

## بررسی تجربی اثرات سربالک منحنی دوباله بر روی ضریب پسا ریز پهباد

امیررضا نشاط کفاش

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

عبدالامیر بک خوشنویس\*

دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

محمد جواد ایزدی یزدی

کارشناس ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

## چکیده

روش‌های مختلفی برای افزایش نسبت کارایی آئرو دینامیکی بال وجود دارد که یکی از مهم‌ترین آن‌ها استفاده از سربالک در نوک بال محدود می‌باشد. در این پژوهش، ۴ سربالک منحنی دوباله با ارتفاع‌های بالک بالایی ۲، ۳، ۴ و ۵ سانتی‌متر به نیم مدل ریز پهباد RQ170 نصب و اثرات ارتفاع سربالک در کاهش پسا مدل در زاویه حمله ۰ درجه در اعداد رینولدز پایین بررسی شده است. همچنین تأثیر سربالک منحنی دوباله بر روی زوایای مختلف پروازی و اعداد رینولدز مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. داده برداری‌ها در ۵ عدد رینولدز زیر بحرانی ۲۲۰۰۰، ۲۸۴۰۰، ۳۴۰۰۰، ۴۲۰۰۰ و ۴۶۵۰۰ بر حسب وتر آئرو دینامیکی متوسط بال و در ۵ زاویه حمله ۰، ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه در تونل باد انجام شده است. نتایج بیانگر کاهش ضریب پسا در اعداد رینولدز و زوایای حمله مختلف می‌باشد. مشخص شد که با افزایش عدد رینولدز در زاویه حمله ۰ درجه ضریب پسا کاهش بیشتری داشته است. همچنین نصب سربالک منحنی دوباله با ارتفاع بالک بالایی ۳cm کاهش پسا کل بیشتری نسبت به سربالک‌های دیگر دارد.

واژه‌های کلیدی: ریز پهباد، سربالک منحنی، کاهش پسا، لودسل.

## Experimental Investigation of Effects of Split Blended Winglet on Drag Coefficient of Micro-Aerial Vehicle

A. R. Neshat

Department of Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran

A. B. Khoshnevis

Department of Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran

M. J. Ezadi Yazdi

Department of Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran

## Abstract

There are several ways to increase the aerodynamic efficiency ratio of the wing. One of the most important ones is the use of winglet at the tip of a finite wing. In the present study, four split blended winglets with different upper winglet height mounted on RQ170 Micro-Aerial Vehicle half model and its effects on the drag reduction in zero angles of attack compared with wing without winglet in low Reynolds number. Also, the effect of split blended winglet in different Reynolds number and angles of attack were investigated experimentally. The tests were carried out in a wind tunnel with a low speed and turbulence. The Reynolds number based on the Mean Aerodynamic Chord is changed from 22000 to 46500, and the angle of attack is adjusted from 0° to 20°. The results are representing the drag reduction in all Reynolds number and angles of attack due to using split blended winglet. It was found that with increasing Reynolds number at zero angles of attack, the drag coefficient decreases. Also, the installation of the split blended winglet with the 3cm height of upper winglet has more reduction in total drag coefficient.

**Keywords:** Micro-Aerial Vehicle, Blended Winglet, Drag reduction, Load cell.

پسای القایی می‌شود. همچنین رای و همکاران [۳] به بررسی تجربی کاهش پسای القایی در بال یک هواپیما پرداختند. دریافته‌اند که سربالک شکافدار نسبت به حالت بدون سربالک باعث افزایش ضریب پسا، کاهش پسای القایی و بهبود نسبت پسا به پسا می‌شود.

در یک تحقیق تجربی بر روی یک مدل ایرفویل، آراندا و همکاران [۴] نشان دادند که ضریب پسا برای حالت سه‌بعدی بال بیشتر از حالت دوبعدی آن می‌باشد. به عبارتی دیگر در یک بال سه‌بعدی در اعداد رینولدز پایین، ضریب پسا به دلیل حضور گردابه‌های نوک بال [۵]، حباب جدایی آرام و در نهایت ریزش گردابه‌ها در دنباله پشت مدل [۶]، بیشتر از ضریب پسا در بال دوبعدی است.

اثر گردابه‌های نوک بال محدود را با ابزاری مانند سربالک می‌توان به شکل قابل توجهی کم کرد. سربالک برای اولین بار به‌طور کاربردی توسط ویتکامپ [۷] مورد بررسی قرار گرفت که با نصب سربالک بر روی هواپیمای بوئینگ به تأثیر آن در کاهش مصرف سوخت پرداخت.

## ۱- مقدمه

هواپیمای بدون سرنشین در ایران به پهباد شهرت دارند. هزینه‌های پروازی بالا منجر به ساخت پرنده‌های کوچک‌تر به نام ریز پهباد شد که در اعداد رینولدز کمتر از  $10^5$  پرواز می‌کنند. در دهه گذشته، علاقه‌مندی به بررسی جریان در اعداد رینولدز پایین و مطالعه دنباله جریان به‌منظور کاهش نیروی پسا در ریز پهبادها و بهینه کردن حالت پروازی و کنترل اقتصادی آن گسترش یافته است.

بوجا و گاری [۱] به بررسی عددی کاهش پسای القایی با استفاده از سربالک در نوک بال پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که سربالک منحنی عملکرد بهتری نسبت به بال بدون سربالک و بال با سربالک دایره‌ای دارد. در تحقیقی دیگر پراگاتی و باسکار [۲] به بررسی آئرو دینامیکی سربالک منحنی بر روی بال هواپیما در سرعت‌های پایین پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که نصب سربالک منحنی باعث کاهش

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: khosh1966@yahoo.com



شکل ۲- لودسل استفاده شده در آزمایشها

### ۳-۲- مشخصات مدل

مدل و سربالک‌های مورد استفاده در این تحقیق با چاپگرهای سه بعدی ساخته شده‌اند. برای اطلاعات بیشتر در مورد این چاپگرها به مرجع [۱۰] مراجعه شود. مدل ریز پهناد حاضر با نسبت ابعاد ۱ به ۶۰ و با توجه به ابعاد پهناد RQ170 ساخته شده است و نیم مدل آن مورد آزمایش قرار گرفته است. سربالک‌های دایروی دوباله مورد استفاده دارای بالک پایینی به ارتفاع ۰٫۵ و بالک بالایی به ارتفاع‌های ۰٫۲، ۰٫۳ و ۰٫۴ و ۵ سانتی‌متر بوده که در این آزمایش به مدل اصلی نصب و به ترتیب در شکل‌ها WA، WB، WC و WD نام‌گذاری شده‌اند. همچنین مدل اصلی و بدون سربالک با WW نشان داده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۳- مدل‌های مورد استفاده

(الف) مدل WB (ب) سربالک‌های استفاده شده

عدد رینولدز نیم مدل ریز پهناد استفاده شده با مدل کامل آن یکسان در نظر گرفته شده است. در مطالعه حاضر بازه سرعت مورد بررسی از ۹ تا ۲۰ متر بر ثانیه و اعداد رینولدز متناظر بر حسب وتر

ویرمن [۸] به بررسی تجربی و عددی تأثیر سربالک بر مشخصات پهنادها پرداخت. دریافت که سربالک معمولی ۹٪ و منحنی حدود ۲۵٪ کارایی آئرودینامیکی بال را افزایش می‌دهد.

از اولین تحقیقات بر روی نیم مدل‌ها می‌توان به بررسی گاتلین و مگهی [۹] اشاره کرد. در این تحقیق به صورت تجربی مدل کامل و نیم مدل هواپیما در عدد رینولدز یکسان مورد آزمایش قرار گرفت.

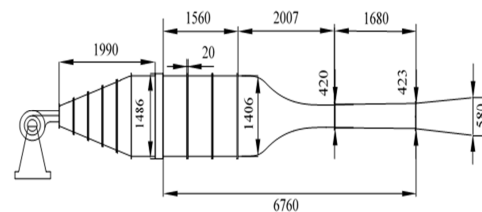
اهداف محققین و طراحان در چند دهه اخیر، بالا بردن کارایی و مانور پذیری ریز پهنادها به منظور کاهش هزینه‌ها بوده است. در این تحقیق با ساخت یک مدل ریز پهناد، دیدگاه جدیدی در زمینه تأثیر نصب سربالک منحنی دوباله در میزان کاهش ضریب پسا مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین اثرات سربالک منحنی دوباله در اعداد رینولدز پایین و تأثیر ارتفاع آن در ضریب پسای مدل مورد بحث و بررسی قرار گرفته است که این تحقیق را نسبت به مطالعات گذشته متمایز می‌سازد.

### ۲- تجهیزات آزمایشگاهی

در این قسمت به شرح تجهیزات استفاده شده، نیم مدل و سربالک‌های ساخته شده و نحوه محاسبه ضریب پسا با دستگاه لودسل پرداخته شده است.

#### ۱-۲- تونل باد

دستگاه تونل باد مورد استفاده در این تحقیق از نوع مدار باز و مادون صوت بوده و دارای اتاقک آزمونی به طول ۱۶۸ سانتی‌متر، عرض و ارتفاع ۴۰ سانتی‌متر می‌باشد. با استفاده از الکتروموتور سه فاز ۷ کیلوواتی، می‌توان به بازه حداکثر سرعت جریان آزاد ۰ تا ۳۰ متربرثانیه رسید. میزان اغتشاشات جریان ورودی در محل استقرار مدل در شرایط آزمایش کمتر از ۰٫۱ درصد اندازه‌گیری شد. در شکل ۱ طرحواره‌ای از تونل باد مورد استفاده نشان داده شده است.



شکل ۱- نمای طرحواره‌ای تونل باد (ابعاد به میلی‌متر)

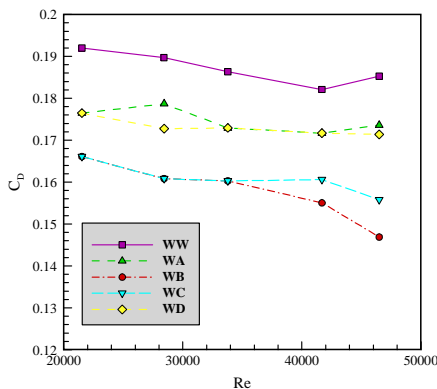
#### ۲-۲- نیروسنج (لودسل)

برای اندازه‌گیری نیروی پسا بر روی اجسام در تونل باد از ابزارهای مختلفی استفاده می‌شود که یکی از پرکاربردترین آن‌ها دستگاه نیروسنج می‌باشد. دستگاه نیروسنج استفاده شده در این آزمایش از نوع تک نقطه‌ای و ساخت شرکت AmCell آمریکا بوده که توانایی اندازه‌گیری نیرو تا ۵ نیوتن را دارد. تمام لودسل‌های تک مؤلفه، به شدت حساس به نفوذ پارازیتی از قبیل نیروی عرضی، خم شدن، گشتاور و تغییرات دما می‌باشند. در شکل ۲ دستگاه لودسل در اتاق آزمون تونل باد نشان داده شده است.

#### ۴- بحث و بررسی نتایج

در این قسمت در ابتدا به بررسی اثرات ارتفاع سربالک منحنی دوباله در کاهش ضریب پسا و سپس به بررسی اثرات افزایش زاویه حمله (AoA) و عدد رینولدز بر روی ضریب پسای مدل با نصب سربالک پرداخته شده است. هدف اصلی نصب سربالک، افزایش کارایی آئرویدینامیکی با کاهش پسا و ایجاد یک میدان جریان اضافی است که با میدان جریان بال اصلی برخورد کرده و جریان عرضی و گردابه‌های نوک بال را کاهش می‌دهد.

در شکل ۵ مشاهده می‌شود که با نصب سربالک، ضریب پسا با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد. با افزایش ارتفاع سربالک، پسای فشاری افزایش یافته ولی هم‌زمان پسای القایی نیز کاهش یافته است که موجب کاهش ضریب پسای کلی می‌شود. مدل WA (نیم مدل با سربالک دارای بالک بالایی ۲cm)، به دلیل بالک بالایی کوچک آن نسبت به مدل‌های دیگر، کاهش پسای کمتری داشته است. مدل WD به دلیل ارتفاع بلند بالک بالایی و افزایش بیشتر سطح خیس آن نسبت به دو مدل WB و WC، کاهش پسای کمتری داشته است. اثر مقدماتی سربالک، کنترل جریان متقاطع در ناحیه نوک بال می‌باشد، به صورتی که پسای القایی را با دور کردن گردابه از نوک بال کاهش می‌دهد.



شکل ۵- تغییرات ضریب پسا بر حسب عدد رینولدز در AoA=0

همچنین در شکل ۵ مشاهده می‌شود که مدل WB نسبت به مدل‌های دیگر با افزایش عدد رینولدز کاهش پسای بیشتری داشته است. در جدول ۲ درصد کاهش پسای مدل‌ها آورده شده است. بیشترین کاهش ضریب پسا در زاویه حمله (AoA) صفر درجه در تحقیق حاضر ۲۰٪ و مربوط به مدل WB بوده که در بررسی‌ها، تحقیقات و مدل‌های گوناگون متفاوت خواهد بود.

جدول ۲- درصد کاهش ضریب پسا نسبت به مدل WW در AoA=0

رینولدز	رینولدز	رینولدز	رینولدز	رینولدز	
۴۶۵۰۰	۴۲۰۰۰	۳۴۰۰۰	۲۸۴۰۰	۲۲۰۰۰	
۶٫۲۸	۵٫۷۲	۷٫۲۱	۵٫۸۲	۸٫۱	مدل WA
۲۰٫۷	۱۴٫۸۴	۱۴	۱۵٫۲۴	۱۳٫۴۹	مدل WB
۱۵٫۹	۱۱٫۸	۱۴	۱۵٫۲۴	۱۳٫۴۹	مدل WC
۷٫۴۸	۵٫۷۲	۷٫۲۱	۸٫۵۹	۸٫۱	مدل WD

آئرویدینامیکی بال از ۲۲۰۰۰ تا ۴۶۵۰۰ تغییر می‌کند. در جدول ۱ مشخصات مدل و به ترتیب در شکل‌های ۳-الف) و ۳-ب) مدل و سربالک‌های استفاده شده نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات مدل و سربالک

Goe 344	ایرفویل بال و سربالک
۹٫۵ سانتی‌متر	طول وتر ریشه بال
۲ سانتی‌متر	طول وتر نوک بال
۴٫۵ سانتی‌متر	طول وتر آئرویدینامیکی متوسط بال
۱۶ سانتی‌متر	طول بال نیم مدل
۳۰ درجه	زاویه هفتی بال مدل
۲۰ درجه	زاویه هفتی بال سربالک

#### ۴-۲- ضریب پسا

مقادیر ضریب پسای کل در این تحقیق از فرمول (۱) محاسبه می‌شود.

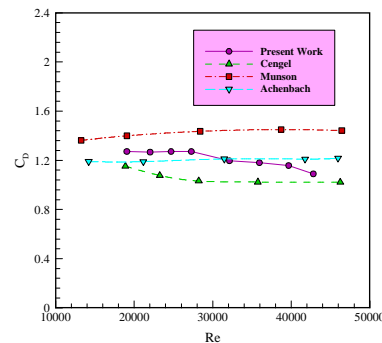
$$C_d = \frac{F}{0.5\rho U^2 S} \quad (1)$$

$$Re = \frac{\rho UC}{\mu} \quad (2)$$

که در آن،  $C_D$  ضریب پسا،  $F$  نیروی پسا کل اندازه‌گیری شده توسط دستگاه لودسل،  $S$  مساحت سطح مدل و  $C$  وتر آئرویدینامیکی متوسط بال می‌باشد.

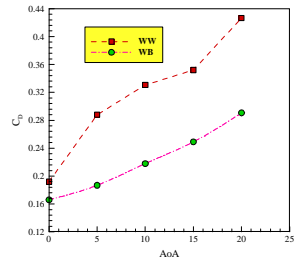
#### ۳- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی دستگاه لودسل در ابتدا وزنه‌های نیوتنی را بر روی آن قرار داده تا از صحت عملکرد دستگاه اطمینان حاصل شود، سپس برای اطمینان از عملکرد دستگاه لودسل بر روی یک تک سیلندر دایره‌ای، ضریب پسا در اعداد رینولدز مختلف محاسبه و نتایج به دست آمده با نتایج تحقیقات سنجل [۱۱]، مانسون [۱۲] و آخنباخ [۱۳] مورد مقایسه قرار گرفت.

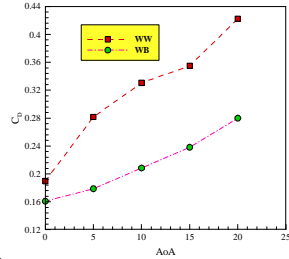


شکل ۴- تغییرات ضریب پسا بر حسب Re

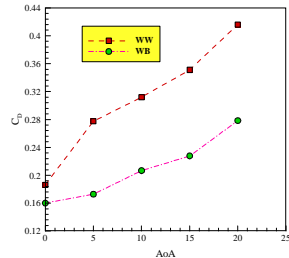
در شکل ۴ مشاهده می‌شود که نتایج به دست آمده از این تحقیق با نتایج سایر محققین تطابق قابل قبولی دارد.



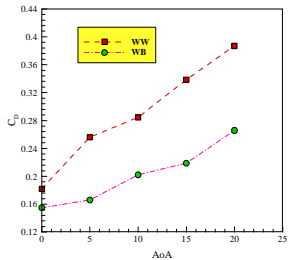
(الف)



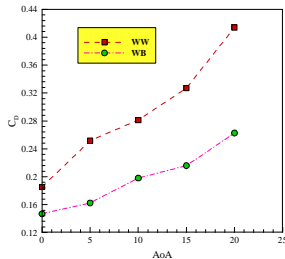
(ب)



(ج)



(د)



(ه)

شکل ۶- تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله

(الف)  $Re=22000$  (ب)  $Re=28400$  (ج)  $Re=34000$  (د)  $Re=42000$

(ه)  $Re=46500$

## ۵- تحلیل عدم قطعیت دستگاه لودسل

جهت بررسی صحت نیروی اندازه‌گیری شده توسط لودسل، آزمونی با توجه به در اختیار داشتن سه وزنه ۰٫۵، ۱ و ۲ نیوتنی صورت گرفت. نحوه آزمایش بدین صورت بود که ابتدا لودسل از یک سمت به بدنه

به دلیل افزایش توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل، با افزایش عدد رینولدز، ضریب پسا کلی کمی کاهش پیدا می‌کند [۱۴، ۱۵]. در شکل‌های ۶- (الف) تا (ه) مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله در سرعت‌های مختلف، ضریب پسا افزایش می‌یابد. با افزایش زاویه حمله، اختلاف فشار بین سطح پایین و بالای بال زیاد می‌شود و جریان میل به حرکت از ناحیه پر فشار به روی بال خواهد داشت. در نتیجه پسا القایی و پسا کلی افزایش پیدا می‌کنند. در اینجا است که سربالک اثر خود را در کاهش نیروی پسا نشان می‌دهد و می‌توان اثر آن را به‌وضوح دید. به همین دلیل، سربالک در زاویه حمله صفر درجه تأثیر کمتری نسبت به سایر زوایا در کاهش نیروی پسا دارد. از شکل‌های ۶- (الف) تا (ه) نتایج زیر بدست می‌آید:

- در عدد رینولدز ۲۲۰۰۰، درصد کاهش ضریب پسا برای زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب ۳۵، ۳۴، ۲۹ و ۳۲ درصد می‌باشد.

- در عدد رینولدز ۲۸۴۰۰، درصد کاهش ضریب پسا برای زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب ۳۶، ۳۷، ۳۳ و ۳۴ درصد می‌باشد.

- در عدد رینولدز ۳۴۰۰۰، درصد کاهش ضریب پسا برای زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب ۳۸، ۳۴، ۳۵ و ۳۳ درصد می‌باشد.

- در عدد رینولدز ۴۲۰۰۰، درصد کاهش ضریب پسا برای زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب ۳۵، ۲۹، ۳۵ و ۳۱ درصد می‌باشد.

- در عدد رینولدز ۴۶۵۰۰، درصد کاهش ضریب پسا برای زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه به ترتیب ۳۵، ۳۰، ۳۴ و ۳۶ درصد می‌باشد.

از زاویه حمله ۵ درجه به بعد کاهش ضریب پسا در حضور سربالک تقریباً کم و یکسان شده است که احتمالاً به دلیل جدایش جریان اولیه در این زاویه از روی بال، ضریب پسا افزایش داشته است. بدیهی است هرچه ضریب پسا کاهش یابد، نسبت ضریب برآ به پسا یا همان کارایی آئرو دینامیکی مدل بیشتر خواهد شد.

- [4] Martínez-Aranda S., García-González A., Parras L., Velázquez-Navarro J., and Del Pino C., Comparison of the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil at low-to-moderate Reynolds numbers for any aspect ratio. *International Journal of Aerospace Sciences*, Vol. 4, No. 1, pp. 1-8, 2016.
- [5] Lee T., and Su Y., Wingtip vortex control via the use of a reverse half-delta wing. *Experiments in fluids*, Vol. 52, No. 6, pp. 1593-1609, 2012.
- [6] Huang R. F., and Lee H. W., Turbulence effect on frequency characteristics of unsteady motions in wake of wing. *AIAA journal*, Vol. 38, No. 1, pp. 87-94, 2000.
- [7] Whitcomb R. T., A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets, 1976.
- [8] Weierman J., and Jacob J., Winglet design and optimization for UAVs. *M.Sc. Thesis*, Oklahoma State University, Oklahoma, 2010.
- [9] Gatlin G. M., and McGhee R. J., Study of semi-span model testing techniques. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, vol. 2386, pp. 6-17, 1996.
- [10] Chua C.K., Leong K.F., Lim C.S., *Rapid Prototyping: Principles and Applications 2nd Edition*. World Scientific Publishing Co Inc, London, 2003.
- [11] Cengel Y. A., Turner R. H., Cimbala J. M., and Kanoglu M., *Fundamentals of thermal-fluid sciences*. McGraw-Hill New York, 2008.
- [12] Munson B. R., Okiishi T. H., Rothmayer A. P., and Huebsch W. W., *Fundamentals of fluid mechanics*. John Wiley & Sons, 2014.
- [13] Achenbach E., Experiments on the flow past spheres at very high Reynolds numbers. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 54, No. 3, pp. 565-575, 1972.
- [14] Selig M. S., *Summary of low speed airfoil data*: SoarTech, 1995.
- [15] Kim D.-H., Chang J.-W., Chung J., Low-Reynolds-number effect on aerodynamic characteristics of a NACA 0012 airfoil. *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 4, pp. 1212-1215, 2011.

قسمت آزمایش تونل بسته شد و سپس با قرار دادن وزنه‌ها بر روی لودسل، خروجی نیروی نشان داده شده با وزنه‌ها مورد مقایسه قرار گرفت، حداکثر میزان خطای به دست آمده در این بخش ۰٫۰۴ درصد بود. همچنین میزان دقت اندازه‌گیری لودسل را می‌توان از رابطه زیر مورد بررسی قرار داد:

$$\varepsilon > \sqrt{\varepsilon_L^2 + \varepsilon_H^2 + \varepsilon_R^2 + \left(\frac{\varepsilon_Z \times L \times N}{W_1}\right)^2 + (\varepsilon_S \times t)^2} \quad (3)$$

مقدار  $\varepsilon$  بیان‌کننده دقت اندازه‌گیری لودسل،  $\varepsilon_L$  درصد غیرخطی،  $\varepsilon_H$  خطای پسماند مغناطیسی،  $\varepsilon_R$  تکرارپذیری،  $\varepsilon_Z$  اثر دما بر تعادل صفر،  $\varepsilon_S$  اثر دما بر دامنه،  $L$  نرخ ظرفیت لودسل،  $N$  تعداد لودسل،  $W_1$  حداکثر بار قابل‌اندازه‌گیری،  $t$  دامنه تغییرات دمایی لودسل است که با توجه به اطلاعات موجود در کاتالوگ لودسل، میزان دقت آن ۰٫۱۴ درصد می‌باشد.

## ۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به کمک ابعاد مدل پهپاد RQ170، مدل ریز پهپاد آن با ایرفویل Goe344 مدل‌سازی شد و با استفاده از نیم مدل آن، اثرات نصب سربالک دایروی دوباله در کاهش ضریب پسا در اعداد رینولدز زیر بحرانی به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج آزمایش‌های فوق به شرح زیر است:

- ۱) تمامی سربالک‌ها در زاویه حمله صفر درجه باعث کاهش ضریب پسای کل شدند. ضریب پسای دو مدل WA به دلیل کوچک بودن بالک بالایی و مدل WD به دلیل بزرگ بودن بالک بالایی و همچنین افزایش پسای فشاری نسبت به دو مدل WB و WC بیشتر است.
- ۲) مدل WA، WB، WC و WD در زاویه حمله صفر درجه و اعداد رینولدز زیر بحرانی به ترتیب باعث ماکزیمم کاهش ضریب پسای کل ۸٫۶۷، ۲۰٫۷، ۱۷٫۶۵ و ۸٫۵۹ درصد شدند.
- ۳) مشخص شد که نصب سربالک دوباله منحنی با ارتفاع بالک بالایی ۳ سانتی‌متر در مدل ریز پهپاد حاضر، باعث کاهش ضریب پسای حداکثر ۱۳ و حداکثر ۲۰٫۷ درصد در زاویه حمله صفر درجه شد. همچنین مدل ریز پهپاد با سربالک دوباله منحنی در زاویه حمله ۵ درجه و اعداد رینولدز ۲۸۴۰۰ و ۳۴۰۰۰ بیشترین کاهش ضریب پسا را داشته است.
- ۴) مدل ریز پهپاد در زاویه حمله ۵ درجه و عدد رینولدز ۳۴۰۰۰ بیشترین کاهش ضریب پسا را با نصب سربالک دارای بالک بالایی ۳ cm داشته است.

## ۷- مراجع

- [1] Bojja A., and Garre P., Analysis on reducing the induced drag using the winglet at the wingtip. *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, Vol. 2, No. 12, 2013.
- [2] Pragati P., and Baskar S., Aerodynamic analysis of blended winglet for low speed aircraft. *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 2015.
- [3] Rabbi M. F., Nandi R., and Mashud M., Induce drag reduction of an airplane wing. *American Journal of Engineering Research (AJER)*, Vol. 4, No. 6, pp. 219-223, 2015.