامل استارت، تاکسی بر روی زمین، برخاست، اوج‌گیری تا ارتفاع مطلوب، کروز^۱ و گشت زنی^۲، فرود و نشست می‌باشند. اگرچه نیروی پسا تا حدی در فاز نشست، جهت کنترل آیرودینامیکی بهتر، مد نظر خلبان می‌باشد، اما در سایر فازها نیرویی بازدارنده می‌باشد که هرچه این نیرو بیشتر باشد، باعث افزایش مصرف سوخت، کاهش کارایی آیرودینامیکی و ... می‌شود. در نتیجه در این فازها کاهش پسا مد نظر خواهد بود.

¹ Cruise

² Loiter

می‌باشد و پسای ناشی از شکل جسم نیز بخاطر اختلاف فشار ناشی از شکل جسم می‌باشد. اما در این تحقیق ما با نوع سوم پسای فشاری سر و کار داریم. این نوع پسا را که به عنوان نیروی پسای القایی می‌شناسیم، ناشی از نیروی برا می‌باشد و جایی ظاهر می‌شود که نیروی برا وجود داشته باشد. برای بال هواپیما، با توجه به اینکه فشار در زیر بال بیش از روی آن است، نیروی پسای القایی سهم مهمی از نیروی پسای کل را شامل خواهد شد. جریان روی بال هواپیما، جمع و در زیر آن پخش می‌شود. در نتیجه گردابه‌های شدیدی در نوک بال بوجود می‌آید. اثر این گردابه‌ها را با ابزاری مانند بالک می‌توان به شکل قابل توجهی کم کرد [۱].

بالک‌ها به عنوان صفحات کوچکی که در نوک بال نصب می‌شوند، باعث کاهش نیروی پسا می‌شوند. آن‌ها با کمتر کردن اثر عامل اصلی نیروی پسای القایی که همان گردابه‌های نوک بال می‌باشد، به عنوان یکی از روش‌های اصلی کاهش نیروی پسا شناخته می‌شوند و در بالا بردن کارایی بال نقش بسزایی ایفا می‌کنند. بالک برتری‌هایی نسبت به سایر روش‌ها دارا می‌باشد که از جمله‌ی این برتری‌ها می‌توان به این موضوع اشاره کرد که بالک را می‌توان به یک هواپیما کامل و ساخته شده اضافه کرد. در واقع در بسیاری از روش‌های کاهش نیروی پسا، روند طراحی و ساخت باید به طور کامل تکرار شود که این موضوع هزینه بر و زمان بر می‌باشد. اما بالک را می‌توان براحتی و با ایجاد تغییرات اندک در نوک بال، به پیکره‌ی هواپیما اضافه کرد. از برتری‌های دیگر بالک نیز می‌توان به این موضوع اشاره کرد که امروزه بسیاری از شرکت‌ها از آن، علاوه بر یک وسیله‌ی کاهش نیروی پسا به عنوان وسیله‌ی برای افزایش زیبایی ظاهری هواپیما استفاده می‌کنند.

فردریک لنجستر را می‌توان نخستین فردی دانست که تفکر درباره‌ی قرار دادن صفحات عمودی در نوک بال را در ذهن خود پروراند. او ایده‌ی خود را در سال ۱۸۹۷ با عنوان صفحات انتهایی به ثبت رساند. اما بالک به شکل جدی و کاربردی برای اولین بار در آزمایشات دکتر ریچارد ویتکامپ که از متخصصان هوافضای ناسا بود و در سال ۱۹۷۴ مورد استفاده قرار گرفت. او با قرار دادن بالک بر روی بال هواپیما بوئینگ KC-135A به تأثیر بسزای آن در کاهش مصرف سوخت پی برد [۲]. نتایج آزمایش‌های ویتکامپ نشان از کاهش ۲۰ درصدی پسای القایی داشت [۳]. بالک‌های رایج که به صورت ثابت به بال هواپیما متصل شده‌اند، باعث بهبود عملکرد هواپیما در شرایط پرواز کروز می‌شوند. حال آن‌که به نظر می‌رسد در شرایط متفاوت پرواز و در سایر فازها، جهت بهبود عملکرد بالک نیازمند به تغییر زاویه‌ی نصب آن در حین پرواز هستیم. در سال ۱۹۸۵ اسمیت با انجام آزمایش بر روی بالک‌های مختلف در دانشگاه تگزاس دریافت که استفاده از بالک‌های متقارن تأثیر بیشتری در کاهش پسا، نسبت به سایر نمونه‌های بالک خواهد داشت [۴]. بر همین اساس بوئینگ^۱ در سال ۱۹۹۷ برنامه‌ی استفاده از بالک‌های قابل کنترل را به اجرا در آورد. اما باید گفت از سال ۲۰۰۹ و بطور جدی تر از سال ۲۰۱۰، ایرباس^۲ و بوئینگ به دنبال بهینه کردن بیشتر بالک در هواپیماهای خود هستند و در حال انجام تست‌های گوناگون، جهت بررسی انعطاف‌پذیری و حرکت بالک نصب شده روی بال هواپیما می‌باشند. در تحقیق پیش رو بر آنیم که با تغییر

زاویه‌ی نصب بالک در شرایط مختلف سرعت و زاویه‌ی حمله‌ی بال، تغییرات ایجاد شده در میزان پسا را بررسی کنیم. همچنین میزان تأثیر منابع خطا بر روی آزمایش بررسی می‌شود. آزمایشات انجام شده در این تحقیق در سه سرعت ۱۵، ۲۰ و ۲۵ متر بر ثانیه و در سه زاویه‌ی حمله‌ی ۰، ۳ و ۷ درجه صورت گرفته است. انتخاب سرعت‌های ذکر شده به این علت بوده است که در سرعت‌های بالاتر، نوسانات سرعت بالا رفته و میزان خطا نیز افزایش می‌یابد.

۲- آشنایی با هواپیما P3F از لحاظ کاربردی

از این هواپیما در ایران به عنوان نگهبان خلیج فارس یاد می‌شود و ماموریت آن انجام پرواز روی مناطق دریایی از نوار ساحلی گرفته تا روی اقیانوس هند می‌باشد. این هواپیما با استفاده از تجهیزات اپتیکی و شناسایی الکترونیکی، اقدام به کشف شناورهای سطحی و زیر سطحی در مناطق تحت پوشش خود کرده و با انتقال این اطلاعات، کار شناسایی و رهگیری این شناورها را بسیار تسهیل می‌کند. با توجه به ماهیت پرواز، منطقه‌ی وسیعی زیر نظر این پرنده بوده و با در نظر داشتن اهمیت دریا در مسائل نظامی و تجارت، نقش مهم و غیر قابل انکار این هواپیما بیش از پیش مشخص می‌شود. این هواپیما قابلیت حمل ۹۱۰۰ کیلوگرم انواع تجهیزات شامل مین، بمب‌های کوچک، تجهیزات فریب دهنده، بسته‌های امدادی و موشک‌های ضد کشتی دارد و گاهی اوقات مجبور به نشستن در باندهای کوتاه جزایر سیری، لاوان، ابوموسی و... می‌باشد.

۳- تجهیزات آزمایش و روش حل مسئله

تونل باد و تجهیزات استفاده شده در آزمایش به شرح زیر می‌باشند.

۳-۱- تونل باد دانشگاه صنعتی شیراز

آزمایشات جهت پی بردن به میزان تغییرات نیروی پسا در تونل باد مادون صوت و مدار باز دانشگاه صنعتی شیراز صورت گرفته است. این تونل باد توسط شرکت فراسنجش صبا طراحی و ساخته شده است. تونل باد قابلیت کارکرد به صورت متکنده و دمنده را دارا می‌باشد و حد اکثر سرعت آن 43 m/s می‌باشد. این تونل باد دارای محفظه‌ی آزمایش شیشه‌ای و با ابعاد $60 \times 60 \times 300$ سانتیمتر مکعب می‌باشد. تونل در شرایط آزمایشگاهی معمولی، رطوبت محیطی معمولی و برق شهری قابل استفاده می‌باشد.



شکل ۱- تونل باد دانشگاه صنعتی شیراز

¹ Boeing

² Airbus

ترتیب ۰/۹ درصد، ۱/۴ درصد و ۱/۸ درصد می باشد. این مدل‌ها با استفاده از روش پیشرفته‌ی چاپگرهای سه بعدی ساخته شده‌اند. از مهم‌ترین خصوصیات این روش می‌توان به صرفه‌جویی در وقت و هزینه، رفع محدودیت جاگذاری تجهیزات، دقت بالای ساخت و ... اشاره کرد. اساس این روش به این شکل می باشد که اشعه‌ی یو وی به صورت قابل کنترل به مواد برخورد می‌کند و آنها را به شکل دلخواه در می‌آورد. مواد گرما دیده از یک نازل که مانند تفنگ چسب است خارج شده و کم کم به صورت لایه لایه ته نشین می شوند. لایه‌های جدید به صورت پی در پی اضافه می‌شوند تا اینکه شکل مورد نظر بوجود آید [۵]. با توجه به این روش بروز، مدل‌های مورد استفاده از دقت ساخت بالا و صافی سطح قابل قبولی برخوردار می باشند. در جدول ۱ می توان مشخصات مدل را مشاهده کرد.

جدول ۱- مشخصات مدل

NACA 0014	ایرفویل ریشه ی بال
NACA 0012	ایرفویل نوک بال
NACA 0012	ایرفویل بالک
۱۳/۳۸ سانتیمتر	طول وتر ریشه ی بال
۵/۳۳ سانتیمتر	طول وتر نوک بال
۳۴/۸ سانتیمتر	طول اسپن بال
۶ درجه	زاویه ی هفتی بال
۶۰ و ۳۰ درجه	زوایای نصب بالک

در شکل‌های ۴ می توان مدل نیم بال و بالک‌های ساخته شده را مشاهده کرد.



الف) مدل نیم بال استفاده شده

۲-۳- فشارسنج سی کاناله ، ریک فشار و سیستم انتقال

دهنده

جهت اندازه‌گیری فشار در این تحقیق از دستگاه فشارسنج سی کاناله استفاده شده است. سنسورهای فشار مورد استفاده در آزمایش، از نوع سنسورهای هانیول می‌باشند. این سنسورها دارای محدوده‌ی اندازه‌گیری $\pm 5 \text{ inH}_2\text{O}$ ، پاسخ فرکانسی یک کیلو هرتز و دقت $\pm 0.2\% \text{ FSS}$ می باشند. با استفاده از فشار سنج و ریک فشار می‌توان توزیع سرعت را در پایین دست مدل‌ها و اجسام آیرودینامیکی به دست آورد. فشار سنج به همراه نرم افزار Pressure Ware به کار می‌رود که از مهم‌ترین خصوصیات آن می توان به قابلیت نمایش هم زمان فشار در سی نقطه ، نمایش گرافیکی داده‌ها ، رسم نمودارهای انتخاب شده و ... اشاره کرد.

همچنین سیستم انتقال دهنده ی استفاده شده در آزمایش ها به صورت اتوماتیک توسط نرم افزار کنترل شده و دارای دقت حرکتی ۰/۱ میلیمتر می باشد.



شکل ۲- دستگاه فشار سنج سی کاناله

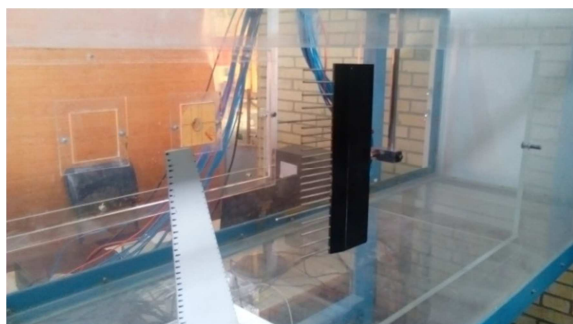


شکل ۳- دستگاه Teravrese

۳-۳- مشخصات مدل

مدل نیم بال و بالک های استفاده شده در این آزمایش مربوط به هواپیمای P3F می باشند و با نسبت ابعاد ۱ به ۴۳ ساخته شده است. نسبت انسداد مدل در تونل باد، در زوایای حمله‌ی ۰، ۳ و ۷ درجه به

همچنین بعد ۴۰ سانتیمتر در راستای اسپن بال می باشد، بطوریکه کل اسپن بال در این محدوده قرار گیرد. در شکل ۶ می توان چگونگی قرارگیری مدل و ریک فشار را در زمان انجام آزمایش مشاهده کرد.



شکل ۶- چگونگی قرارگیری مدل و ریک فشار در محفظه ی آزمایش

جهت به دست آوردن ضریب نیروی پسا از رابطه ی (۲) استفاده شده است [۶].

$$C_D = \frac{D}{0.5 \rho V^2 S} \quad (2)$$

در رابطه ی (۲)، D نیروی پسای کل می باشد. ρ چگالی سیال، V سرعت جریان سیال و S سطح مقطع مدل می باشد. همچنین برای به دست آمدن رینولدز، از رابطه ی ۳ استفاده شده است [۶].

$$Re = \frac{VL}{\nu} \quad (\nu = 1.5 \times 10^{-5} \text{ L} = 0.1338 \text{ m}) \quad (3)$$

۳-۵- بررسی کالیبراسیون تونل باد

تونل باد قبل از انجام آزمایش کالیبره شده است. میزان شدت آشفتگی جریان در زمان انجام آزمایشات ۰/۳ درصد می باشد. جهت اطمینان از کالیبره بودن، سرعت جریان در دو حالت و در مقاطع مختلف محاسبه شده است. حالت اول با ثابت گرفتن محور y در مرکز تونل و در x های مختلف می باشد. مبدا محور x ، نقطه ی شروع محفظه ی آزمایش و مبدا محور y کف محفظه ی آزمایش می باشد. آزمایش های کالیبراسیون در سرعت ۲۰ m/s انجام شده است. نتایج حاصل را می توان حصول اطمینان از کالیبره بودن تونل در جدول ۲ مشاهده کرد.

جدول ۲- بررسی کالیبراسیون سرعت در راستای x

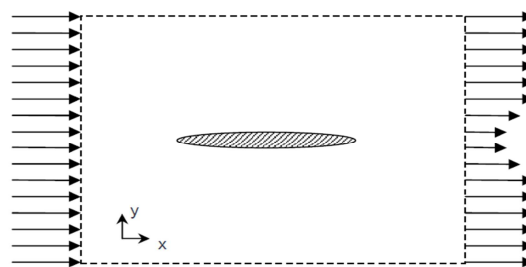
V (m/s)	X (cm)
۱۹/۹۳۲	۳۰
۱۹/۹۵۶	۶۰
۱۹/۹۹۶	۹۰
۲۰/۰۰۲	۱۲۰
۱۹/۹۹۵	۱۵۰
۱۹/۹۸۵	۱۸۰
۱۹/۹۴۶	۲۱۰
۱۹/۹۵۵	۲۴۰
۱۹/۹۶۰	۲۷۰



(ب) بالک های استفاده شده
شکل ۴- مدل های استفاده شده

۳-۴- معادلات و روش حاکم

جهت به دست آوردن نیروی پسا از رابطه ی مومنوم حاکم بر جریان سیال در حین عبور از جسم سه بعدی استفاده شده است. همانطور که می دانیم با عبور جریان سیال از جسم، مومنوم جریان کاهش می یابد که از این کاهش مومنوم می توان جهت به دست آوردن نیروی پسا استفاده کرد [۶]. برای این کار باید ابتدا حجم کنترل مناسبی در فاصله ی دور از جسم در نظر گرفت بطوریکه شرایط جریان در خارج از حجم کنترل ثابت و بدون تغییر باشد. چگونگی انتخاب این حجم کنترل برای حالت دو بعدی را می توان در شکل ۵ دید.



شکل ۵- حجم کنترل انتخابی در حالت دو بعدی

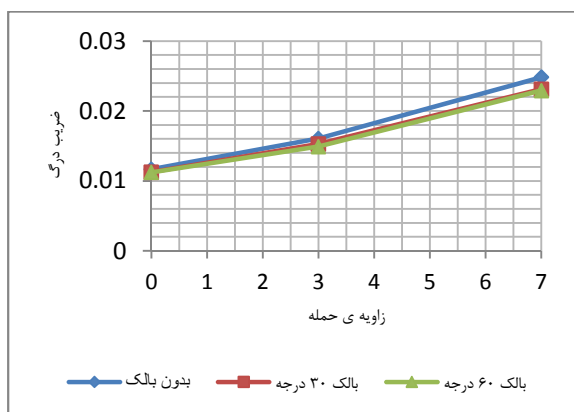
با استفاده از معادله ی مومنوم و با در نظر گرفتن شرایط پایدار جریان می توان به رابطه ی زیر جهت به دست آوردن نیروی پسا دست یافت [۷].

$$D = \int \rho u(U - u) dy \quad (1)$$

رابطه ی (۱) جهت به دست آوردن نیروی پسا در حالت دو بعد بکار می رود. در این رابطه ρ چگالی سیال، U سرعت سیال در ورودی حجم کنترل و u سرعت سیال در خروجی حجم کنترل می باشد. در این تحقیق با در نظر گرفتن محور Z در راستای اسپن بال و انتگرال گیری در دو راستای y و Z ، نیروی پسای کل محاسبه شده است. ریک فشار در فاصله ی تقریبی دو برابر وتر، پشت بال قرار گرفته است. در این فاصله، فشار استاتیک در مقاطع مختلف، ثابت بوده و با فشار استاتیک جلوی بال یکسان می باشد. با حرکت ریک در راستای عمود بر وتر بال میزان فشار کل، هر ۰/۵ میلیمتر یک بار ثبت شده است و در نتیجه با به دست آمدن سرعت در نقاط مختلف پشت بال و انتگرال گیری در صفحه های با ابعاد ۵ سانتیمتر و ۴۰ سانتیمتر نیروی پسا به دست آمده است. لازم به ذکر است که بعد ۵ سانتیمتر در راستای عمود بر وتر بال می باشد و محدوده ای است که در آن با تغییرات سرعت مواجه هستیم.

جدول ۵- ضرایب پسای به دست آمده در سرعت ۲۰ m/s

C_D در زاویه ی حمله ی ۷	C_D در زاویه ی حمله ی ۳	C_D در زاویه ی حمله ی ۰	
۰/۰۲۴۸۱	۰/۰۱۶۰۶	۰/۰۱۱۶۷	بدون بالک
۰/۰۲۳۱۱	۰/۰۱۵۲۷	۰/۰۱۱۲۴	بالک با زاویه ۳۰
۰/۰۲۲۹۱	۰/۰۱۴۹۱	۰/۰۱۱۲۳	بالک با زاویه ۶۰

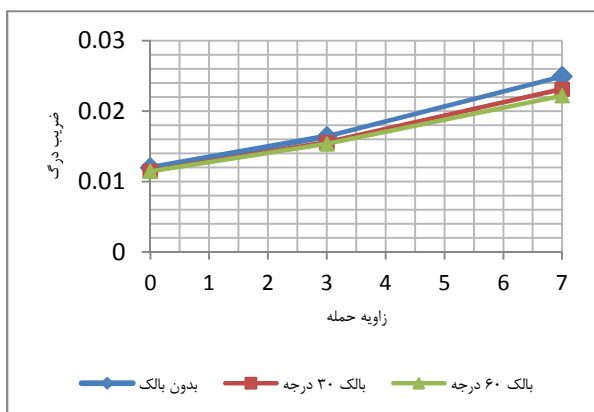


شکل ۸- نمودار ضریب پسا در سرعت ۲۰ m/s

و در نهایت در جدول ۶ ضرایب پسای به دست آمده در سرعت m/s ۲۵ ($Re=223000$) را می توان مشاهده کرد. شکل ۹ نیز نمودار مربوط به نتایج این جدول را نشان می دهد.

جدول ۶- ضرایب پسای به دست آمده در سرعت ۲۵ m/s

C_D در زاویه ی حمله ی ۷	C_D در زاویه ی حمله ی ۳	C_D در زاویه ی حمله ی ۰	
۰/۰۲۴۹	۰/۰۱۶۴۰	۰/۰۱۱۹۷	بدون بالک
۰/۰۲۳۱۲	۰/۰۱۵۵۸	۰/۰۱۱۵۰	بالک با زاویه ۳۰
۰/۰۲۲۱۸	۰/۰۱۵۳۶	۰/۰۱۱۴۸	بالک با زاویه ۶۰



شکل ۹- نمودار ضریب پسا در سرعت ۲۵ m/s

در حالت دوم با ثابت در نظر گرفتن محور x در مرکز محفظه ی آزمایش و در y های مختلف سرعت ها محاسبه شده است.

جدول ۳- بررسی کالیبراسیون سرعت در راستای y

$V (m/s)$	$Y (cm)$
۱۹/۹۵۶	۱۰
۱۹/۹۸۶	۲۰
۱۹/۹۶۷	۳۰
۱۹/۹۷	۴۰
۱۹/۹۳۵	۵۰

همانطور که در جدول های ۲ و ۳ می توان دید تغییرات سرعت در نقاط مختلف بسیار اندک می باشد و می توان از کالیبره بودن تونل مطمئن بود.

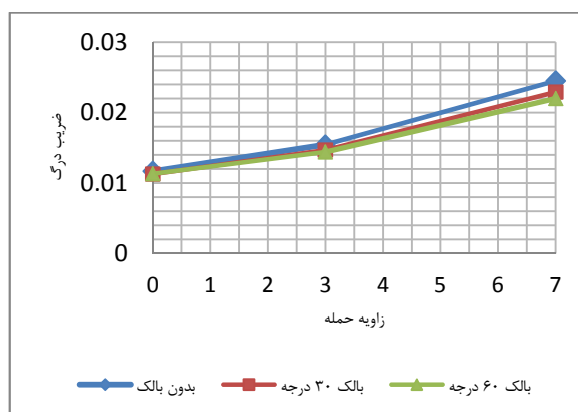
۴- نتایج آزمایشات و بررسی منابع خطا

۴-۱- نتایج آزمایش

در جدول ۴ می توان ضرایب پسای به دست آمده در سرعت m/s ۱۵ ($Re=133000$) و در شکل ۷، نمودار مربوط به آن را مشاهده کرد.

جدول ۴- ضرایب پسای به دست آمده در سرعت ۱۵ m/s

C_D در زاویه ی حمله ی ۷	C_D در زاویه ی حمله ی ۳	C_D در زاویه ی حمله ی ۰	
۰/۰۲۴۵	۰/۰۱۵۴۵	۰/۰۱۱۷	بدون بالک
۰/۰۲۲۹۱	۰/۰۱۴۷۰	۰/۰۱۱۲۹	بالک با زاویه ۳۰
۰/۰۲۲	۰/۰۱۴۴۲	۰/۰۱۱۳۳	بالک با زاویه ۶۰



شکل ۷- نمودار ضریب پسا در سرعت ۱۵ m/s

در جدول ۵ نیز می توان ضرایب پسای به دست آمده در سرعت m/s ۲۰ ($Re=178000$) و در شکل ۸ نمودار مربوط به آن را مشاهده کرد.

در پایان برای اینکه بتوان مقایسه‌ی بهتری انجام داد، در جدول‌های ۷ و ۸ میزان کاهش نیروی پسای کل در اثر استفاده از بالک‌ها بررسی شده است.

جدول ۷- میزان کاهش نیروی پسا با استفاده از بالک ۳۰ درجه

زاویه حمله ۰	زاویه حمله ۳	زاویه حمله ۷	
۰/۱۱ %	۱/۳ %	۳/۲ %	سرعت ۱۵ m/s
۰/۲ %	۱/۴ %	۳/۵ %	سرعت ۲۰ m/s
۰/۴ %	۱/۶ %	۳/۸ %	سرعت ۲۵ m/s

جدول ۸- میزان کاهش نیروی پسا با استفاده از بالک ۶۰ درجه

زاویه حمله ۰	زاویه حمله ۳	زاویه حمله ۷	
۰/۱ %	۳/۲ %	۶/۹ %	سرعت ۱۵ m/s
۰/۳ %	۳/۸ %	۶/۲ %	سرعت ۲۰ m/s
۰/۶ %	۳/۱ %	۷/۷ %	سرعت ۲۵ m/s

با دقت در نتایج حاصل از آزمایشات می‌توان به نکات زیر پی برد:

- اثر بسیار ناچیز بالک در کاهش نیروی پسا در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه و نزدیک بودن ضرایب پسا به هم در این حالت.
- با بیشتر شدن زاویه‌ی حمله، اختلاف فشار بین سطح پایین و بالای بال زیاد می‌شود و جریان میل به حرکت از ناحیه‌ی پر فشار زیر بال به سمت ناحیه‌ی کم فشار روی بال پیدا می‌کند. در نتیجه پسای القایی افزایش پیدا می‌کند. در اینجاست که بالک اثر خود را در کاهش نیروی درگ نشان می‌دهد و می‌توان اثر آن را به وضوح مشاهده کرد.
- بهتر شدن نقش بالک در کاهش نیروی پسا با افزایش سرعت جریان.
- نقش بهتر بالک با زاویه‌ی نصب ۶۰ درجه در کاهش نیروی پسا نسبت به بالک با زاویه‌ی نصب ۳۰ درجه.

۲-۴- بررسی منابع خطا و عوامل اثرگذار بر روی نتایج آزمایش

تول باد دانشگاه صنعتی شیراز و تجهیزات اندازه‌گیری مورد استفاده در آزمایش، قبل از انجام آزمایش کالیبره بوده‌اند. در این آزمایش از پیتوت استاتیک تیوب، فشار سنج سی کاناله و ریک فشار جهت اندازه‌گیری استفاده شده است. مهم‌ترین عوامل اثرگذار بر روی نتایج آزمایش که میزان ایجاد خطای آنها مورد بررسی قرار گرفته است عبارتند از:

- اثر انحراف راستای تیوب از راستای جریان (زاویه‌ی سمت) روی فشار کل [۸]
- اثر انحراف راستای تیوب از راستای جریان (زاویه‌ی سمت) روی فشار استاتیک [۸]
- اثر قطر سوراخ استاتیک تیوب روی سنجش فشار استاتیک [۹]
- اثر شکل سوراخ استاتیک تیوب روی سنجش فشار استاتیک [۹]
- اثر لرزش تجهیزات اندازه‌گیری بر روی نتایج
- اثر فاصله‌ی پایه و دماغه‌ی پیتوت استاتیک تیوب از سوراخ سنجش فشار استاتیک روی مقدار اندازه‌گیری [۸]

- اثر رطوبت موجود در محفظه‌ی آزمایش بر روی انسداد سوراخ‌های ریک [۹]

۳-۴- بررسی میزان عدم قطعیت نتایج

برای بررسی میزان عدم قطعیت دقیق نتایج، از روش کلاین و مک کلین استفاده شده است. با توجه به این روش، عدم قطعیت دقیق محاسبات، بر مبنای عدم قطعیت اندازه‌گیری‌های هر کدام از پارامترهای اولیه بیان می‌شود. بر اساس این روش، اگر نتیجه‌ی محاسبه شده‌ی R تابع معلومی از متغیرهای مستقل $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$ باشد، W_R عدم قطعیت نتیجه‌ی نهایی و $W_1, W_2, W_3, \dots, W_n$ عدم قطعیت متغیرهای مستقل باشند، خواهیم داشت:

$$W_R = \left[\left(\frac{\partial R}{\partial x_1} w_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial x_2} w_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial R}{\partial x_n} w_n \right)^2 \right]^{1/2} \quad (۴)$$

با توجه به رابطه‌ی محاسبه‌ی پسا که در بخش ۴-۳ بیان شد و با توجه به ابعاد و هندسه‌ی تجهیزات اندازه‌گیری استفاده شده، دقت تجهیزات و همچنین شرایط دمایی و محیطی زمان آزمایشات، حداکثر میزان عدم قطعیت نتایج آزمایشات این تحقیق بین ۱/۸ تا ۲/۹ درصد می‌باشد.

۵- عملیاتی کردن طرح، نصب و کنترل زاویه‌ی بالک در هواپیمای P3F

می‌توان طرح مورد نظر در این تحقیق را با صرف هزینه‌ی نه چندان زیاد عملیاتی کرد و تا حد قابل توجهی مصرف سوخت هواپیمای مورد نظر را پایین آورد و با تحت کنترل در آوردن و قابلیت حرکت بالک در زوایای مختلف، به یک شرایط آیرودینامیکی مطلوب در پرواز آن دست یافت. برای این کار در ابتدا باید شرایط آزمایش در سایر زوایای حمله‌ی بال و در سرعت‌های مختلف فراهم و انجام گیرد و به یک دید جامع در این زمینه دست یافت. آزمایشات جامع به ما نشان خواهد داد که در هر فاز از پرواز، کدام زاویه‌ی نصب بالک شرایط مطلوب‌تری را فراهم خواهد آورد.

اما جهت به حرکت درآوردن بالک در طول پرواز می‌توان به صورت هیدرومکانیکی عمل کرد. در این روش می‌توان بالک را پس از ساخت و نصب، با استفاده از کابل‌های مخصوص به دسته‌ای در درون کابین خلبان وصل کرد. این همان مکانیزمی است که برای حرکت ایلرون نیز بکار می‌رود. بنابراین کابل مربوطه را می‌توان براحتی و از همان مسیر کابل ایلرون به صورت جداگانه عبور داد. اما انرژی مورد نیاز برای حرکت بالک را می‌توان با استفاده از هیدرولیک هواپیما فراهم آورد. دو منبع هیدرولیکی موجود در هواپیمای P3F بوسیله‌ی پمپ‌های برقی و با استفاده از برق ۱۱۵ ولت، فشار هیدرولیکی ۳۰۰۰ psi را فراهم می‌آورند. به نظر می‌رسد که این میزان فشار برای کارکرد بالک کمی بالا باشد. بنابراین می‌توان با کارگذاشتن کاهنده‌ی فشار در مسیر جریان هیدرولیک، فشار را تا حد مورد نظر کاهش داد. استفاده از هر دو منبع هیدرولیک موجود در هواپیما، این امکان را به ما می‌دهد که در صورت خرابی یکی از دو منبع، بتوان براحتی از منبع دیگر استفاده کرد. در صورتی که بخواهیم مانع از حرکت بیش از اندازه‌ی بالک شویم

نیز می‌توان از سویچ‌های مکانیکی مخصوص استفاده کرد. این سویچ‌ها می‌توانند در زمان مورد نیاز وارد عمل شوند و با قطع جریان هیدرولیک، مانع حرکت بیشتر بالک شوند.

۶- جمع بندی و نتیجه گیری

باید توجه داشت که تا پیش از این بیشتر بالک‌های متداول برای بهینه کردن شرایط پرواز در فاز کروز، طراحی و استفاده شده‌اند و بهبود شرایط نشست، برخاست، اوج‌گیری و ... چندان مد نظر نبوده‌اند. اما در طول سالیان گذشته تحقیقات وسیعی جهت افزایش کارایی بالک‌ها در حین پرواز و در تمامی فاز های پروازی در حال انجام می‌باشد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که تغییر زاویه‌ی نصب بالک، میزان کاهش نیروی پسا را در شرایط مختلف سرعت جریان و زاویه‌ی حمله‌ی بال تغییر می‌دهد. بطور کل نیروی پسا در زمان نشستن هواپیما بر خلاف سایر فازها، تا حدی مفید می‌باشد و می‌تواند کمک شایانی در کنترل و پایداری هواپیما داشته باشد. مدل بال مورد مطالعه در این تحقیق مربوط به بال هواپیمای P3F می‌باشد. اضافه کردن بالک با زاویه‌ی نصب تغییرپذیر می‌تواند در زمان اوج‌گیری هواپیما و با در فاز کروز، مصرف سوخت آن را به شکل قابل توجهی کاهش دهد. هواپیمای P3F در زمان انجام پرواز خود، گاه مجبور به نشستن در باندهای کوتاه می‌شود. تغییر زاویه‌ی نصب بالک جهت کم کردن نقش آن در کاهش درگ، می‌تواند شرایط بهتری را جهت نشستن هواپیما فراهم کند.

۷- مراجع

- [1] El-Alti M., Chernoray V., Jahanmiri M., and Davidson L., Experimental and computational studies of active flow control on a model truck-trailer, in EPJ Web of Conferences, 2012, p. 01012.
- [2] Hallion R., NASA's Contributions to Aeronautics vol. 570: National Aeronautics and Space Administration, 2010.
- [3] Whitcomb R. T., A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets, 1976.
- [4] Huebner L. D., Asbury S. C., Lamar J. E., McKinley Jr R. E., Scott R. C., Small W. J., et al., Transportation Beyond 2000: Technologies Needed for Engineering Design, 1996.
- [5] Chua C. K. and Leong K. F., Rapid prototyping: principles and applications vol. 1: World Scientific, 2003.
- [6] Kuethe, C.-Y. Chow, and Y. Fung, Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamics Design, ed: American Society of Mechanical Engineers, 1987.
- [7] dos Santos L. A., Avelar A. C., Chiseaki M., and de Faria Mello O. A., Drag Estimation by Wake Survey Performed Measuring Velocities and Measuring Total and Static pressures, 2006.
- [8] Ower E. and Pankhurst R. C., The measurement of air flow: Elsevier, 2014.
- [9] Pope A., Wind-tunnel calibration techniques: North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aeronautical Research and Development, 1961.