



# بررسی تجربی و عددی شکل پذیری بال با طول و زاویه پس گرایی متغیر روی مشخصات آیرودینامیکی یک پهپاد

عباس طربی<sup>1</sup>، سجاد قاسملو<sup>2\*</sup>، محمود مانی<sup>3</sup>

1- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

3- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، تهران

\* نویسنده مخاطب: تهران، صندوق پستی 441315875، sghasemloo@aut.ac.ir

## چکیده

## اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 25 آذر 1393

پذیرش: 29 دی 1393

ارائه در سایت: 04 بهمن 1393

کلیدواژگان:

بال شکل پذیر

طول و زاویه پس گرایی متغیر

روش عددی

تونل باد

در این پژوهش، طرح شکل پذیری روی بال یک پهپاد به صورت تجربی و عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. شکل پذیری بال با طول و زاویه پس گرایی متغیر انجام گرفته که در آن مساحت و ضریب منطری با حفظ ساختار کلی بال تغییر می یابد. نتایج عددی با استفاده از نرم افزار فلونت و داده های تجربی از تست تونل باد سرعت پایین در سرعت های 50، 60 و 70 متر بر ثانیه به دست آمده است. میزان تغییر طول و تغییر زاویه پس گرایی مدل بال شکل پذیر نسبت به بال پایه، به ترتیب 10 سانتی متر (30 درصد) و 12 درجه (36 درصد) می باشند. نتایج به دست آمده از این بررسی نشان دهنده بهبود ویژگی های آیرودینامیکی بال شکل پذیر نسبت به بال پایه می باشد. این مسئله به فرم کاهش پسای القایی و افزایش راندمان آیرودینامیکی ظاهر شده است. طبق نتایج تجربی و عددی به دست آمده برای بال شکل پذیر نسبت به بال پایه، مداومت پروازی به ترتیب 13/6 و 13/5 درصد و برد پروازی به ترتیب 8/85 و 8/17 درصد افزایش داشته است. مطالعات تجربی و عددی انجام شده نشان می دهد که بیشترین تغییر راندمان آیرودینامیکی مدل شکل پذیر نسبت به مدل پایه به ترتیب 13/8 و 13/7 درصد بوده که در زاویه حمله 6 درجه و سرعت 70 متر بر ثانیه اتفاق می افتد. در این تحقیق همچنین نشان داده شده که چگونه می توان از طرح بال شکل پذیر با طول متغیر به عنوان یک روش جایگزین برای کنترل حرکات غلتش به جای روش کنترل غلتش سنتی (سطوح کنترل شپهر) استفاده نمود.

## Experimental and Numerical Study of a Variable-Span-sweep Morphing Wing on the Aerodynamic Characteristics of a UAV

A. Tarabi<sup>1</sup>, S. Gasemloo<sup>2\*</sup>, M. Mani<sup>3</sup>

1- PhD student, Aerospace Eng., Aerospace Research Institute, Maleke-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2- Aerospace Eng. Complex, Maleke-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3- Prof., Aerospace Eng. Dep't., Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

\*P.O. B. 441315875, Tehran, Iran. sghasemloo@aut.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 16 December 2014

Accepted 19 January 2015

Available Online 24 January 2015

### Keywords:

Morphing Wing

Variable Span and Sweep

Numerical Method

Wind tunnel

### ABSTRACT

In this research, experiment and computational fluid dynamics (CFD) are used to assess the performance of UAV with variable-span and sweep morphing wing under low speed conditions. Both wing area and aspect ratio are changed due to variations in span and sweep, whereas structure of the variable-span and sweep morphing wing remains constant. In this study, the numerical results of Fluent software and experimental data are presented. Results are achieved under a low wind speed (50, 60 and 70 m/s). In this case, full extension represents a 30% (10 cm) increase in wing span and 36% (12 deg.) in sweep angle relative to the original wing, with no extension. The results of this study show that the morphing wing is capable to improved aerodynamic efficiency, increased both range and endurance, reduced induced drag and in general reduced thrust required. According to experimental and numerical results, the use of morphing wing can increase the range by 13.6% and 13.5%, also, endurance of the vehicle by approximately 8.85% and 8.17%, respectively. The results of this study show that the maximum value of lift-to-drag ratio occurred at 6 degrees angle of attack and a speed of 70m/s. These results demonstrate that the use of morphing wing improve the lift-to-drag ratio by 10% compared to original wing. Finally, the numerical simulations are compared and show good agreement with the experimental results. This research also showed how morphing concept can be used as an alternative method for roll control instead of the traditional method of roll control (Aileron control surfaces).

## 1- مقدمه

پرواز برای بهینه سازی عملکرد خود، تغییر شکل دهد. این تغییرات شامل

تغییر وتر، ابعاد و حجم بال، ضخامت بال و در نهایت اصلاح شکل پلان فرم بال

هواپیما با مفهوم شکل پذیری، به عنوان پرندهای تعریف می شود که در طول

Please cite this article using:

A. Tarabi, S. Gasemloo, M. Mani, Experimental and Numerical Study of a Variable-Span-sweep Morphing Wing on the Aerodynamic Characteristics of a UAV, Modares Mechanical Engineering, Vol. 15, No. 3, pp. 125-136, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

می‌باشد. بال هواپیمای شکل‌پذیر به‌عنوان بالی است که دستخوش تغییرات قابل توجه در هندسه خود می‌باشد، به‌طوری‌که پیکربندی بال برای پروازهای متفاوت (همچون گشت زنی، پرواز کروز و مانورهای با سرعت بالا) به‌طور گسترده‌ای بهینه‌سازی شده است. این بال‌ها نشان‌دهنده گام بعدی در طراحی و ساخت هواپیماهای چندمنظوره خواهد بود [1].

تغییرات هندسی قابل توجه بال هواپیما در طول پرواز، نتیجه‌اش دستیابی به عملکرد کارآمدتر برای اجرای نقش‌های متفاوت مأموریتی می‌باشد، نقش‌هایی که توسط هواپیما با بال ثابت امکان‌پذیر نمی‌باشد. هواپیماهای سنتی از عملگرهای معمول و متداول و مکانیزم‌هایی استفاده می‌کنند که زاویه پس‌گرایی بال برای پرواز در رژیم‌های مختلف را تغییر می‌دهد و یا بالچه‌ها را در طول نشست و برخاست بازنموده تا مساحت و انحنای بال تغییر یابد. عملگرهای پیشرفته‌تر با استفاده از مواد هوشمند و سازه‌های تطبیقی می‌توانند بسیاری از پارامترهای هندسی را در طول پرواز تغییر دهند [2].

برای هواپیماهای جنگنده و پهپادها جهت توسعه و دستیابی به عملکرد و راندمان بالا، مصرف سوخت بهینه و اقتصادی، بدون شک نیاز به بالی همراه با قابلیت تطبیق با مأموریت پرنده با تغییر پارامترهای اصلی پلان‌فرم بال (همچون حجم بال، طول وتر، نسبت منطری، پروفیل ضخامت) می‌باشد. از این‌رو، تغییر در شکل بال (با همان بال شکل‌پذیر) آینده قطعی دستیابی به هواپیماهای نسل بعدی خواهد بود [3].

پروژه‌های تحقیقاتی شکل‌پذیر در هزینه‌های ساخت، تعمیر و نگهداری و عملیاتی کردن هواپیماها تغییرات اساسی ایجاد کردند. این فناوری‌ها هواپیما را قادر خواهد ساخت تا تحت رنج وسیعی از شرایط پروازی کارآمدتر عمل کند. بسته‌ی پروازی فناوری‌های شکل‌پذیر جایگزین سطوح کنترلی رایج می‌شود، باعث کاهش نیروی پسا، افزایش برد پرواز و کاهش فلاتر یا ارتعاش پرنده می‌شود. بزرگ‌ترین محرک اقتصادی برای هواپیماهای شکل‌پذیر داشتن ناوگانی از یک نوع هواپیمای شکل‌پذیر است که قابلیت انجام مأموریت‌ها و عملکردهای متفاوتی را دارا است، طوری که این امر در تقابل است با داشتن یک ناوگان با چندین نوع از هواپیماها که هرکدام برای مأموریت خاصی طراحی شدند و به ازای هر هواپیما باید یک بخش خاصی برای تعمیر و تأمین نیازمندی‌ها وجود داشته باشد [4].

به‌صورت کلی مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیری در موارد ذیل خلاصه می‌شود [5]:

الف- بهبود عملکرد هواپیما در راستای گسترش پکت پروازی پرنده،  
ب- استفاده از سطوح کنترل پیشرفته برای کنترل پرواز،  
ج- بهبود عملکرد و قابلیت پنهان‌کاری،  
د- کاهش نیروی پسا در راستای افزایش برد و مداومت پروازی،  
ه- کاهش ارتعاش یا کنترل لرزش،  
و- افزایش قابلیت‌های مأموریتی و قابلیت مانوری.

در سال‌های اخیر برای ایجاد طرح شکل‌پذیری روی هواپیماهای کوچک تمرکز شده است (عمدتاً پهپادها<sup>1</sup>). حرکت به‌سوی پهپادها، نتیجه‌اش بهره‌وری بیشتر و تحویل در زمان کوتاه‌تر بوده است، زیرا مسائل مربوط به صدور گواهینامه و تست‌های صلاحیت کاهش خواهد یافت. بار آیرودینامیکی کمتر در پهپادها، نتیجه‌اش افزایش کاربرد تعدادی از فن‌آوری‌های بالقوه از طرح شکل‌پذیری در این پرنده‌ها بوده است [6].

2- Rolling Moment

3- Aileron

4- Low-Speed Loiter

5- High-Speed Dash

6- High Altitude Long Endurance (HALE)

1- UAV

پارامترهای آیرودینامیکی پهپاد بر اساس طرح بال اصلی و تعیین میزان تغییر در پارامترها در اثر اعمال طرح شکل‌پذیری می‌باشد. هدف اصلی از اجرای طرح شکل‌پذیری بال، افزایش برد<sup>3</sup>، مداومت پروازی<sup>4</sup> و کاهش نیروی رانش موردنیاز<sup>5</sup> پهپاد موردنظر بر اساس مأموریت عملیاتی آن می‌باشد.

## 2-تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مدار بسته مادون صوت انجام‌گرفته است. در شکل 1 نمایی از این تونل باد نشان داده‌شده است. ابعاد محفظه آزمایش این تونل باد  $200 \times 80 \times 80$  سانتی‌متر و حداکثر سرعت جریان 100 متر بر ثانیه و شدت آشفستگی 0/2 درصد می‌باشد. این تونل باد مجهز به یک بالانس شش مؤلفه‌ای برای اندازه‌گیری کلیه نیروها و گشتاورهای وارده به مدل می‌باشد. در دو طرف دیواره محفظه آزمایش جهت رؤیت، دریچه‌هایی از جنس پلاستیک آکریلیک شفاف تعبیه‌شده است. شکل 2، نمایی از تست مدل در مقطع آزمون تونل باد مادون صوت را نشان می‌دهد.

بال به‌صورت عمود بر کف تونل به‌گونه‌ای نصب می‌شود، که وتر ایرفویل بال در امتداد جریان آزاد باشد. مبدأ مختصات و نقطه چرخش مدل روی خط مرکزی مقطع آزمون و در نقطه یک‌چهارم از خط وتر بال قرار دارد. در انجام آزمایش‌های تونل باد باید سعی شود تا میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. اگر بعضی از خطاها را نتوان برطرف نمود باید بر اساس



شکل 1 تونل باد مدار بسته مادون صوت



شکل 2 تست مدل در مقطع آزمون تونل باد مادون صوت

تحقیق، تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی برای ارزیابی اثر پیکربندی مجدد شکل بال روی ضرایب برآ و پسا، انجام گرفت. واله و همکارانش [16]، عملکرد یک بال شکل‌پذیر با طول و انحناء متغیر را از لحاظ آیرودینامیکی مورد بررسی داده و آن را بهینه‌سازی نمودند. بال شکل‌پذیر دارای عملکرد بهتری نسبت به بال ثابت بوده و مزایای همچون کاهش 10 درصد در نرخ صعود و 4 درصد کاهش نیروی پسا در سرعت کروز 30 متر بر ثانیه را در برداشت. آجاج و همکارانش [17]، ایده استفاده از قاب زیگزاگی برای شکل‌پذیری طول بال را مورد بررسی قرار دادند. در این شکل‌پذیری طول بال قابلیت تغییر تا 44% (22% افزایش طول و 22% کاهش طول) را داشت. نتایج تحقیق آن‌ها نشان داد که استفاده از چهارچوب زیگزاگی بال را سنگین‌تر می‌کند اما یک افزایش حداقل 5/5 درصدی را در مداومت پروازی پهپاد ایجاد خواهد نمود. بیورستوک و همکارانش [18] تأثیر شکل‌پذیری طول و پیچش بال روی عملکرد آیرودینامیکی پرند را شامل برد و مداومت پروازی را مورد بررسی قرار دادند. اجرای طرح شکل‌پذیری طول بال نشان داد که سرعت بهینه برای عملکرد آیرودینامیکی با کاهش طول بال، افزایش خواهد یافت. پرویس و همکارانش [19]، تأثیر شکل‌پذیری روی پارامترهای مختلف عملکردی را مورد بررسی قرار داده و عملکرد پهپاد را بر اساس میزان توانای عملگر غلتش و تحمل بارهای آیرودینامیکی موردسنجش قرار دادند. زی-وو و همکارانش [20]، مسائل مربوط به آیرودینامیک و مکانیزم‌های مدل شکل‌پذیری در پرند بال زن<sup>1</sup> برای بال زدن در پرواز روبه‌جلو را مورد مطالعه قرار دادند. آجاج و همکارانش [21] تأثیر استفاده از فن‌آوری شکل‌پذیری طول بال در پهپاد میل<sup>2</sup> روی پارامترهای آیرودینامیکی را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها مزایای استفاده از طول شکل‌پذیری بال به‌صورت نامتجان به‌جای شهر معمول در کنترل و پایداری پرند را بررسی نمودند. طبق نتایج، افزایش 22% در طول بال شکل‌پذیر به‌صورت متقارن، باعث کاهش 13% در نیروی پسا، افزایش 6/5% در مداومت پرواز و کاهش 28% و 10% به ترتیب در مسافت برخاست و نشست شده است.

در پژوهش حاضر با استفاده از تکنیک تجربی (تونل باد) و عددی (نرم‌افزار فلونت)، مدلی مقیاسی از بال پهپاد ساخته‌شده و روی آن طرح شکل‌پذیری طراحی و پیاده شده است. روی مدل، قابلیت تغییر طول بال به‌صورت الکترومکانیکی و قابلیت تغییر زاویه پس‌گرایی به‌صورت مکانیکی ایجاد شده است. آزمایش‌های تونل باد برای دو هندسه مختلف از مدل با زاویه پس‌گرایی متفاوت همراه با تغییر طول بال برای زوایای حمله مختلف انجام شده است. در تحقیق حاضر، در ادامه پژوهش‌های گذشته چند فعالیت تکمیلی انجام شده است. اول، در اکثر کارهای قبلی طرح شکل‌پذیری فقط برای بال تنها اجرا شده است درحالی‌که در تحقیق حاضر، بال به همراه پایه ثابت در نظر گرفته شده است تا تست‌های تونل باد مجموعه کامل بال به همراه مکانیزم‌های مربوطه را پوشش دهد. دوم، در کار حاضر طرح شکل‌پذیری به نحوی اجرا شده تا تغییرات کمی در وزن کلی پهپاد ایجاد کرده و پیکربندی کلی پهپاد (به‌صورت ویژه در نشست و برخاست) حفظ گردد. سوم، در اکثر تحقیقات قبلی طرح شکل‌پذیری روی بال‌های با پلان‌فرم مستطیلی پیاده شده است. اما در تحقیق حاضر پلان‌فرم بال به شکل دوزنقه‌ای است که مشکلات خاص خود در طراحی و چیده‌مانی تجهیزات عملگر به خاطر کوچکی مدل را به دنبال خواهد داشت.

آنچه در این تحقیق دارای اهمیت است، بررسی و تعیین شرایط موجود

3- Range  
4- Endurance  
5- Thrust Required

1- Flapping Wing  
2- Medium Altitude Long Endurance unmanned Air Vehicles

### 3- مشخصات مدل تونل باد

به‌منظور بررسی تجربی مشخصه‌های جریان در اطراف بال پهپاد موردنظر، یک مدل از بال اصلی طراحی و ساخته شد. مدل ساخته‌شده شامل بال متحرک و پایه ثابت می‌باشد. بال متحرک از بال خارجی و بال داخلی تشکیل شده است. بال خارجی از آلومینیوم کاملاً صیقلی شده و بال داخلی از برنز ساخته شده است. بال خارجی فقط قابلیت تغییر زاویه پس‌گرایی و بال داخلی قابلیت تغییر طول و تغییر زاویه پس‌گرایی را دارا است. مقطع مدل بال متحرک از ایرفویل نامتقارن از نوع "ناکا 641212" می‌باشد. زاویه پس‌گرایی بال اولیه (بدون اعمال طرح شکل‌پذیری) در لبه حمله 33 درجه، طول 25 سانتی‌متر، وتر ریشه 20 سانتی‌متر و وتر نوک 4 سانتی‌متر می‌باشد. پایه ثابت برای نگهداری از بال متحرک و از جنس چوب ساخته شده است. مکانیزم تغییر زاویه پس‌گرایی بال متحرک در بال پایه قرار گرفته است. بعدازاین، در هر جای مقاله که در مورد مدل تونل باد بحث می‌شود، منظور ترکیب بال متحرک با پایه ثابت می‌باشد. نماهایی از مدل تونل باد در شکل 4 نشان داده شده است.

### 4- عملگر تغییر طول بال داخلی

جهت تغییر طول بال داخلی از یک عملگر الکترومکانیکی استفاده شده است. مکانیزم طراحی شده شامل یک موتور الکتریکی است که در نزدیکی ریشه بال خارجی (در محل حداکثر ضخامت ممکن) قرار داشته و با یک شفت به بال داخلی متصل شده است. با استفاده از یک منبع تغذیه (قابل تنظیم در ولتاژهای مختلف از 4 الی 24 ولت)، تعداد دور شفت اتصالی به موتور تغییر کرده و متناسب با آن میزان جابجایی بال داخلی نیز تغییر خواهد یافت. موتور الکتریکی قابلیت چرخش ساعت‌گرد (افزایش طول بال داخلی) و چرخش پادساعت‌گرد (کاهش طول بال داخلی) را داراست. در شکل 5، بال متحرک به همراه عملگر تغییر طول بال داخلی نشان داده شده است.

### 5- عملگر تغییر زاویه پس‌گرایی بال متحرک

عملگر تغییر زاویه پس‌گرایی بال توسط یک سیستم مکانیکی انجام می‌شود. این سیستم از دو بخش اصلی تشکیل شده است. بخش اول که توسط یک شفت به نقطه یک‌چهارم وتر بال از لبه حمله متصل می‌شود و بخش دیگر که با یک پیچ تنظیم به بخش اول متصل بوده و به پایه بالانس تونل باد وصل می‌شود. تغییر زاویه پس‌گرایی با تغییر زاویه بخش اول نسبت به بخش دوم و با استفاده از پیچ تنظیم صورت می‌گیرد. در شکل 6، مدل تونل باد به همراه عملگر تغییر زاویه پس‌گرایی بال متحرک نشان داده شده است.

### 6- فرایند آزمایش

برای آنکه به نتایج دقیقی در آزمایش‌ها دست‌یابیم، ابتدا سیستم بالانس و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است. آزمایش‌های تجربی در سرعت‌های 50، 60 و 70 متر بر ثانیه که متناسب با اعداد رینولدز در محدوده 500,000 تا 750,000 می‌باشد، انجام گرفته است. آزمایش‌ها برای دو هندسه مختلف مدل تونل باد (مدل با زاویه پس‌گرایی 33 درجه و مدل با زاویه پس‌گرایی 45 درجه همراه با تغییر طول بال از صفر تا 10 سانتی‌متر) در زوایای حمله بین 4- درجه تا 18 درجه انجام شده است.

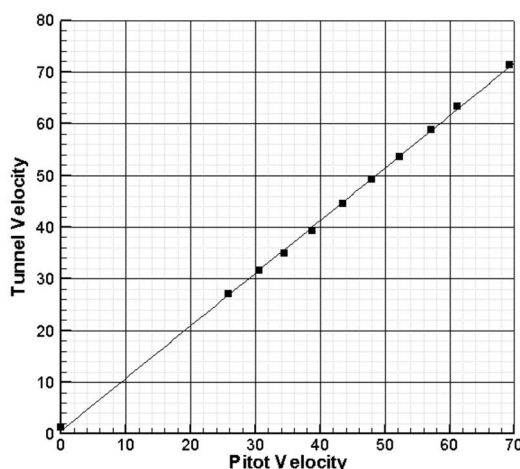
فرمول‌های محاسباتی داده‌های آزمایش را تصحیح نمود. خطاها به دو دسته سیستماتیک و تصادفی تقسیم می‌شود. خطای سیستماتیک همان خطای ذاتی دستگاه است که با مقایسه با مرجع مورد اطمینان بدست می‌آید. خطای تصادفی نیز از روی داده‌های زمانی هر کدام از لود سل‌ها بدست می‌آید و در واقع تابعی از انحراف معیار داده‌ها قبل از متوسط‌گیری است. در تحقیق حاضر، خطاهای موجود شامل موارد زیر می‌باشد:

**الف- خطای اندازه‌گیری سرعت تونل باد:** سرعت در مقطع آزمون تونل باد، با استفاده از سنسورهای فشاری نصب شده در نقاط مختلف مقطع آزمون و تبدیل خروجی آنها به سرعت توسط نرم‌افزار کنترلی تونل تعیین می‌شود. برای اطمینان از صحت اندازه‌گیری سرعت، در مقطع آزمون تونل، لوله پیتوتی در مرکز مقطع آزمون تونل قرار داده شده و فشارهای استاتیک و کل را در این نقطه برداشت و تبدیل به سرعت می‌نماید. نتایج به صورت شکل 3 می‌باشد که می‌توان نتیجه گرفت که سرعت اندازه‌گیری شده توسط تونل باد 1/5 متر بر ثانیه خطا دارد. با استفاده از شکل 3 مقدار سرعت در آزمایش‌ها اصلاح می‌گردد [22].

**ب- خطای تنظیم موقعیت مدل در زاویه حمله موردنظر:** اگرچه با استفاده از زاویه‌سنج دیجیتالی و شابلون مدل، سعی شد که مدل دقیقاً در زاویه حمل موردنظر قرار گیرد. اما در طول آزمایش به دلیل خطای دید و میزان دقت درجه‌بندی صفحه تنظیم، همواره مقداری خطا در تنظیم زوایای مختلف ایجاد می‌شود. میزان خطا در این حالت حدود 0/2 درجه می‌باشد.

**ج- خطای موجود در ساخت مدل:** به دلیل خطای دستگاه‌های ساخت مدل، همواره در این مرحله مقداری خطا ایجاد می‌شود که بر نتایج تست تأثیرگذار است. یکی از این خطاها در ساخت و نصب موقعیت بال نسبت به پایه ثابت ایجاد شده است. محور مرکزی بال (در نقطه یک‌چهارم وتر) نسبت به پایه ثابت باید به صورت عمودی قرار گیرد، اما بعد از مونتاژ نهایی دارای یک خطای زاویه‌ای حدود 0/3 درجه بود. البته در انجام تست‌ها زاویه فوق در تغییر زاویه پس‌گرایی بال لحاظ شده است.

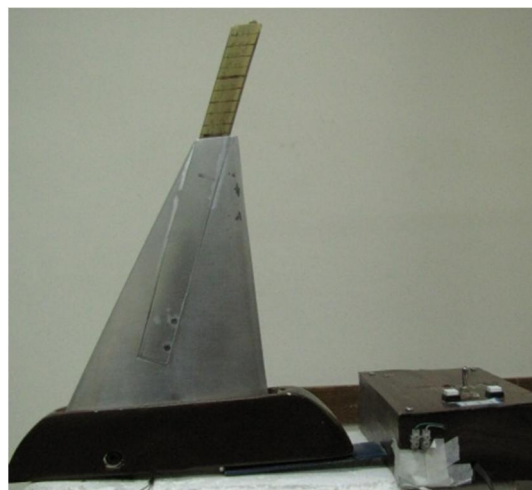
**د- خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری:** اگرچه دستگاه به‌دقت کالیبره می‌شود ولی وجود مقداری خطا در ثبت اطلاعات اجتناب‌ناپذیر است. یکی از خطاها مربوط به پنل کنترل تنظیم سرعت می‌باشد که دارای دقت در حد 0/2 درصد می‌باشد. مثلاً برای سرعت 60 متر بر ثانیه مقدار سرعت می‌تواند در محدوده (60/1-59/9) قرار گیرد.



شکل 3 نمودار تغییرات مقدار سرعت تونل باد با استفاده از نرم افزار کنترلی تونل بر حسب سرعت واقعی بدست آمده از لوله پیتوت [22]

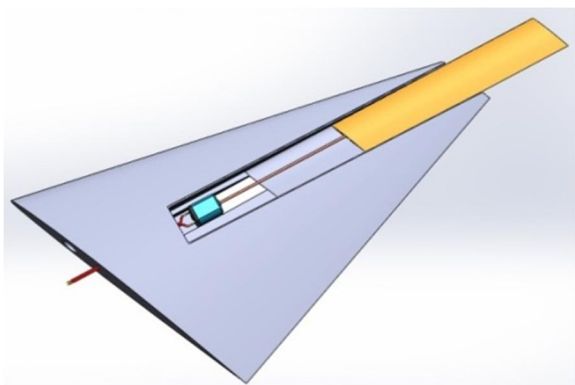


ب- نحوه قرارگیری مدل در مقطع آزمون



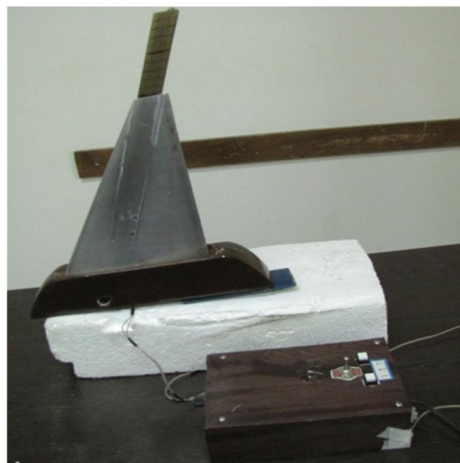
الف- نمایی بیرونی از مدل تونل باد با افزایش طول بال داخلی

شکل 4 نماهایی از مدل تونل باد

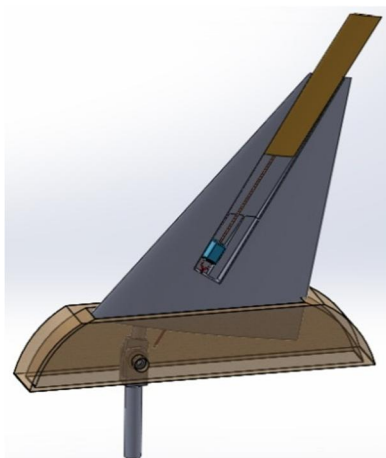


ب- نمایی داخلی از مکانیزم تغییر طول بال داخلی (با موتور الکتریکی)

شکل 5 بال متحرک به همراه عملگر تغییر طول بال داخلی

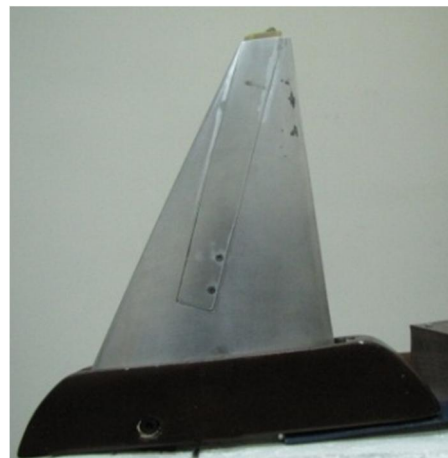


الف- نمایی بیرونی از مکانیزم تغییر طول بال داخلی (با منبع تغذیه)



ب- بال متحرک همراه با مکانیزمهای داخلی

شکل 6 مدل تونل باد به همراه عملگر تغییر زاویه پس‌گرایی بال متحرک



الف- نمایی از بال با زاویه پس‌گرایی 33 درجه

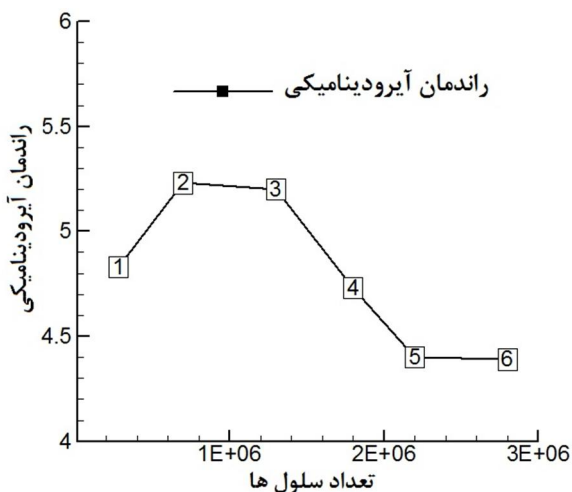


در شکل 9، نتایج فلوننت با داده‌های تونل باد برای ضریب پسا برحسب زاویه حمله در زاویه پس‌گرایی 45 درجه و سرعت 70 متر بر ثانیه برای افزایش طول بال 100 درصد با یکدیگر مقایسه شده‌اند. طبق نمودار، اختلاف بین دو روش در حد قابل قبولی می‌باشد.

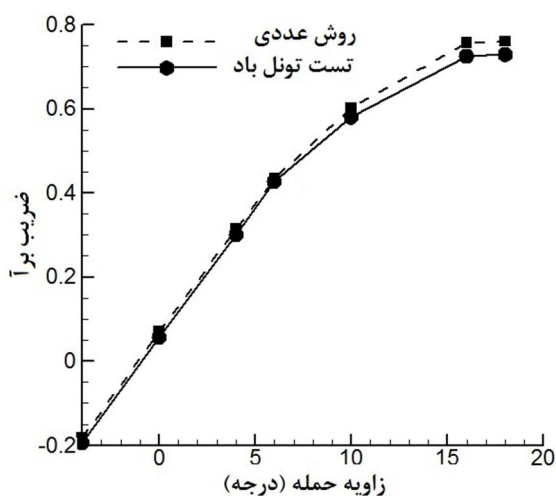
در شکل 10 نتایج تجربی و عددی تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف برای بال با زاویه پس‌گرایی 33 درجه نشان داده شده است. طبق نمودار، اختلاف بین نتایج کم بوده و بهترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه شش درجه محقق شده است. اگر پرند در این زاویه حمله پرواز بکند دارای حداکثر مداومت و برد پرواز خواهد بود. در این زاویه، پرند به حداقل نیروی رانش نیز نیاز خواهد داشت. با توجه به آنکه حداکثر زمان پرواز پرند در فاز گشت زنی طی می‌شود، لذا توصیه می‌شود پرند جهت دستیابی به عملکرد پروازی بهینه در زاویه حمله 6 درجه پرواز کند.

### 8- بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیری بال با طول و زاویه پس‌گرایی متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی بر اساس نتایج تجربی

هدف اصلی از این تحقیق، تعیین میزان افزایش مداومت و برد پروازی پهپاد در اثر اجرای طرح شکل‌پذیری است، لذا در این بخش پارامتر اصلی تأثیرگذار در مداومت و برد پرواز یعنی راندمان آیرودینامیکی مدنظر قرار می‌گیرد. از



شکل 7 بررسی استقلال از شبکه راندمان آیرودینامیکی



شکل 8 مقایسه نتایج تجربی و عددی تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله

سیستم ثبت اطلاعات تونل باد قابلیت ثبت 2000 نمونه در هر موقعیت را داراست. با تنظیم زمان ثبت اطلاعات روی 4 ثانیه روی هر موقعیت 500 نمونه از داده‌ها ثبت شده است. انتخاب 4 ثانیه بر اساس زمان افزایش طول بال از صفر تا صد درصد بوده است. تغییر طول بال با افزایش طول صد در صد به اندازه 10 سانتی‌متر می‌باشد. شرایط انجام تست تونل باد طبق جدول 1 می‌باشد.

### 7- مقایسه داده‌های تجربی با نتایج شبیه‌سازی عددی

برای ایجاد دید فیزیکی و بررسی دقیق‌تر، داده‌های تجربی حاصل از تست تونل باد با نتایج عددی حاصل از نرم‌افزار فلوننت برای تغییرات ضرایب پسا و راندمان آیرودینامیکی برحسب زاویه حمله باهم مقایسه شده‌اند.

جهت شبیه‌سازی عددی جریان حول مدل، از نرم‌افزار تجاری فلوننت (نسخه 15) استفاده گردید. در این بخش، از مدل‌سازی سه‌بعدی و پایا استفاده شد. جهت تولید شبکه محاسباتی برای حل عددی از امکانات مدل‌ساز گمبیت نسخه 2.4.6 استفاده گردید. شرایط مرزی برای جریان غیرقابل تراکم، در ورودی بر پایه سرعت ورودی یا همان سرعت تونل باد و در خروجی بر پایه فشار (به صورت ثابت 85500 پاسکال) می‌باشد. برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل اسپارات-آلماراس<sup>1</sup> استفاده شده است. به منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل‌سی<sup>2</sup> و برای تمامی مشتقات موجود، از تقریب مرتبه دوم استفاده شده است. علت استفاده از مدل آشفتگی اسپارات-آلماراس به خاطر طراحی این مدل برای کاربردهای هوافضایی و نرخ همگرایی سریع‌تر این مدل در مقایسه با دیگر مدل‌ها می‌باشد.

برای اطمینان از مناسب بودن شبکه و همین‌طور عدم وابستگی حل و جواب‌های ارائه‌شده به شبکه تولیدی، پیش از انجام تحلیل‌های عددی، فرآیند استقلال حل از شبکه انجام گرفته است. تغییرات راندمان آیرودینامیکی (هدف اصلی اجرای طرح شکل‌پذیری در این تحقیق) به عنوان پارامتر معیار جهت مقایسه نتایج به دست آمده از شبکه‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. با توجه به نتایج ارائه‌شده در شکل 7 و تغییرات بسیار ناچیز راندمان آیرودینامیکی بین نقاط 5 و 6، برای انجام تحلیل‌ها از شبکه مربوط به نقطه 5، با تعداد سلول 2/200/000/ استفاده شده است.

در شکل 8 نتایج تجربی و عددی تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای بال با زاویه پس‌گرایی 33 درجه رسم شده است. نتایج عددی (حاصل از نرم‌افزار فلوننت) در زوایای حمله پایین و قبل از واماندگی دارای تطابق خوبی با داده‌های تجربی می‌باشند. با نزدیک شدن به مرحله واماندگی و در زوایای حمله بالا، به خاطر مسائلی همچون جدایی جریان و لرزش مدل که به بالانس تونل باد نیز وارد می‌شود، نتایج دارای اختلاف بیشتری می‌باشند. با توجه به شکل 7، نتایج شبیه‌سازی عددی در هر زاویه حمله‌ای دارای مقادیر بیشتری نسبت به داده‌های تجربی می‌باشند. این مسئله به خاطر بالاتر بودن زاویه واماندگی نتایج عددی نسبت به داده‌های تجربی می‌باشد.

جدول 1 شرایط انجام تست تونل باد

پارامتر	محدوده تغییرات
سرعت (متر بر ثانیه)	50، 60 و 70
زاویه پس‌گرایی (درجه)	33 و 45
افزایش طول بال (متر)	تا 0/1
زاویه حمله (درجه)	4- تا 18

1- Sparat-Allmaras  
2- Simplec

مساحت بیشتر بوده که خود موجب افزایش ضریب برآ می‌شود.

در شکل 12، تغییرات ضریب پسا مدل برحسب زاویه حمله در زاویه پس‌گرایی 45 درجه و سرعت 70 متر بر ثانیه به ازای افزایش طول بال از صفر تا صد درصد رسم شده‌است. طبق نمودار، با افزایش طول بال در یک سرعت ثابت، ضریب پسا مدل کاهش خواهد داشت. دلیل آن این است که، افزایش طول بال، سطح بال را افزایش داده و باعث کاهش توزیع برآ در جهت دهنه بال برای نیروی برآ مشابه می‌شود. که این مسئله موجب کاهش پسای القایی و در نتیجه کاهش نیروی پسا کل خواهد شد. به عبارت دیگر افزایش طول بال، کاهش ضریب پسا را به دنبال خواهد داشت. مقدار پسای القایی از معادله (1) محاسبه می‌شود [23].

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (1)$$

در شکل 13، تغییرات ضریب پسا مدل برحسب زاویه حمله در زاویه پس‌گرایی 45 درجه و با افزایش طول بال به 100 درصد به ازای افزایش سرعت از 50 به 70 متر بر ثانیه رسم شده است. طبق نمودار، با افزایش سرعت، ضریب پسا مدل کاهش می‌یابد. این کاهش به خاطر افزایش عدد رینولدز به ازای افزایش سرعت است. افزایش عدد رینولدز همراه با افزایش نیروی پسا و کاهش ضریب پسا خواهد بود.

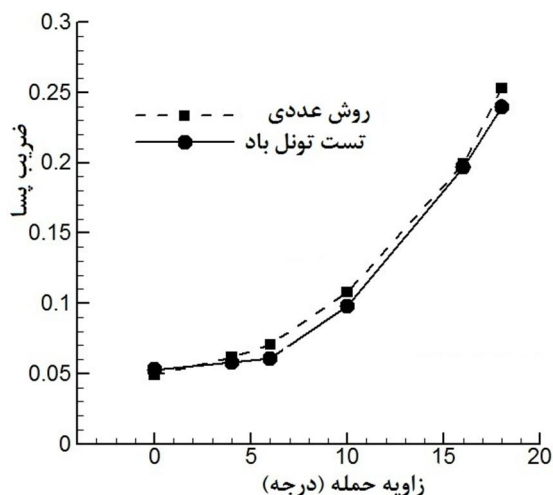
در شکل 14، تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل برحسب زاویه حمله در زاویه پس‌گرایی 45 درجه و سرعت 70 متر بر ثانیه به ازای افزایش طول بال از صفر تا 100 درصد رسم شده است. طبق نمودار با افزایش طول بال در یک سرعت ثابت، راندمان آیرودینامیکی مدل افزایش خواهد یافت. علت این افزایش به خاطر افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌باشد. همان‌طوری که مشاهده می‌شود حداکثر راندمان آیرودینامیکی در زاویه حدود 6 درجه رخ می‌دهد. زاویه‌ای که پهپاد در آن حداقل رانش موردنیاز و حداکثر مداومت و برد پرواز را تجربه خواهد نمود.

در شکل 15، تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل برحسب زاویه حمله در زاویه پس‌گرایی 45 درجه و افزایش طول بال 100 درصد به ازای افزایش سرعت از 50 به 70 متر بر ثانیه رسم شده است. طبق نمودار، با افزایش سرعت، راندمان آیرودینامیکی افزایش می‌یابد. این افزایش به خاطر افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌باشد. حداکثر راندمان آیرودینامیکی در زاویه حدود 6 درجه رخ می‌دهد.

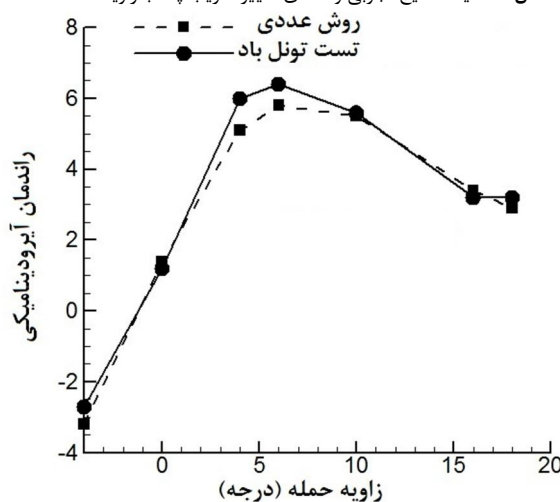
در شکل 16، تغییرات ضریب برآ مدل برحسب زاویه حمله در سرعت 50 متر بر ثانیه و افزایش طول بال 100 درصد به ازای افزایش زاویه پس‌گرایی از 33 به 45 درجه رسم شده است. طبق نمودار، با افزایش زاویه پس‌گرایی در یک سرعت ثابت، ضریب برآ و شیب منحنی برآ مدل کاهش خواهد یافت.

در شکل 17، تغییرات ضریب پسا مدل برحسب زاویه حمله در سرعت 70 متر بر ثانیه و افزایش طول بال 100 درصد به ازای افزایش زاویه پس‌گرایی از 33 به 45 درجه رسم شده است. طبق نمودار با افزایش زاویه پس‌گرایی در یک سرعت ثابت، ضریب پسا مدل کاهش خواهد یافت.

در شکل 18، تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل برحسب زاویه حمله در سرعت 50 متر بر ثانیه و افزایش طول بال 100 درصدی به ازای افزایش زاویه پس‌گرایی از 33 به 45 درجه رسم شده است. طبق نمودار با افزایش زاویه پس‌گرایی در یک سرعت ثابت، راندمان آیرودینامیکی مدل کاهش می‌یابد.



شکل 9 مقایسه نتایج تجربی و عددی تغییر ضریب پسا با زاویه حمله

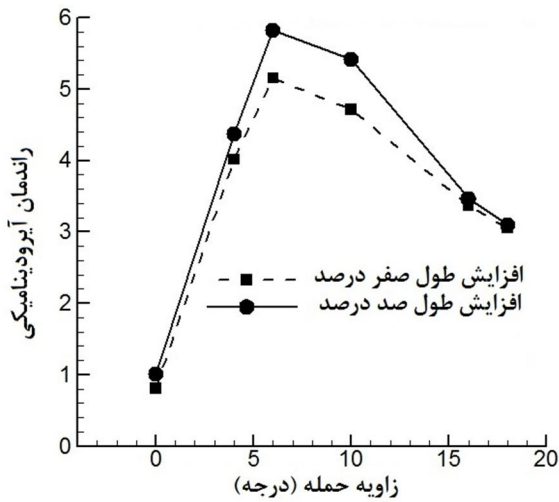


شکل 10 مقایسه نتایج تجربی و عددی تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویه حمله

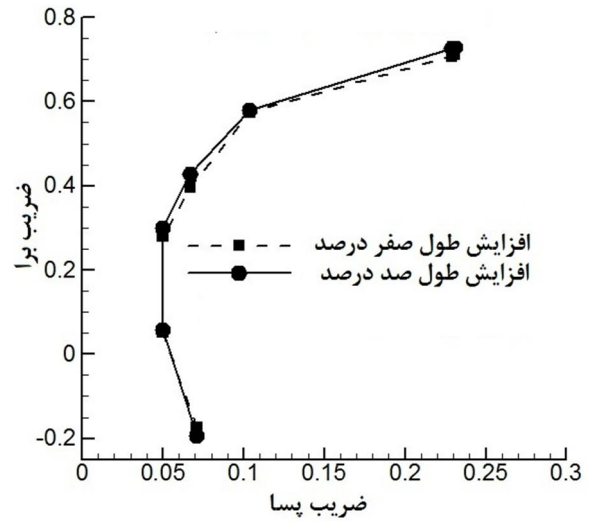
طرفی دیگر محدوده عملیاتی پهپاد در زوایای حمله بین -2 تا 8 درجه است، لذا در بررسی‌ها محدوده زوایای حمله در بازه -4 تا 10 درجه مد نظر قرار می‌گیرد تا شرایط عملیاتی پهپاد را پوشش دهد.

با توجه به آنکه مقادیر عددی ضرایب برآ و پسا برای سرعت‌های 50، 60 و 70 متر بر ثانیه بسیار به هم نزدیک می‌باشند، لذا تصمیم بر آن شد که جهت تشخیص بهتر تغییرات بین نتایج فقط مقادیر مربوط به سرعت‌های 50 و 70 آورده شود. از طرف دیگر با توجه به آنکه روند تغییر نمودارها برای افزایش سرعت، افزایش طول بال و افزایش زاویه‌های پس‌گرایی مشابه هم می‌باشند، لذا سعی شده جهت کاهش تعداد نمودارها، نمودارهای مربوط به یکی از شرایط موردنیاز آورده شود.

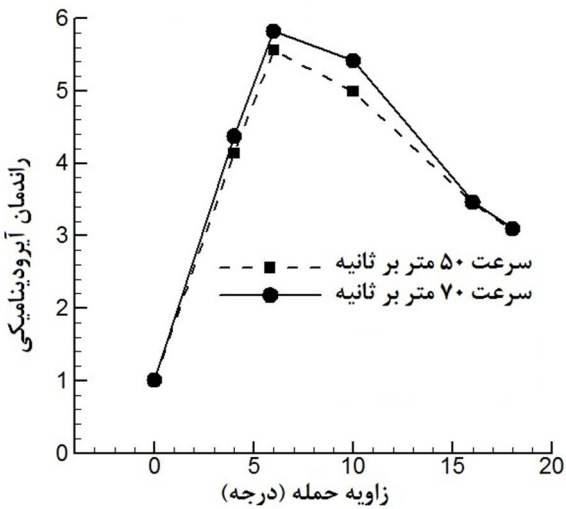
در شکل 11، تغییرات ضریب برآ برحسب ضریب پسا در زاویه پس‌گرایی 33 درجه و سرعت 50 متر بر ثانیه به ازای افزایش طول بال از صفر تا 100 درصد رسم شده است. طبق نمودار با افزایش طول بال در یک سرعت ثابت، ضریب برآ افزایش می‌یابد. افزایش طول بال سبب افزایش مساحت و نیروی برآ می‌شود و با توجه به تعریف ضریب برآ، که در آن نیروی برآ نسبت به سطح و فشار دینامیکی بی‌بعد می‌شود، به نظر می‌رسد که ضریب برآ با افزایش مساحت تغییر نکند. اما نیروی برآ تابع پارامترهای متعدد دیگری غیر از مساحت نیز می‌باشد و لزوماً تغییر نیروی برآ با مساحت خطی نیست. طبق نتایج تجربی و عددی حاصله، تغییرات نیروی برآ در مقایسه با تغییرات



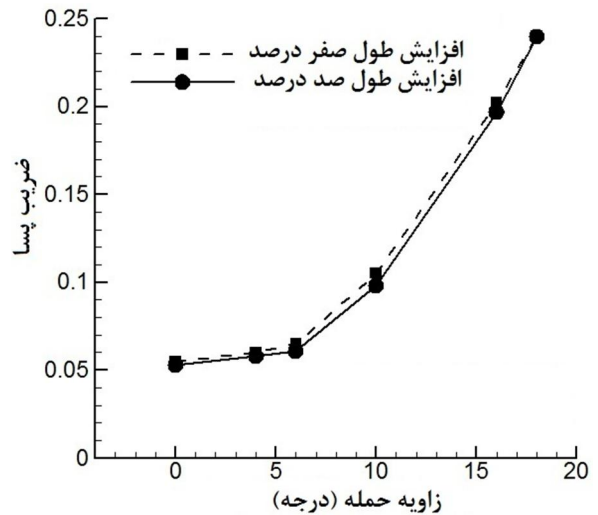
شکل 14 تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویه حمله بازاء افزایش طول بال



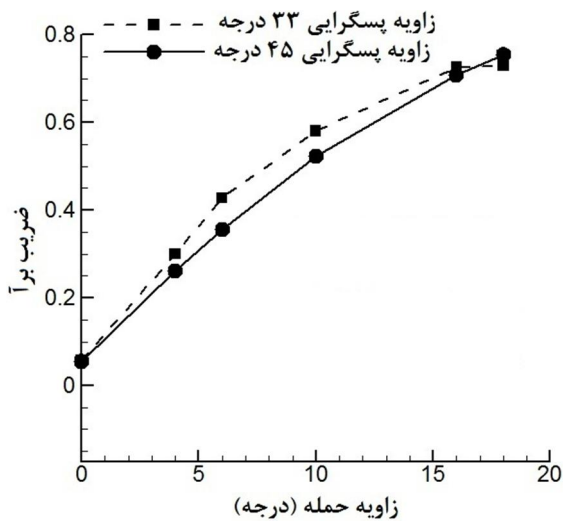
شکل 11 تغییر ضریب برآ با ضریب پسا بازای افزایش طول بال



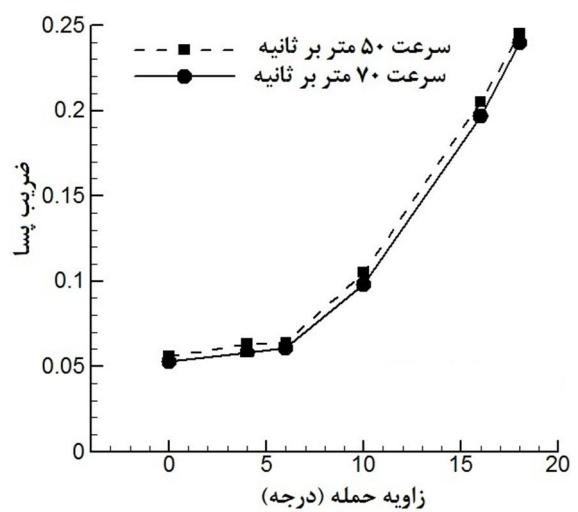
شکل 15 تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویه حمله بازاء افزایش سرعت



شکل 12 تغییر ضریب پسا با زاویه حمله بازای افزایش طول بال

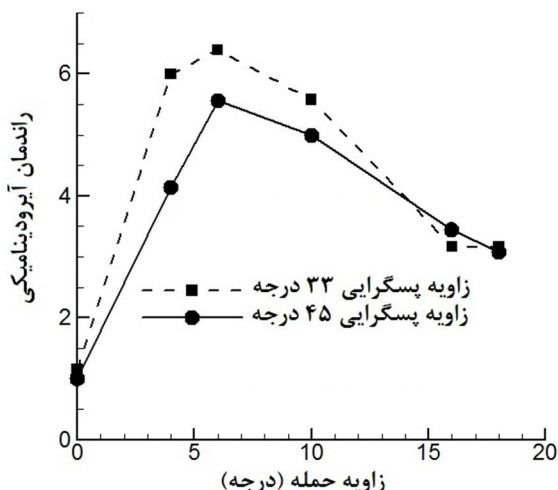


شکل 16 تغییر ضریب برآ با زاویه حمله بازاء افزایش زاویه پس‌گرایی بال

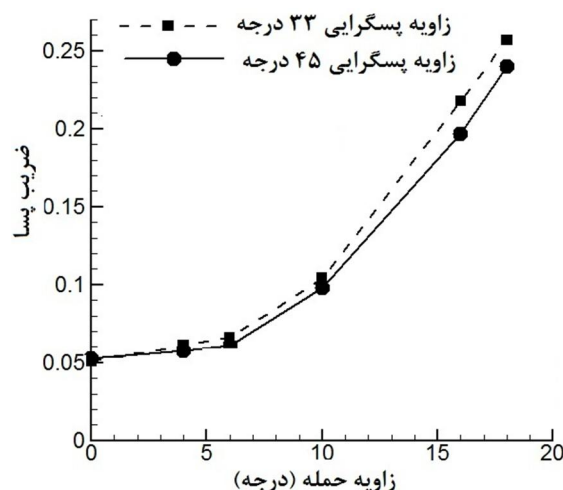


شکل 13 تغییر ضریب پسا با زاویه حمله بازاء افزایش سرعت





شکل 18 تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویه حمله بازا افزایش زاویه پس‌گرایی بال



شکل 17 تغییر ضریب پسا با زاویه حمله بازا افزایش زاویه پس‌گرایی بال

نرم‌افزار فلونت 13/7 می‌باشد که در زاویه حمله 6 درجه اتفاق می‌افتد. با استفاده از معادله (2)، جدول 3 و تغییرات وزنی پرنده برای طرح شکل‌پذیری، میزان حداکثر تغییر مداومت پروازی پرنده به‌صورت جدول 4 خواهد بود. طبق نتایج جدول 4، حداکثر تغییرات مداومت پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه بر اساس نتایج تجربی 13/6 درصد و بر اساس نتایج عددی 13/5 درصد افزایش خواهد داشت. معادله ریاضی جهت محاسبه برد پروازی هواپیمای جت به‌صورت رابطه (5) می‌باشد [23]:

$$R = \frac{2}{c_t} \left( \frac{2}{\rho_{\infty} S} \right)^{0.5} \frac{C_L^{0.5}}{C_D} (W_0^{0.5} - W_1^{0.5}) \quad (5)$$

طبق رابطه (5) جهت دستیابی به حداکثر برد پرواز، با توجه به ثابت بودن پیشرانه و وزن سوخت پرنده، حصول حداکثر مقدار  $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$  مد نظر می‌باشد. حداکثر مقدار  $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$  برابر است با [23]:

$$\left( \frac{C_L^{0.5}}{C_D} \right)_{max} = \frac{(\frac{1}{3} \pi e AR C_{D,0})^{\frac{1}{4}}}{\frac{4}{3} C_{D,0}} \quad (6)$$

طبق روابط (6)، حداکثر مقدار  $(\frac{C_L^{0.5}}{C_D})_{max}$  به  $AR, e, C_{D,0}$  بستگی دارد که جزء پارامترهای آیرودینامیکی هواپیما می‌باشد. با استفاده از رابطه (5)، میزان حداکثر تغییر برد پروازی پرنده به‌صورت جدول 5 خواهد بود. طبق نتایج آورده شده در جدول 5، حداکثر تغییرات برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه بر اساس نتایج تجربی 8/85 درصد و بر اساس نتایج عددی 8/17 درصد افزایش خواهد داشت.

### 9- مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیری بال با طول و زاویه پس‌گرایی متغیر جهت افزایش برد و مداومت پروازی پهپاد بر اساس نتایج تجربی و عددی

برای تعیین مزایای استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیری، ابتدا مشخصات مربوط به بال برای حالات مختلف شکل‌پذیری در جدول 2 ارائه شده است. رابطه ریاضی جهت محاسبه مداومت پروازی و حداقل رانش موردنیاز هواپیمای جت به‌صورت زیر می‌باشد [23]:

$$E = \frac{1}{c_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left( \frac{W_0}{W_1} \right) \quad (2)$$

$$(T_R)_{min} = \frac{W_0}{\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{max}} \quad (3)$$

$$W_1 = W_0 - W_f \quad (4)$$

حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی به دست می‌آید که هواپیما با حداقل نیروی رانش موردنیاز پرواز کند. طبق معادله (3)، نقطه متناسب با حداقل نیروی رانش موردنیاز، برابر با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا می‌باشد. بنابراین، حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی حاصل می‌شود که هواپیما با سرعتی معادل با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا پرواز کند.

در جدول 3، تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل شکل‌پذیر نسبت به مدل پایه آورده شده است. حداکثر تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل شکل‌پذیر نسبت به مدل پایه، برای نتایج تست تونل باد 13/8 و برای نتایج

جدول 2 مشخصات هندسی بال در حالات مختلف شکل‌پذیری

شکل هندسی مدل	طول (متر)	مساحت (مترمربع)	نسبت منظری	درصد تغییرات طول مدل شکل‌پذیر به مدل پایه	درصد تغییرات مساحت مدل شکل‌پذیر به مدل پایه	درصد تغییرات زاویه پس‌گرایی مدل شکل‌پذیر به مدل پایه
مدل پایه	0/311	0/0453	2/135	-	-	-
مدل با زاویه پس‌گرایی 33 درجه و افزایش طول صد درصد	0/404	0/04808	3/395	30	6/14	0
مدل با زاویه پس‌گرایی 45 درجه و افزایش طول صد درصد	0/3547	0/04578	2/748	35/54	6/47	36

جدول 3 حداکثر تغییرات راندمان آیرودینامیکی مدل شکل‌پذیر نسبت به مدل پایه

زاویه حمله (درجه)	مدل پایه	درصد تغییرات حداکثر راندمان آیرودینامیکی مدل شکل‌پذیر به مدل پایه	سرعت (متر بر ثانیه)	روش	نوع مدل
6	12/3	13/8	50	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 33 درجه و افزایش طول صد درصد
	13/5	13/7	70	عددی	
6	9/8	11/5	50	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 45 درجه و افزایش طول صد درصد
	10/4	12/5	70	عددی	

جدول 4 حداکثر تغییرات مداومت پرواز

تغییرات	سرعت 70 متر بر ثانیه	سرعت 50 متر بر ثانیه	روش	شکل هندسی مدل
درصد تغییرات	13/6	12/1	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 33 درجه و افزایش طول صد درصدی نسبت به مدل پایه
مداومت پروازی	13/5	13/3	عددی	
	11/3	9/6	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 45 درجه و افزایش طول صد درصدی نسبت به مدل پایه
	12/3	10/2	عددی	

جدول 5 حداکثر تغییرات برد پرواز

تغییرات	سرعت 70 متر بر ثانیه	سرعت 50 متر بر ثانیه	روش	شکل هندسی مدل
درصد تغییرات	8/85	6/82	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 33 درجه و افزایش طول صد درصدی نسبت به مدل پایه
برد پرواز	8/17	7/76	عددی	
	7/9	4/53	تجربی	مدل با زاویه پس‌گرایی 45 درجه و افزایش طول صد درصدی نسبت به مدل پایه
	6/19	5/44	عددی	

### 10- کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر

جهت دستیابی به گشتاور غلتش می‌توان از سطوح کنترل نصب‌شده روی بال که شهپر نام دارد استفاده نمود. این روش به‌عنوان یک روش سنتی و معمول می‌باشد. روش دیگر برای ایجاد گشتاور غلتش استفاده از شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر می‌باشد. در این روش می‌توان بال را به دو قسمت سمت چپ و راست (نسبت به خط مرکزی عبوری از محور طولی پهپاد) تقسیم نمود و جهت دستیابی به غلت راست یا چپ، افزایش طول روی بال در سمت چپ یا راست ایجاد نمود. برای محاسبه گشتاور غلتش

به‌صورت تئوری (محاسباتی) از معادله (7) استفاده می‌شود [24]:

$$RM = \rho_{\infty} \times (V^2) \times \tau \times a_0 \times S_a \times \delta_a \quad (7)$$

با استفاده از رابطه (7) مقدار محاسباتی گشتاور غلتش مطابق جدول 6 می‌باشد. بر اساس داده‌های تونل باد مقادیر تجربی گشتاور غلتش نیز در جدول 6 آورده شده است.

طبق نتایج جدول 6، میزان گشتاور غلتشی تجربی ایجادشده برای شرایط مشابه حدوداً دو برابر گشتاور غلتشی شهپر می‌باشد. اگر به‌جای شهپر از طرح شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر استفاده شود اضافه وزن حاصل از نصب شهپر به همراه مکانیزم‌های آن را می‌توان با اضافه وزن حاصل از طرح شکل‌پذیری بال با طول دهنه متغیر جبران نمود.

جدول 6 مقادیر گشتاور غلتشی بر اساس نتایج تست تونل باد و روش محاسباتی

زاویه پس‌گرایی بال (درجه)	روش	سرعت (متر بر ثانیه)	زاویه (درجه)		
			4	6	10
33	تست تونل باد	50	0/449	0/667	0/692
		70	0/917	1/247	1/415
	محاسباتی	50	0/2	0/3	0/5
		70	0/392	0/588	0/98
45	تست تونل باد	50	0/442	0/460	0/685
		70	0/627	0/913	1/045
	محاسباتی	50	0/19	0/285	0/475
		70	0/372	0/559	0/931

### 11- نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش، بررسی تجربی حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیری روی بال یک پهپاد برای توسعه عملکرد پروازی آن می‌باشد. جهت اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر با قابلیت تغییر طول و تغییر زاویه پس‌گرایی به همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد سرعت پایین با سرعت‌های 50، 60 و 70 متر بر ثانیه متناسب با اعداد رینولدز در محدوده 500,000 تا 750,000 انجام گرفته است. نتایج عددی نیز با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت به دست آمده است. نتایج به دست آمده از این بررسی نشان‌دهنده بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه می‌باشد، این مسئله به فرم کاهش پسا القایی و افزایش راندمان آیرودینامیکی ظاهر شده است. مطالعات تجربی و عددی حاصل از تحقیق حاضر به صورت موارد ذیل خلاصه می‌شوند:

- 1- طبق نتایج تجربی و عددی به دست آمده برای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه، مداومت پروازی به ترتیب 13/6 و 13/5 درصد و برد پروازی به ترتیب 8/85 و 8/17 درصد افزایش داشته است.
- 2- مطالعات تجربی و عددی انجام شده نشان می‌دهد که بیشترین تغییر راندمان آیرودینامیکی مدل شکل‌پذیر نسبت به مدل پایه به ترتیب 13/8 و 13/7 درصد بوده که در زاویه حمله 6 درجه و سرعت 70 متر بر ثانیه اتفاق می‌افتد.
- 3- ثابت ماندن زاویه پس‌گرایی و افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش ضریب برآ، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی و در مقابل کاهش ضریب پسا و نیروی رانش مورد نیاز می‌باشد.
- 4- افزایش زاویه پس‌گرایی مدل در یک سرعت ثابت، نتیجه‌اش کاهش ضریب برآ، شیب منحنی برآ، ضریب پسا و راندمان آیرودینامیکی مدل می‌یابد.
- 5- از معایب استفاده از طرح شکل‌پذیری بال، افزایش وزن و پیچیدگی مکانیزم‌های عملگر روی بال می‌باشد. اگر به جای سطوح کنترل شهپر از طرح شکل‌پذیری بال برای کنترل غلت استفاده شود، می‌توان افزایش حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیری را با افزایش وزن سطوح شهپر جایگزین نمود.

### 12- فهرست علائم

$AR$	نسبت منطری بال
$b$	طول بال
$c$	طول وتر بال
$C_L$	ضریب برآ (لیفت) بال
$C_D$	ضریب پسا (درگ) بال
$\frac{C_L}{C_D}$	راندمان آیرودینامیکی
$C_{D0}$	ضریب پسا در زاویه حمله صفر
$C_{Di}$	ضریب پسا القایی
$C_t$	مصرف مخصوص سوخت
$C_a$	وتر شهپر
$E$	مداومت پرواز
$e$	ضریب راندمان بال
$R$	برد پرواز
$S$	مساحت بال

$V$	سرعت
$W_0$	وزن کل پرنده
$W_1$	وزن سوخت پرنده

### علائم یونانی

$\alpha$	زاویه حمله
$\rho_\infty$	دانسیته

### 13- مراجع

- [1] N. Kudva, Morphing Wings: From Concept to Reality, *MAE RADUATE SEMINAR SERIES*, April 2007.
- [2] P. Joshi, S. Tidwell, A. Crossley, s. Ramakrishnan, Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts, *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 19 - 22 April 2004.
- [3] G.C. Chattopadhyay, B. Jony, A. Acharya, An Analysis on Wing Morphing, *Proceedings of the Global Engineering, Science and Technology Conference*, 28-29 December 2012.
- [4] A.R. Rodriguez, Morphing Aircraft Technology Survey, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 8 - 11 January 2007.
- [5] D. Artzi, Morphing Wing Aircraft, October 2009.
- [6] I. Chopra, Review of State of Art of Smart Structures and Integrated Systems, *AIAA Journal*, 2002.
- [7] R.M. Ajaj, E.I. Saavedra Flores, M.I. Friswell, G. Allegri, B.K.S. Woods, A.T. Isikveren, W.G. Dettmer, The Zigzag wingbox for a span morphing wing, *Aerospace Science and Technology*, 18 December 2012.
- [8] S. Barbarino, O. Bilgen, R.M. Ajaj, M.I. Friswell, D.J. Inman, A Review of Morphing Aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 22, June 2011.
- [9] D.A. Neal, M.G. Good, C.O. Johnston, H.H. Robertshaw, W.H. Mason, D.J. Inman, Desing and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration, *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 19-22 April, 2004.
- [10] J.S. Bae, T.M. Seigler, D.J. Inman, Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing, *Journal of Aircraft*, 2005.
- [11] D. Grant, M. Abdulrahim, R. Lind, Flight Dynamics of a Morphing Aircraft Utilizing Independent Multiple-Joint Wing Sweep, *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 21-24 August, 2006.
- [12] C. Han, K. Ruy, S. Lee, Experimental Study of a Telescopic Wing Inside Channel, *Journal of Aircraft*, 2007.
- [13] P. Gamboa, P. Aleixo, J. Vale, F. Lau, A. Suleman, Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV, 01 NOV 2007.
- [14] M.J. Scott, J.D. Jacob, S.W. Smith, L.T. Asheghian, J.N. Kudva, Development of a Novel Low Stored Volume High-Altitude Wing Design, *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 4-5 May, 2009.
- [15] A.Y. Sofla, S.A. Meguid, K.T. Tan, W.K. Yeo, Shape Morphing of Aircraft Wing: Status and Challenges, *Materials and Design*, 2010.
- [16] J. Vale, A. Leite, F. Lau and A. Suleman, Aero-Structural Optimization and Performance Evaluation of a Morphing Wing with Variable Span and Camber, *Journal of Intelligent Materials, Systems and Structures*, 2011.
- [17] R.M. Ajaj, E.I. Saavedra Flores, M.I. Friswell, G. Allegri, B.K.S. Woods, A.T. Isikveren, W.G. Dettmer, The Zigzag wingbox for a span morphing wing, *Aerospace Science and Technology*, 18 December 2012.
- [18] C.S. Beaverstock, R.M. Ajaj, M.I. Friswell, R.D. Breuker, N.P.M. Werter, Optimizing Mission Performance for a Morphing MAV, *Ankara International Aerospace Conference*, 11-13 September 2013.
- [19] A. Probst, T. David, K. Kochersberger, Design and Flight Test of a Morphing UAV Flight Control System, *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 07 - 10 January 2013.
- [20] G. Zi-Wu, Y.Y. Long-Liang, Study on Aerodynamics and Mechanisms of Elementary Morphing Models for Flapping Wing in Bat Forward Flight, *Arshiv: 1403.6824v1 [physics.flu-dyn]*, 27 Mar 2014.

- [23] J.D. Anderson, *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, pp. 199-314, 1999.
- [24] J.J. Henry, *Roll Control for UAVs by Use of a Variable Span Morphing Wing*, Master of Science, pp. 24-30, 2005.

- [21] R.M. Ajaj, M.I. Friswell, E.I. Saavedra Flores, A. Keane, A.T. Isikveren, G. Allegri, S. Adhikari, An integrated conceptual design study using span morphing technology, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 25, No 8, PP. 989-1008, May 2014 .

- [22] مصدري، م، مطالعه تجربی گذرش لایه مرزی روی بال با زاویه پس‌گرا، رساله دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، مهر 1390.