

## بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک مدل تجربی بال شکل پذیر با طول دهانه متغیر\*

عباس طربی<sup>(۱)</sup> سجاد قاسملو<sup>(۲)</sup> محمود مانی<sup>(۳)</sup>

**چکیده** در تحقیق حاضر، طرح شکل پذیر بال با طول دهانه متغیر روی بال یک پهپاد به منظور دست یابی به عملکرد بهینه در رژیم های مختلف پروازی در تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است. برای اجرای این طرح، یک بال شکل پذیر به همراه مکانیزم های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش ها در یک تونل باد سرعت پایین در سرعت های ۳۵، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدوده عدد رینولدز بین  $250 \times 10^3$  تا  $620 \times 10^3$  انجام گرفته است. برای اجرای طرح شکل پذیر، تغییر طول بال نسبت به بال پایه، ۲۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷۴ درصد می باشد. نتایج تجربی نشان دهنده بهبود ویژگی های آیرودینامیکی بال شکل پذیر نسبت به بال پایه می باشد، این مسئله به فرم کاهش پسای القایی و نیروی رانش مورد نیاز و افزایش ضریب برآ، راندمان آیرودینامیکی و افزایش مداومت و برد پرواز ظاهر شده است. طبق نتایج، مداومت و برد پروازی بال شکل پذیر نسبت به بال پایه به ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است. مطالعات تجربی انجام شده نشان می دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویه حمله ۴ درجه و حداکثر مقدار آن  $14/8$  برای بال پایه،  $16/3$  برای بال شکل پذیر با افزایش طول ۵۰ درصد (۵ سانتی متر) و  $17/4$  درصد برای بال شکل پذیر با افزایش طول ۱۰۰ درصد (۱۰ سانتی متر) می باشد. در این تحقیق هم چنین نشان داده شده است که چگونه می توان از طرح بال شکل پذیر به عنوان یک روش جایگزین برای کنترل حرکات غلت به جای روش کنترل غلت سنتی (سطوح کنترل شپهر) استفاده نمود. به نحوی که در مقایسه با کنترل غلت معمولی استفاده از روش طول متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش خواهد داد.

**واژه های کلیدی** بال شکل پذیر، بال با طول متغیر، تونل باد، برد و مداومت پرواز، ضرایب آیرودینامیکی.

### Aerodynamic Performance Investigation of an Experimental Variable-Span Morphing Wing Model

A. Tarabi S. Ghasemloo M. Mani

**Abstract** In this paper, the implementation of the variable-span Morphing wing (VSMW) on the wings of a UAV to achieve the optimal performance for various flight regimes is studied in wind tunnels. For the implementation of this plan, a morphing wing with its related mechanism is designed, built and tested. Tests were carried out at a low-speed wind tunnel with speeds of 35, 60 and 80 m/s in the range of Reynolds Number between  $250 \times 10^3$  to  $620 \times 10^3$ . For the implementation of the morphing wing plan, the maximum deviation of wing span relative to Basewing (BW) is 38 percent and change of aspect ratio is 74% percent. Experimental results showed the improved aerodynamic properties of VSMW compared to BW. These improvements are in the form of reduction of induced drag, thrust required and increasing of lift coefficient, aerodynamic efficiency, endurance and range. According to the results, endurance and range for VSMW comparison to BW, respectively 17 and 5 percent increased. The experimental studies show that the maximum aerodynamic efficiency of the wing model occurs at 4 degree angle of attack with the maximum value being 14.8 for the base wing, 16.3 for the morphing wing with 50 percent (5 cm) extension in wing span, and 17.4 % for the morphing wing with 100 percent (10 cm) span extension. This research also shows how VSMW can be used as an alternative method of roll control instead of the regular method (i.e. using aileron control surfaces) as it provides more roll control power than the regular method.

**Key Words** Morphing Wing, Variable Span, Wind tunnel, Range and Endurance, Aerodynamic Coefficient.

\* تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۵/۲۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۱۰/۲۲ می باشد.

(۱) نویسنده مسئول: دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر. [abbastarabi@mut.ac.ir](mailto:abbastarabi@mut.ac.ir)

(۲) استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.

(۳) استاد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیر کبیر.

## مقدمه

متخصصان علم آیرودینامیک همواره بر روی بهبود عملکرد هواپیما از طریق تغییر مناسب پارامترهای طراحی و هندسی بال تمرکز نموده‌اند. طراحان و محققان، آزمایش‌های متعددی را با تغییر نسبت منطری (Aspect Ratio) انجام دادند و در نهایت به این نتیجه رسیدند که تغییر شکل بال در طول پرواز واقعی در بهبود عملکرد هواپیما فوق‌العاده تأثیرگذار است. این تکنیک مشابه تغییر شکل بال در پرواز پرندگان طبیعی می‌باشد. پدیده فوق منشأ اصلی پیدایش «بال شکل‌پذیر (Shapes Morphing)» بوده است. به‌طور کلی شکل‌پذیری شامل تغییر شکل بال در طول پرواز برای انطباق با نوع خاصی از مأموریت پرنده می‌باشد. به نحوی که یک هواپیما با یک بال شکل‌پذیر، قادر به انجام مأموریت‌ها و مانورهای متعدد با قابلیت جنگندگی بالا، بهبود راندمان سوخت و کاهش نیروی پسا خواهد بود [1].

توانایی بال به تغییر هندسه خود در حین پرواز، محققان و طراحان را در طول سالیان در راستای کاهش الزامات بال هواپیما علاقه‌مند نمود. اگرچه هنوز در بین محققان در مورد نوع و یا میزان تغییرات هندسی لازم برای واجد شرایط شدن هواپیما به‌عنوان «طرح شکل‌پذیر» توافقی ایجاد نشده است. پارامترهای هندسی بال که می‌توانند توسط طرح شکل‌پذیر تحت تأثیر قرار گیرند به موارد زیر دسته‌بندی می‌شوند [1].

۱. تغییر پلان‌فرم (Planform)، (دهنه بال، زاویه پس‌گرایی و وتر بال Span, Sweep, and Chord).
  ۲. تغییر شکل در خارج از پلان هواپیما (پیچش Twist)، زاویه هفتی بال (Dihedral) و خمش در امتداد دهنه بال (Span-wise Bending).
  ۳. تنظیمات ایرفویل (انحنای و ضخامت).
- با ایجاد تغییر در پلان فرم بال، یک پرنده می‌تواند تغییرات لازم به تناسب مأموریت‌های مختلفی هم‌چون

پرواز کروز و گشت‌زنی از خود نشان دهد و قابلیت مانوری بالاتری نسبت به پرنده‌های دارای بال‌های ثابت داشته باشد. بنابراین، شکل‌پذیری بال به‌عنوان یک فناوری امیدوارکننده می‌تواند در پرنده‌های سرنشین دار و بدون سرنشین برای کاربردهای نظامی و غیرنظامی مورد استفاده قرار گیرد [2].

اکثر مفاهیم شکل‌پذیری دهنه بال براساس ایده‌های ایوان ماخونینه و به‌صورت مکانیزم تلسکوپي صورت می‌گیرد. با ایجاد مکانیزم تلسکوپي، طول دهنه و مساحت بال تغییر خواهد یافت. هواپیمای ماک-۱۰ اولین طراحی با بال تلسکوپي بود که برای اولین بار در سال ۱۹۳۱ پرواز کرد. مکانیزم قدرت در این پرنده به‌صورت پنوماتیک بود و طول بال تا ۶۲ درصد و مساحت تا ۵۷ درصد افزایش می‌یافت [3,4].

شکل‌پذیری پهپاد جنگنده (Unmanned Combat Aerial Vehicle=UCAV) توسط شرکت ایرو-ویژن در برنامه شکل‌پذیری سازه هواپیما که بودجه‌اش توسط دارپا (مؤسسه تحقیقاتی پروژه‌های پیشرفته دفاعی DARPA= Defence Advanced Research Projects Agency) تأمین می‌شد، توسعه یافت. در این پروژه، طول بال‌های هواپیما متناسب با شرایط مختلف پروازی از کروز تا گشت‌زنی سپس به حمله با سرعت بالا تغییر می‌یافت [5].

آریسون و همکارانش [6] یک هواپیمای رادیو کنترلی به نام بتامکس را که مجهز به بال تلسکوپي بود توسعه دادند. این پرنده می‌توانست طول بال‌های خود را تا ۱۰ اینچ افزایش دهد. پرنده فوق با موفقیت پرواز کرد و افزایش ۱۹٪ در برد پرواز ایجاد نمود. نیل و همکارانش [7]، یک هواپیما را با قابلیت تغییر زیاد در پلان فرم بال را طراحی نمودند. در این پرنده با استفاده از عملگر تلسکوپي پنوماتیک دهنه بال و زاویه پس‌گرایی آن تغییر می‌یافت. میزان تغییر نسبت منطری تا ۱۳۱٪ و مساحت بال ۳۱٪ بود. نتایج تونل باد نشان داد که تنها سه پیکربندی مختلف از پرنده قابلیت

حداقل ۵/۵ درصدی را در مداومت پروازی پهباد ایجاد خواهد نمود.

بیورستوک و همکارانش [13] عملکرد مأموریتی یک ریزپهباد شکل‌پذیر را بهینه‌سازی نمودند. آنها طرح ایجاد شکل‌پذیری روی یک پهباد با وزن حدود ۲۵ کیلوگرم را در فازهای پرواز سریع در کروز و گشت‌زنی بررسی کردند. زی-وو و همکارش [14] مسائل مربوط به آیرودینامیک و مکانیزم‌های مدل شکل‌پذیری در پرنده بال‌زن (Flapping Wing) را برای بال زدن در پرواز رو به جلو مورد مطالعه قرار دادند.

در زمینه ایجاد طرح شکل‌پذیر با تغییر طول بال پژوهش‌های دیگری نیز انجام‌گرفته است که از آن جمله می‌توان به تحقیقات گوپاراسنام و همکارانش [15]، لی مین و همکارانش [16]، استانفورد و همکارانش [17]، باگاسی و همکارانش [18]، سرسیو و همکارش [19] و پروبست و همکارانش [20] اشاره نمود.

در پژوهش حاضر با استفاده از تکنیک تجربی (تونل باد)، مدلی مقیاسی از بال پهباد ساخته شده و روی آن طرح شکل‌پذیر طراحی و پیاده شده است. طرح شکل‌پذیر به‌نحوی اجرا شده است تا تغییرات کمی در وزن کلی پرنده ایجاد کند و پیکربندی کلی پرنده (به‌صورت ویژه در نشست و برخاست) حفظ گردد. در مدل مقیاسی از طرحی استفاده شده است تا در پهباد واقعی نیز کاربرد داشته باشد. اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهانه متغیر (Variable-Span Morphing Wing = VSMW) در تحقیق حاضر، جزء اولین نمونه از کارهای پژوهشی است که در کل کشور انجام می‌شود. طرحی که قرار است در پروژه‌های هوایی به‌صورت گسترده و کاربردی اجرا گردد.

در اکثر تحقیقات قبلی طرح شکل‌پذیر با طول بال متغیر روی بال‌های با شکل مستطیلی پیاده شده است، اما در تحقیق حاضر تغییر دهانه بال به‌صورت تلسکوپی و دارای شکل دوزنقه‌ای است که مشکلات

دستیابی به حداقل پسا در یک طیف وسیع از ضرایب نیروی برآ را دارا بود.

بی و همکارانش [8]، هر دو حالت مربوط به آیرودینامیک استاتیکی و آیروالاستیک را در موشک کروز برد بلند مورد مطالعه قرار دادند. آنها برخی از مزایا و چالش‌های مرتبط با طراحی بال شکل‌پذیر دارای قابلیت تغییر طول بال را تعیین نمودند. طبق نتایج، نیروی پسای بال شکل‌پذیر حدود ۲۵٪ کاهش و برد پرواز حدود ۳۰ درصد افزایش داشته است. هان و همکارانش [9] یک مدل با بال‌های تلسکوپی را در تونل باد آزمایش نمودند. این آزمایش‌ها در راستای مطالعه تأثیر نسبت منطری متغیر بر اثرات بال در پرواز نزدیک به زمین انجام گرفت. میزان تغییر نسبت منطری بال از ۳/۲ به ۳/۵ بود که می‌توانست افزایش ۵۴/۷٪ را در نسبت نیروی برآ به پسا نسبت به بال پایه ایجاد نماید. گامبوآ و همکارانش [10] به‌منظور بهبود عملکرد یک پهباد (UAV=Unmanned Aerial Vehicle) از ایده شکل‌پذیری بال استفاده نمودند. نتیجه تحقیقشان که به‌صورت تست تونل باد انجام گرفت، کاهش ۱۴٪ تا ۳۰٪ نیروی پسا در مراحل مختلف پروازی را به‌همراه داشت.

واله و همکارانش [11] عملکرد یک بال شکل‌پذیر با طول و انحنای متغیر را از لحاظ آیرو-سازه‌ای مورد بررسی قرار دادند و آن را بهینه‌سازی نمودند. بال شکل‌پذیر دارای عملکرد بهتری نسبت به بال ثابت بود و مزایایی هم‌چون کاهش ۱۰٪ در نرخ صعود و ۴٪ کاهش نیروی پسا در سرعت کروز ۳۰ متر بر ثانیه را در برداشت. آجاج و همکارانش [12] ایده استفاده از قاب زیگزاگی برای شکل‌پذیری طول دهانه بال را مورد بررسی قرار دادند. در این شکل‌پذیری طول بال قابلیت تغییر تا ۴۴٪ (۲۲٪ افزایش طول و ۲۲٪ کاهش طول) را داشت. نتایج تحقیق آنها نشان داد که استفاده از قاب زیگزاگی بال را سنگین‌تر می‌کند اما یک افزایش

جریان ۱۰۰ متر بر ثانیه و شدت آمحورگی ۰/۲ درصد می باشد. این تونل باد مجهز به یک بالانس ۶ مؤلفه ای برای اندازه گیری کلیه نیروها و گشتاورهای وارد به مدل می باشد. در دو طرف دیواره محفظه آزمایش به منظور رؤیت، دریچه هایی از جنس پلاستیک آکریلیک شفاف تعبیه شده است. در شکل (۲) نمایی از نحوه قرارگیری مدل در مقطع آزمون نشان داده شده است.

نسبت انسداد مقطع کاری در این تحقیق حداکثر دو درصد بوده است و با توجه به مراجع [21-23] نیازی به تصحیح تونل نیست. بال به صورت عمود بر کف تونل به گونه ای نصب می شود که وتر ایرفویل بال در امتداد جریان آزاد باشد. مبدأ مختصات و نقطه چرخش مدل روی خط مرکزی مقطع آزمون و در نقطه یک چهارم از مدل قرار دارد.

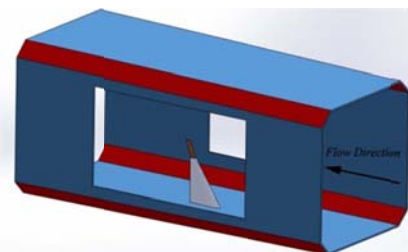
خاص خود را در طراحی و چیدمانی تجهیزات عملگر به دنبال دارد. آنچه در این تحقیق دارای اهمیت است، بررسی و تعیین شرایط موجود پارامترهای آیرودینامیکی پرتده براساس طرح بال پایه ( $Basewing=BW$ ) و تعیین میزان تغییر در پارامترها در اثر اعمال طرح شکل پذیر با طول دهنه متغیر بال می باشد. هدف اصلی از اجرای طرح شکل پذیر بال، افزایش برد ( $Range$ )، مداومت پروازی ( $Endurance$ ) و کاهش نیروی رانش مورد نیاز ( $Thrust Required$ ) پهباد مورد نظر براساس مأموریت عملیاتی آن می باشد.

### تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایش ها در تونل باد مدار بسته مادون صوت انجام گرفته است (شکل ۱). ابعاد محفظه آزمایش این تونل باد  $۸۰ \times ۸۰ \times ۲۰۰$  سانتی متر و حداکثر سرعت



شکل ۱ تونل باد مدار بسته مادون صوت



شکل ۲ نحوه قرارگیری مدل و جهت جریان در تونل باد

Archive of SID

بدون زاویه پیمایش می‌باشد. مقطع مدل بال از ایرفویل نامتقارن از نوع NACA 64A212 می‌باشد. مدل ساخته شده از دو بخش بال ثابت و یک بال متحرک تشکیل شده است. مشخصات ابعادی مدل مطابق جدول (۱) می‌باشد.

مکانیزم طراحی شده برای اجرای طرح شکل‌پذیر طول بال به این صورت است که یک موتور الکتریکی در نزدیکی ریشه بال ثابت (در محل حداکثر ضخامت ممکن) و انتهای بال متحرک نصب شده و با یک محور به بال متحرک متصل است. موتور الکتریکی از نوع (FF-030PA) با وزن ۱۶ گرم می‌باشد. این موتور با ولتاژ حداکثر ۲۴ ولت کار می‌کند. برای تنظیم میزان جابه‌جایی مدل بال متحرک، می‌توان منبع تغذیه را در ولتاژهای مختلف از ۴ الی ۲۴ ولت تنظیم نمود تا میزان دور محور اتصالی به موتور تغییر کند و متناسب با آن میزان جابه‌جایی مدل نیز تغییر یابد. موتور قابلیت چرخش ساعت‌گرد (باز شدن بال متحرک) و چرخش پادساعت‌گرد (جمع شدن بال متحرک) را دارا است. نماهایی از مدل بال ثابت و متحرک به همراه موتور الکتریکی در شکل (۳) نشان داده شده است. با توجه به تغییر طول بال، برای نمونه، نحوه محاسبه نسبت منظری بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر در شکل (۴) آورده شده است.

### فرآیند آزمایش

برای آن‌که به نتایج دقیقی در آزمایش‌ها دست یابیم، ابتدا سیستم بالانس و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است. آزمایش‌های تجربی در سرعت‌های ۳۵، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه که متناسب با اعداد رینولدز در محدوده  $250 \times 10^3$  تا  $620 \times 10^3$  می‌باشد، انجام گرفته است. آزمایش‌ها برای هر سه هندسه مختلف مدل بال (بال پایه، بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر (۵ سانتی‌متر) و بال شکل‌پذیر با

در انجام آزمایش‌های تونل باد باید سعی شود تا میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. اگر بعضی از خطاها را نتوان برطرف نمود براساس فرمول‌های محاسباتی داده‌های آزمایش را تصحیح نمود. خطاهای موجود در ساخت مدل و تست تونل باد حاضر شامل موارد زیر می‌باشد:

۱. خطای تعیین سرعت در تونل باد. میزان سرعت در مقطع آزمون تونل باد دارای دقت در حد دودهم می‌باشد. مثلاً برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه مقدار سرعت می‌تواند در محدوده (۵۹/۹-۶۰/۱) قرار گیرد. برای بعضی از تست‌ها که زمان بیشتری را به خود اختصاص می‌دهند شرایط جریان (چون دما، سرعت، فشار، ...) می‌تواند تغییر یابد.
۲. خطای تنظیم موقعیت مدل در زاویه حمله مورد نظر. اگرچه با استفاده از زاویه‌سنج دیجیتال و شابلون مدل، سعی می‌شود که مدل دقیقاً در زاویه حمله موردنظر قرار گیرد. اما در طول آزمایش به دلیل خطای دید و میزان دقت درجه‌بندی صفحه تنظیم، همواره مقداری خطا در تنظیم زوایه‌ها ایجاد می‌شود.
۳. 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.
۴. خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری. اگرچه دستگاه‌ها به دقت کالیبره می‌شوند ولی وجود مقداری خطا در ثبت اطلاعات اجتناب‌ناپذیر است.

### مشخصات مدل

به منظور بررسی تجربی مشخصه‌های جریان در اطراف بال پهن‌پایه موردنظر، یک مدل آلومینیومی کاملاً صیقلی شده از بال اصلی طراحی و ساخته شد. این مدل دارای زاویه پس‌گرایی ۳۲ درجه در لبه حمله است و

مکانیزم بال متحرک در سرعتها و زوایای مختلف و هم‌چنین اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می‌باشد.

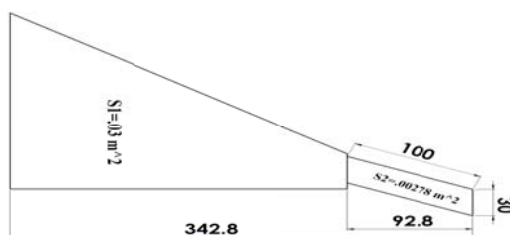
۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر (۱۰ سانتی‌متر) در زوایای حمله ۰- تا ۲۰ درجه انجام شده است. آزمایش‌های انجام‌شده در راستای بررسی عملکرد

جدول ۱ مشخصات ابعادی مدل بال

| ردیف | قسمت                        | مواد      | ابعاد (میلی‌متر) |      |         |
|------|-----------------------------|-----------|------------------|------|---------|
| ۱    | بال ثابت                    | آلومینیوم | ریشه             | نوک  | طول بال |
|      |                             |           | ۲۰۰              | ۴۰   | ۲۵۰     |
| ۲    | دریچه روی بال               | آلومینیوم | طول              | عرض  |         |
|      |                             |           | ۱۵۰              | ۳۲   |         |
| ۳    | بال متحرک                   | برنز      | ریشه             | نوک  | طول بال |
|      |                             |           | ۳۰               | ۳۰   | ۱۵۰     |
| ۴    | موتور الکتریکی با محور (DC) |           | طول              | عرض  | ارتفاع  |
|      |                             |           | ۲۶/۵             | ۱۵/۴ | ۱۲      |



شکل ۳ نماهایی از مدل بال همراه با مکانیزم افزایش طول بال (موتور الکتریکی و منبع تغذیه)



$$b = 0.25 + 0.0928 = 0.3428 \text{ m}$$

$$s = 0.03 + 0.00278 = 0.03278 \text{ m}^2$$

$$AR = \frac{b^2}{s} = 3.589$$

شکل ۴ دید از بالای نیم مدل بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

## مقایسه داده‌های تجربی با نتایج شبیه‌سازی

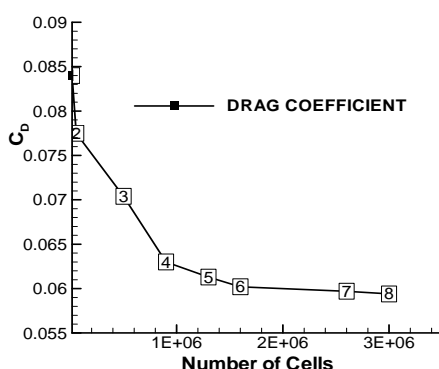
## عددی

برای ایجاد دید فیزیکی و بررسی دقیق‌تر، داده‌های تجربی حاصل از تست تونل باد با نتایج عددی حاصل از نرم‌افزار فلونت برای تغییرات ضرایب برآ و راندمان آیرودینامیکی برحسب زاویه حمله با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به زیاد بودن تعداد نمودارها، محوریت مقایسه نتایج برای ضرایب را روی سرعت ۶۰ متر بر ثانیه قرار می‌دهیم. البته روند تغییر ضرایب آیرودینامیکی برای سرعت‌های ۳۵ و ۸۰ متر بر ثانیه مشابه روند ارائه شده برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه می‌باشد.

به منظور تحلیل عددی جریان حول مدل، از نرم‌افزار تجاری فلونت (نسخه ۱۵) استفاده گردید. در این بخش، از مدل‌سازی سه‌بعدی و پایا استفاده شد. به منظور تولید شبکه محاسباتی برای حل عددی از امکانات مدل‌ساز گمیت نسخه ۲.۴.۶ 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 ۸۵۵۰۰ پاسکال) می‌باشد. برای مدل‌سازی آمحورگی از مدل اسپارات-آلماراس (Sparat-Allmaras) و مدل تنش رینولدز (Renolds Stress Model) استفاده شده است. به منظور حل معادلات جریان و فشار از الگوریتم سیمپل‌سی (Simplec) و برای تمامی مشتقات موجود از تقریب مرتبه دوم استفاده شده است.

برای اطمینان از مناسب بودن شبکه و همین‌طور عدم وابستگی حل و جواب‌های ارائه شده به شبکه تولیدی، پیش از انجام تحلیل‌های عددی، فرآیند استقلال حل از شبکه انجام گرفته است. تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله به عنوان پارامتر معیار برای مقایسه نتایج به دست آمده از شبکه‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. با توجه به نتایج ارائه شده در شکل (۵)

و تغییرات بسیار ناچیز ضریب پسا بین نقاط (۷) و (۸) برای انجام تحلیل‌ها از شبکه مربوط به نقطه (۷)، با تعداد ۲۶۰۰۰۰۰ سلول استفاده شده است.



شکل ۵ بررسی استقلال از شبکه ضریب پسا

از روابط تحلیلی نیز برای محاسبه ضریب برآ استفاده شده است. شیب منحنی برآی بال را می‌توان با استفاده از معادله تجربی زیر که توسط کاجمن (Kuchemann) [24] ارائه شده است (جریان تراکم ناپذیر، بال پس‌گرائیده) محاسبه نمود:

$$a = \frac{a_o(\cos \Lambda)}{\frac{a_o(\cos \Lambda)}{\pi AR} + \sqrt{1 + \left(\frac{a_o(\cos \Lambda)}{\pi AR}\right)^2}} \quad (1)$$

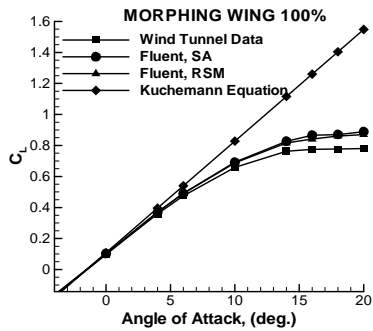
بعد از محاسبه شیب منحنی برآی بال از معادله (۱) مقدار ضریب برآی بال با استفاده از معادله (۲) به دست می‌آید [25]:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (2)$$

در شکل‌های (۶ تا ۸) تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای بال پایه و بال شکل‌پذیر با ۵۰ و ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر نشان داده شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد، نرم‌افزار فلونت (مدل اسپارات-آلماراس SA)، نرم‌افزار فلونت (مدل تنش رینولدز RSM) و معادله کاجمن رسم شده‌اند.

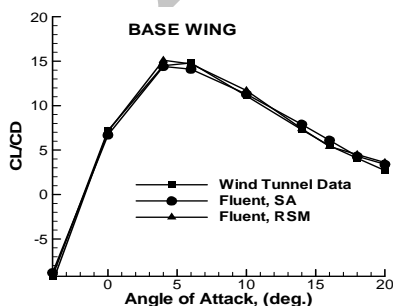


است، اما با افزایش زاویه حمله اختلاف بین نتایج نیز افزایش یافته است.



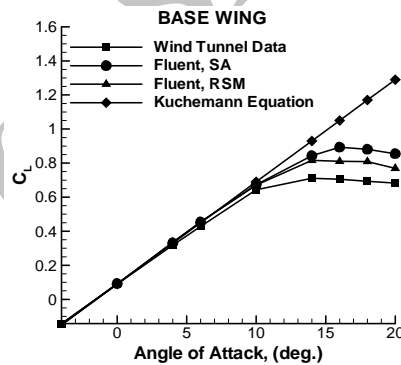
شکل ۸ تغییر ضریب برآ با زاویه حمله برای بال شکل پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

در شکل‌های (۹-۱۱) تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف نشان داده شده است. نمودارها براساس نتایج حاصل از داده‌های تونل باد و نرم‌افزار فلونت (مدل اسپارات-آلماراس و مدل تنش رینولدز) رسم شده است. طبق نمودارها بهترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله ۴ درجه محقق شده است. اگر پرنده در این زاویه حمله پرواز کند دارای حداکثر مداومت و برد پرواز خواهد بود. در این زاویه، پرنده به حداقل نیروی رانش نیز نیاز خواهد داشت. با توجه به آنکه حداکثر زمان پرواز پرنده در فاز گشت‌زنی طی می‌شود، لذا توصیه می‌شود پرنده در جهت دستیابی به عملکرد پروازی بهینه در زاویه حمله ۴ درجه پرواز کند.

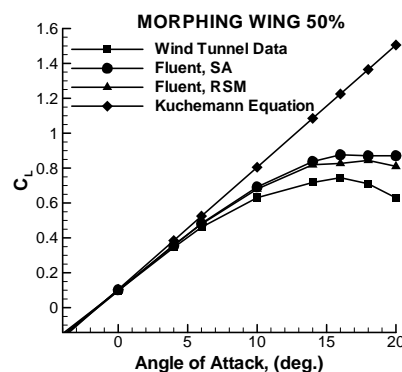


شکل ۹ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویه حمله برای بال پایه

نتایج حاصل از نرم‌افزار فلونت برای هر دو مدل (SA و RSM) در ناحیه خطی تغییرات زاویه حمله (محدوده مورد نظر برای بررسی شرایط عملیاتی پهباد در فاز گشت‌زنی) دارای تطابق خوبی با داده‌های تجربی می‌باشند. با نزدیک شدن به مرحله واماندگی و در زوایای حمله بالا، به خاطر مسائلی هم‌چون جدایی جریان، نتایج فلونت نسبت به داده‌های تجربی دارای اختلاف بیشتری است. البته در این محدوده، نتایج حاصل از مدل تنش رینولدز نسبت به مدل اسپارات-آلماراس دارای اختلاف کمتری نسبت به داده‌های تونل باد می‌باشد.



شکل ۶ تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله برای بال پایه



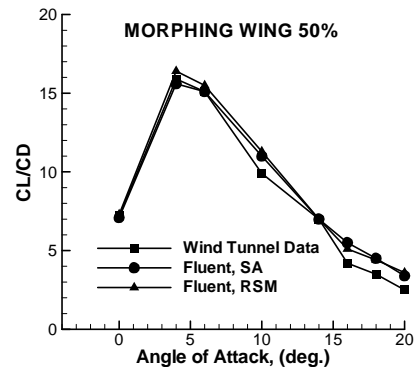
شکل ۷ تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله برای بال شکل پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر

نتایج معادله کاجمن نیز در ناحیه خطی دارای اختلاف کمی با داده‌های تونل باد و روش فلونت

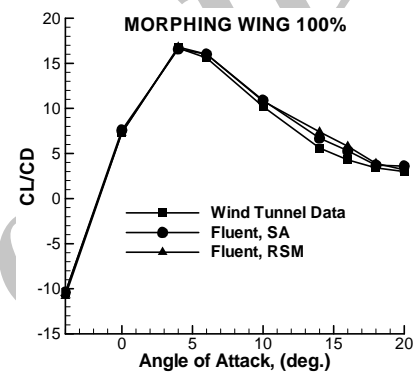
هدف اصلی از این تحقیق، افزایش مداومت و برد پروازی پهپاد بدون تغییر پیکربندی آن است، لذا نیروهای آیرودینامیکی مربوط که شامل نیروهای برآ (ضریب برآ) و نیروی پسا (ضریب پسا) است، در نظر گرفته می‌شوند. از طرفی دیگر محدوده عملیاتی پهپاد مورد نظر از لحاظ بال شکل‌پذیر در زوایای حمله بین ۲- تا ۸ درجه است، پس در بررسی‌ها محدوده زوایای حمله در بازه ۴- تا ۱۰ درجه مدنظر قرار می‌گیرد تا شرایط عملیاتی پرنده را پوشش دهد.

نتایج به دست آمده از تونل باد برای تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله، برای بال پایه و بال شکل‌پذیر در شکل (۱۲) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در محدوده زاویه حمله ذکر شده، جریان اطراف بال شامل نواحی متصل به جسم (Attached)، واماندگی سبک (Light Stall) و واماندگی عمیق (Deep Stall) است. بر این اساس، منحنی برآ در زوایای حمله پایین به صورت خطی تغییر می‌کند و سپس وارد مرحله غیرخطی می‌شود. تا قبل از زاویه حمله واماندگی، با افزایش زاویه حمله، نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد. واماندگی باعث کاهش نیروی برآ می‌شود. دلیل این مسئله این است که با افزایش زاویه حمله تطبیق جریان روی سطح بالایی مشکل‌تر می‌گردد و از زاویه حمله معینی جریان هوا از لبه فرار شروع به جدایش می‌کند. با افزایش بیشتر زاویه حمله این ناحیه جدایی به جلوی بال حرکت می‌کند و در حد معینی تمام سطح را فرا می‌گیرد.

طبق نمودار، ضریب برآی بال شکل‌پذیر دارای افزایش نسبتاً کم نسبت به بال پایه می‌باشد. این افزایش کم به خاطر کوچک بودن سطح بال اضافه شده به بال در طرح شکل‌پذیر نسبت به بال پایه است. قاعدتاً هر چه میزان سطح اضافه شده افزایش یابد به همان نسبت ضریب برآ نیز افزایش بیشتری خواهد داشت.



شکل ۱۰ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویه حمله برای بال شکل‌پذیر با ۵۰ درصد طول قسمت متغیر



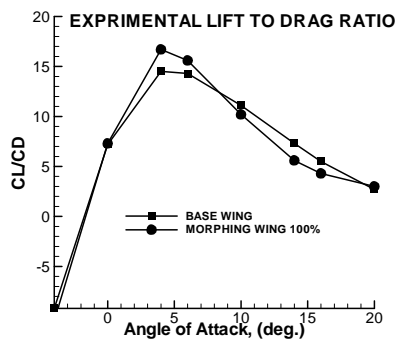
شکل ۱۱ تغییر ضریب برآ به پسا با زاویه حمله برای بال شکل‌پذیر با ۱۰۰ درصد طول قسمت متغیر

## تحلیل نتایج تجربی

در تحلیل نتایج تجربی به سه بخش اصلی زیر که متناسب با هدف تحقیق حاضر نیز می‌باشد، پرداخته می‌شود:

- ۱- بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهانه متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی.
- ۲- مزایای استفاده از طرح شکل‌پذیر بال با طول دهانه متغیر جهت افزایش برد و مداومت پروازی پهپاد.
- ۳- کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهانه متغیر.

بررسی تأثیر اجرای طرح شکل‌پذیر بال با طول دهانه متغیر روی ضرایب آیرودینامیکی. با توجه به آن‌که

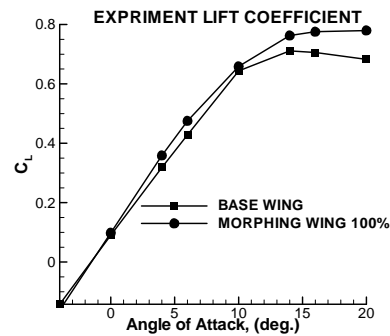


شکل ۱۴ نتایج تجربی تغییر راندمان آیرودینامیکی با زاویه حمله

در شکل (۱۴) نتایج حاصل از تونل باد برای تغییرات راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف برای بال پایه و بال شکل پذیر نشان داده شده است. همان طوری که مشاهده می شود حداکثر راندمان آیرودینامیکی برای بال پایه و بال های شکل پذیر در زاویه حدود ۴ درجه رخ می دهد. زاویه ای که پرنده در آن حداقل رانش مورد نیاز و حداکثر مداومت و برد پرواز را تجربه خواهد نمود. افزایش راندمان آیرودینامیکی بال شکل پذیر نسبت به بال پایه در محدوده عملیاتی پرنده (ناحیه خطی) کاملاً مشهود می باشد. تغییر معکوس تغییرات راندمان آیرودینامیکی بعد از ناحیه خطی، به خاطر نوع هندسه انتخابی برای طرح شکل پذیر و افزایش بیشتر ضریب پسا نسبت به ضریب برآ می باشد.

**مزایای استفاده از طرح شکل پذیر بال با طول دهنه متغیر در جهت افزایش برد پرواز و مداومت پرواز پهباد.** در این بخش سعی بر آن است تا میزان تأثیر اجرای طرح شکل پذیر بال با طول دهنه متغیر نسبت به بال پایه در پارامترهای عملکرد پرنده (برد و مداومت پروازی) مشخص شود. رابطه ریاضی برای محاسبه مداومت، برد و حداقل رانش مورد نیاز به صورت معادلات (۶-۸) می باشد [26]:

$$E = \frac{1}{c_t} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right) \quad (۴)$$

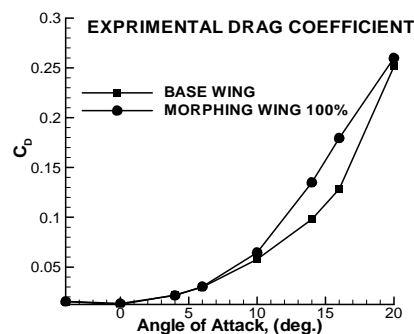


شکل ۱۲ نتایج تجربی تغییر ضریب برآ با زاویه حمله

نتایج تجربی (تونل باد) تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله برای بال پایه و بال شکل پذیر در شکل (۱۳) نشان داده شده است. ضریب پسای بال شکل پذیر نسبت به بال پایه در ناحیه خطی زاویه حمله دارای کاهش و بعد دارای افزایش می باشد. کاهش ضریب پسا به خاطر کاهش پسای القایی (Induced Drag) طبق رابطه زیر می باشد [26].

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (۳)$$

افزایش ضریب پسای بال شکل پذیر نسبت به بال پایه به علت نوع هندسه انتخابی در طرح شکل پذیر است. با توجه به آن که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدوده خطی تغییرات زاویه حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیه زوایای حمله بالا نیز مد نظر قرار گیرد حتماً در طرح شکل پذیر باید تغییراتی ایجاد می شد.



شکل ۱۳ نتایج تجربی تغییر ضریب پسا با زاویه حمله

طبق روابط (۷ و ۸) حداکثر مقدار  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}$  و  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}^{0.5}$  به  $AR, e, C_{D,0}$  بستگی دارد که جزء پارامترهای آیرودینامیکی هواپیما می باشد. با توجه به تأثیر افزایش طول بال در مقدار  $AR$ ، تأثیر این پارامتر در افزایش مداومت و برد پرواز به خوبی مشخص می باشد.

برای آنکه میزان تأثیر اجرای طرح شکل پذیر بال با طول دهنه متغیر نسبت به بال پایه در این تحقیق تعیین شود، ابتدا مشخصات مربوط به بال برای حالات مختلف شکل پذیری در جدول (۲) ارائه شده است. در تحقیق حاضر میزان افزایش وزن حاصل از تغییر طول دهنه بال نسبت به وزن کل قابل چشم پوشی است. بنابراین تغییرات حداکثر مداومت پروازی فقط با حداکثر مقدار برآ به پسا سنجیده می شود. با این فرض، میزان تغییر مداومت پروازی پرنده به صورت جدول (۳) خواهد بود.

با فرضی مشابه، تعیین تغییرات حداکثر برد پروازی نیز با حداکثر مقدار  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}^{0.5}$  و میزان تغییرات مساحت بال سنجیده می شود. با این فرض، میزان تغییر برد پروازی پرنده به صورت جدول (۴) می باشد.

طبق نتایج آورده شده در جداول (۴ و ۳) حداکثر تغییرات مداومت و برد پروازی بال شکل پذیر نسبت به بال پایه به ترتیب ۱۷ و ۵ درصد خواهد بود.

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

$$(T_R)_{min} = \frac{W_0}{(\frac{C_L}{C_D})_{max}} \quad (6)$$

حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی به دست می آید که هواپیما با حداقل نیروی رانش مورد نیاز پرواز کند. نقطه متناسب با حداقل نیروی رانش مورد نیاز، برابر با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا می باشد (رابطه ۶). بنابراین، حداکثر مداومت پرواز برای هواپیمای جت هنگامی حاصل می شود که هواپیما با سرعتی معادل با حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا پرواز کند. در فرمول (۴) نیز این مسئله به صورت واضح قابل مشاهده است. حداکثر مقدار نسبت ضریب برآ به پسا برابر است با [26]:

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} = \left(\frac{\pi e AR C_{D,0}}{2 C_{D,0}}\right)^{0.5} \quad (7)$$

طبق فرمول (۵) به منظور دستیابی به حداکثر برد پرواز، با توجه به ثابت بودن پیش رانه و وزن سوخت پرنده، حصول حداکثر مقدار  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}^{0.5}$  مدنظر می باشد. حداکثر مقدار  $(\frac{C_L}{C_D})_{max}^{0.5}$  برابر است با [26]:

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}^{0.5} = \frac{\left(\frac{1}{3} \pi e AR C_{D,0}\right)^{\frac{1}{4}}}{\frac{4}{3} C_{D,0}} \quad (8)$$

جدول ۲ مشخصات هندسی بال در حالات مختلف شکل پذیری

| شکل بال                     | طول (متر) | مساحت (متر مربع) | نسبت منطری | درصد تغییرات طول بال به بال پایه | درصد تغییرات مساحت بال به بال پایه | درصد تغییرات نسبت منطری بال به بال پایه |
|-----------------------------|-----------|------------------|------------|----------------------------------|------------------------------------|---|
| بال پایه                    | ۰/۲۵      | ۰/۰۳             | ۲/۰۸۳      | -                                | -                                  | -                                       |
| بال با افزایش طول ۵۰ درصدی  | ۰/۲۹۶     | ۰/۰۳۱۳۹          | ۲/۰۷۹۸     | ۱۹                               | ۵                                  | ۳۴                                      |
| بال با افزایش طول ۱۰۰ درصدی | ۰/۳۴۳     | ۰/۰۳۲۷           | ۳/۰۵۸۹     | ۳۸                               | ۱۰                                 | ۷۴                                      |

جدول ۳ درصد تغییرات مداومت پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

|   | V (m/s) |    |    |
|---|---------|----|----|
|   | ۳۵      | ۶۰ | ۸۰ |
| درصد افزایش مداومت پروازی پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه | -       | ۹  | ۱۰ |
| درصد افزایش مداومت پروازی با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه      | ۱۱      | ۱۵ | ۱۷ |

جدول ۴ درصد تغییرات برد پرواز با استفاده از نتایج تجربی (تست تونل باد)

|   | V (m/s) |    |    |
|---|---------|----|----|
|   | ۳۵      | ۶۰ | ۸۰ |
| درصد افزایش برد پرواز پرنده با افزایش طول ۵۰ درصدی بال نسبت به بال پایه   | -       | ۳  | ۴  |
| درصد افزایش برد پروازی پرنده با افزایش طول ۱۰۰ درصدی بال نسبت به بال پایه | ۳       | ۴  | ۵  |

جدول ۵ مقادیر محاسباتی گشتاور غلتشی

| $\delta_a$ (degree) | ۳  | ۵     | ۸     | ۱۰    | ۱۳    | ۱۵    |
|---------------------|----|-------|-------|-------|-------|-------|
| V (m/s)             | 35 | 0.074 | 0.123 | 0.196 | 0.245 | 0.319 |
|                     | 60 | 0.216 | 0.360 | 0.576 | 0.720 | 0.936 |
|                     | 80 | 0.384 | 0.640 | 1.024 | 1.280 | 1.664 |

جدول ۶ نتایج تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول ۱۰۰ درصد

| AOA (degree) | V (m/s) |       |       |
|--------------|---------|-------|-------|
|              | 35      | 60    | 80    |
| 4            | .236    | .742  | 1.341 |
| 6            | 0.312   | 0.949 | 1.673 |

$$RM = \rho_{\infty} * (V^2) * \tau * a_0 * S_a * \delta_a \quad (9)$$

با استفاده از رابطه (۹) مقدار محاسباتی گشتاور غلت مطابق جدول (۵) می‌باشد. براساس داده‌های تونل باد، مقادیر تجربی گشتاور غلت برای افزایش طول بال به اندازه ۱۰۰ درصد، در جدول (۶) آورده شده است.

طبق نتایج جدول‌های (۶ و ۵) میزان گشتاور غلتشی تجربی ایجاد شده برای افزایش طول ۱۰۰ درصد در زاویه حمله ۶ درجه و سرعت ۶۰ متر بر ثانیه، با میزان گشتاور غلتشی شهپر (در دو طرف بال) در زاویه انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است. یعنی در مقایسه با کنترل غلت معمولی، استفاده از روش طول

کنترل غلت پهپاد با استفاده از اجرای طرح شکل پذیر بال با طول دهنه متغیر. به منظور دست‌یابی به گشتاور غلت (Rolling Moment) می‌توان از سطوح کنترل نصب شده روی بال که شهپر (Aileron) نام دارد، استفاده نمود. این روش به عنوان یک روش سنتی و معمول می‌باشد. روش دیگر برای ایجاد گشتاور غلت 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 به منظور دست‌یابی به غلت راست یا چپ، افزایش طولی روی بال در سمت چپ یا راست ایجاد نمود. برای محاسبه گشتاور غلت به صورت تئوری (محاسباتی) از رابطه زیر استفاده می‌شود [27]:

۲- نتایج تست تونل باد نشان می‌دهد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی مدل بال در زاویه حمله ۴ درجه و حداکثر مقدار آن ۱۴/۸ برای بال پایه، ۱۶/۳ برای بال شکل‌پذیر ۵۰ درصد و ۱۷/۴ برای بال شکل‌پذیر ۱۰۰ درصد می‌باشد.

۳- در زوایای حمله بالا (ناحیه غیر خطی)، ضریب پسای بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه افزایش یافته است. این افزایش به علت نوع هندسه انتخابی در طرح شکل‌پذیر است. با توجه به آن که هدف بررسی شرایط عملیاتی پرنده در محدوده خطی تغییرات زاویه حمله است، این افزایش در نظر گرفته نشده است. اگر قرار بود ناحیه زوایای حمله بالا نیز مد نظر قرار گیرد در طرح شکل‌پذیر باید تغییراتی ایجاد شود.

۴- طبق نتایج، گشتاور غلتشی بال شکل‌پذیر در سرعت ۶۰ متر بر ثانیه با گشتاور غلتشی ایجادشده توسط شهپر نصب‌شده در دو طرف بال با زاویه انحراف ۱۳ درجه تقریباً مساوی است.

۵- اگر به جای سطوح کنترل شهپر از طرح شکل‌پذیر بال برای کنترل غلت استفاده شود، می‌توان افزایش حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر را با افزایش وزن سطوح شهپر جایگزین نمود.

۶- در نهایت افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، نیروی برآ، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن و پیچیدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز و پسای القایی پرنده می‌شود.

### فهرست علائم

|       |                         |
|-------|-------------------------|
| a     | شیب منحنی برای بال      |
| $a_0$ | شیب منحنی برای مقطع بال |
| AR    | نسبت منظری بال          |
| AOA   | زاویه حمله              |
| b     | طول بال                 |

متغیر قدرت کنترل غلت را افزایش می‌دهد و می‌تواند وزن حاصل از اجرای نصب شهپر و مکانیزم‌های عملگر مربوط به آن را کاملاً حذف نماید. در نتیجه اگر به جای شهپر از طرح شکل‌پذیر 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 شکل‌پذیر بال با طول دهنه متغیر جبران نمود.

در نهایت از بخش (۶) این نتیجه حاصل می‌شود که افزایش طول بال نتیجه‌اش افزایش مساحت، نسبت منظری، راندمان آیرودینامیکی، برد و مداومت پروازی، وزن و پیچیدگی سیستم کنترل است و در مقابل باعث کاهش نیروی رانش موردنیاز پرنده می‌شود.

### نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش، بررسی تجربی حاصل از اجرای طرح شکل‌پذیر روی بال یک پهپاد برای توسعه عملکرد پروازی آن می‌باشد. برای اجرای این طرح، یک بال شکل‌پذیر به همراه مکانیزم‌های مربوط به آن طراحی، ساخته و تست شده است. آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد سرعت‌پایین با سرعت‌های ۳۵، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه در محدوده عدد رینولدز بین  $250 \times 10^3$  تا  $620 \times 10^3$  انجام گرفته است. برای اجرای طرح شکل‌پذیر، حداکثر تغییر طول بال نسبت به بال پایه ۳۸ درصد و میزان تغییر ضریب منظری نیز ۷۴ درصد بوده است. برای تحلیل عددی جریان حول مدل بال از نرم‌افزار تجاری فلوئنت موجود استفاده شده است.

نتایج تجربی حاصل از تست تونل باد در تحقیق حاضر به صورت موارد ذیل خلاصه می‌شوند:

۱- طبق نتایج مداومت و برد پروازی بال شکل‌پذیر نسبت به بال پایه به ترتیب ۱۷ و ۵ درصد افزایش داشته است.

|                     |                |                            |                   |
|---------------------|----------------|----------------------------|-------------------|
| گشتاور غلتشی        | RM             | طول وتر بال                | c                 |
| مساحت بال           | S              | ضریب برآ (لیفت) بال        | $C_L$             |
| مساحت شهپر          | $S_a$          | ضریب پسا (درگ) بال         | $C_D$             |
| سرعت                | V              | راندمان آیرودینامیکی       | $\frac{C_L}{C_D}$ |
| علائم یونانی        |                | ضریب پسا در زاویه حمله صفر | $C_{D0}$          |
| زاویه حمله          | $\alpha$       | ضریب پسای القایی           | $C_{Di}$          |
| زاویه حمله برآی صفر | $\alpha_{L=0}$ | مصرف مخصوص سوخت            | $C_t$             |
| زاویه انحراف شهپر   | $\delta_a$     | وتر شهپر                   | $C_a$             |
| دانسیته             | $\rho_\infty$  | مداومت پرواز               | E                 |
| زاویه پسگرایی بال   | $\Lambda$      | ضریب راندمان بال           | e                 |
| ضریب تأثیر شهپر     | $\tau$         | برد پرواز                  | R                 |
|                     |                | عدد رینولدز                | Re                |

## مراجع

- Galantai, V.P., "Design and Analysis of Morphing Wing for Unmanned Aerial Vehicles", PhD Thesis, Department of Mechanical and Engineering, University of Toronto, (2010).
- Joshi, S.P., Tidwell, Z., Crossley, W.A. and Ramakrishnan, S., "Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts", *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, California, April 19-22, (2004).
- SH, M.A. and Kumar, C.A., "A Review of Unmanned Aerial Vehicle and their Morphing Concepts Evolution and Implications for the Present Day Technology", *International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET)*, Vol. 4, No. 4, pp. 348-356, July - August (2013).
- Weisshaar, T.A., "Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design", Purdue Univ Lafayette In, (2006).
- AeroVisions Inc., <http://www.canosoarus.com>, Accessed 22 May (2011).
- Arrison, L., Birocco, K., Gaylord, C., Herndon, B., Manion, K. and Metheny, M., "2002-2003 AE/ME Morphing Wing Design", Spring Semester Final Report, Virginia Tech Aerospace Engineering Senior Design Project, (2003).
- Neal, D.A., Good, M.G., Johnston, C.O., Robertshaw, H.H., Mason, W.H. and Inman, D.J., "Desing and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration", *In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, April 19-22, (2004).
- Bae, J.S., Seigler, T.M. and Inman, D.J., "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 528-534, (2005).
- Han, C., Lee, S. and Ruy, K., "Experimental Study of a Telescopic Wing Inside Channel", *Engineering Notes, Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 3, pp. 1029-1030, (2007).
- Gamboa, P., Aleixo, P., Vale, J., Lau, F. and Suleman, A., "Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV", University of Beria Interior Covilha (Portugal), Nov. (2007).

11. do Vale, J.L., Leite, A., Lau, F. and Suleman, A., "Aero-Structural Optimization and Performance Evaluation of a Morphing Wing with Variable Span and Camber", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, 10: pp. 1057-1073., July(2011).
12. Ajaj, R.M., Saavedra Flores, E.I., Friswell, M.I., Allegri, G., Woods, B.K.S., Isikveren, A.T. and Dettmer, W.G., "The Zigzag wingbox for a span morphing wing", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp. 364-375, (2013).
13. Beaverstock, C.S., Ajaj, R.M., Friswell, M.I., De Breuker, R. and Werter, N.P.M., "Optimizing Mission Performance for a Morphing MAV", *Ankara International Aerospace Conference*, METU, Ankara Turkey, 11-13 September (2013).
14. Zi-Wu, G. and Yong-Liang, Y., "Study on Aerodynamics and Mechanisms of Elementary Morphing Models for Flapping Wing in Bat Forward Flight", *Journal of Arshiv preprint*, Arshiv:1403.6824, *Journal of Physics and Fluid Dynamics*, 27 May (2014).
15. Gopalathnam, A., Ramasubramanian, M.K. and Wu, F., "Innovative Revolutionary Airspace Designs Advanced Aircraft Wing Concept with Micro- and Macro-Morphing Capability", Department of Mechanical and Aerospace Engineering, North Carolina State University Students supported: Jeffrey Jepson and Qifu Li, 16 May (2003).
16. Li, M., Chen, W.M., Guan, D. and Li, W., "Experimental Validation of Improving Aircraft Rolling Power Using Piezoelectric Actuators", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 18, No. 2, May (2005).
17. Stanford, B., Ifju, P., Albertani, R. and Shyy, W., "Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental characterization, numerical modeling, and tailoring", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 44, No. 4, pp. 258-294, (2008).
18. Bagassi, S., Francia, D. and Persiani, F., "Preliminary Study of a New UAV Concept: The Variable Geometry Vehicle", *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Nice France, 19-24 September (2010).
19. Circiu, I. and Prisacariu, V., "Command and Control of the Flying Wing in the Morphing Concept", *Review of the Air Force Academy*, Vol. 11, No. 1(23), (2013).
20. Probst, T.A., David, B. and Kochersberger, K., "Design and Flight Test of a Morphing UAV Flight Control System", *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Grapevine (Dallas/ft. Worth region), Texas, 7-10 January (2013).
21. Tropea, C., yarin, A.L. and Foss, J.F., "Springer handbook of experimental fluid mechanics", Vol. 1, pp. 1047-1060, (2007).
22. Utsunomiya, H., Nagao, F., Ueno, Y. and Noda, M., "Basic study of blockage effects on bluff bodies", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 49, No. 1, pp. 247-256, (1993).
23. Turki, S., Abbassi, H. and Nasrallah, S.B., "Effect of the blockage ratio on the flow in a channel with a built-in square cylinder", *Computational Mechanics*, Vol. 33, No. 1, pp. 22-29, (2003).
24. Kuchemann, D., "The Aerodynamic Design of Aircraft", *Progress in aeronautical sciences*, Pergamon, London, (1978).
25. Sadraey, M., "Aircraft Design: A Systems Engineering Approach", John Wiley & Sons, Vol. 71, (2012).
26. Anderson, J.D., "Aircraft Performance and Design", McGraw-Hill, New York, pp. 199-314, (1999).
27. Henry, G.G., "Roll Control for UAVs by Use of a Variable Span Morphing Wing", Thesis Master of Science, University of Maryland, pp. 24-30, (2005).