

علمی- پژوهشی

# مطالعه عددی عملکرد آیرودینامیکی یک بال ریز پرنده دارای ساختار هندسی گسسته با قابلیت مورفینگ

سعید کریمیان علی آبادی<sup>۱</sup> و سید مصطفی سادات<sup>۲</sup>دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس  
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۰۱)

## چکیده

در طبیعت وجود مورفینگ در بال پرنده‌گان کلید پرواز بهینه و اجرای مانورهای دشوار می‌باشد. یک روش مورفینگ، تغییر شکل در بال و دم پرنده از طریق پرها می‌باشد که عمدتاً به منظور تغییر مسیر اجرا می‌شود. در این پژوهش عملکرد یک بال مشابه پرنده‌گان که به جای پرها نوارهای گسسته در آن تعبیه شده است، با روش عددی مطالعه شده است. این ساختار که بال با هندسه گسسته نام دارد، می‌تواند با چرخش نوارها حول مفصل، زاویه سوییپ انتهایی بال و سطح بال را تغییر داده و عمل مورفینگ را به خوبی اجرا نماید. در اینجا نشان داده شده که این ساز و کار ساده می‌تواند در بهبود عملکرد آیرودینامیکی و نیز در ارایه توان کنترلی برای مانورهای طولی و عرضی کارآمد باشد. ابتدا هندسه مبنا و شیوه حل عددی مناسب انتخاب شده و نتایج اولیه با داده‌های مرجع اعتبار سنجی شده است. در ادامه با رویکرد مورفینگ، مطالعه پارامتری حول متغیرهای زاویه حمله و زاویه سوییپ انجام شده است. کمیت‌های عملکردی شامل ضرایب نیرو و راندمان آیرودینامیکی است. وجود مورفینگ امکان بهبود راندمان به میزان ۱۳ درصد را فراهم ساخته است. شبیه‌سازی جریان حول بال گسسته در زوایای مورفینگ متنوع و برای ۲ زاویه حمله به صورت پایا و ناپایا ارایه و مقایسه شده است. بر مبنای نتایج این پژوهش می‌توان در گام بعدی قابلیت کنترل پرنده در مانورهای طولی و عرضی را بر اساس ساز و کار ساده مورفینگ پیشنهاد شده بررسی نمود.

**واژه‌های کلیدی:** مورفینگ، بال گسسته، ضرایب نیرو، راندمان آیرودینامیکی، حل عددی

## The numerical Study of Aerodynamic Performance of a UAV Discrete Wing with the Morphing Capability

Karimian Aliabadi, S. and Sadat, S. M.

Mechanical Engineering Department, Tarbiat Modares University  
(Received: 12 /July /2021; Accepted: 23 /October /2021)

### Abstract

In this research the aerodynamic performance of a discrete wing capable of morphing, has been studied based on the numerical techniques. In the proposed wing the chord-wise strips have been implemented to resemble a bird wing's feathers. The morphing mechanism composed of changing the wrist angle which is equal to the partially sweep angle and the wing planform area. Here it is shown that by utilizing this proposed simple mechanism, the MAV/UAV could enhance its aerodynamic performance and also produce control power in the longitudinal and lateral maneuvers. Firstly, the benchmark geometry and a suitable numerical scheme are introduced. The results are then compared and validated against the reference available data. Consequently, the parametric study is performed by selecting the morphing wing tip sweep angle and the angle of attack as the variables and the force coefficients and efficiency as the performance indices. This kind of morphing could make the efficiency increase, up to 13 percent. Flow simulations around the wing are depicted for various morphing angles and for two angles of attack, both in the steady and unsteady manner. The results are also compared and analyzed. Based on the current research, one may continue to estimate the control forces produced by this simple mechanism to expedite the longitudinal and lateral maneuvers in a specified MAV.

**Keywords:** Morphing, Discrete Wing, Force Coefficients, Aerodynamic Efficiency, Numerical Solution

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): karimian@modares.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناس ارشد: s\_sadat@modares.ac.ir

## ۱- مقدمه

بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی و همچنین صرفه‌جویی در مصرف سوخت هواپیما در شرایط پروازی مختلف، یکی از مهم‌ترین خواسته‌های مدنظر طراحان و مهندسين هواضا می‌باشد [۱]. به همین دلیل سازندگان در پی طراحی هواپیمایی هستند، که بیشترین سازگاری سازه پرنده را با شرایط محیطی و پروازی داشته باشد [۲]. در صنعت هوایی، مورفینگ بال هواپیما به روش‌هایی گفته می‌شود که عملکرد آیرودینامیکی یک هواپیما را گسترش می‌دهند و این کار توسط تغییر هندسه بال متناسب با شرایط پروازی صورت می‌گیرد. یکی از روش‌های ساخت بال با قابلیت مورفینگ، تولید بال با ساختار گسسته شبیه به بال پرندگان می‌باشد. پرندگان موجوداتی هستند که تغییر شکل زیادی به هنگام پرواز در بال‌های خود ایجاد می‌کنند. این موجودات با استفاده از بال‌های خود که از تعداد زیادی پر شکل گرفته، می‌توانند سطح بال خود را در هنگام پرواز تغییر داده و انواع مأموریت‌های پروازی را انجام دهند. یکی از این مأموریت‌ها تیک آف سریع بدون نیاز به باند پرواز است، که توسط عمل بال زدن صورت می‌گیرد.

پرندگان برای تولید نیروی رانش نیز از تغییر شکل بال به هنگام پرواز کمک می‌گیرند، یعنی با عمل بال زدن این کار را انجام می‌دهند. آن‌ها به هنگام سقوط یا شیرجه نیز با استفاده از قابلیت تغییر شکل بال، نسبت نیروی برآ به وزن را کنترل و تنظیم می‌کنند. همه این تغییر شکل‌های گوناگون بال پرندگان نیز نوعی مورفینگ بال تلقی می‌شود. توانایی پرواز بسیار خوب پرندگان، به دلیل ساختار اسکلت مورفینگ عملکرد خوبی دارد و به یک ساختار بال گسسته یا ناپیوسته متشکل از تعداد زیادی پر نیز مجهز است [۳]. با استفاده از یک ساختار هندسی گسسته در بال وسیله پرنده، نحوه مورفینگ در بال شکل گرفته و این پرنده می‌تواند بال خود را در هنگام پرواز با زاویه عقب‌گرد باز و بسته کند، که این خود یک نوع مورفینگ بال محسوب می‌شود. در اینجا از یک مقاله مرجع برای الگوبرداری هندسی به جهت اعتبار سنجی از نتایج آن مقاله استفاده گردیده است [۳].

اریک چانگ و همکاران [۴]، برای درک اینکه پرندگان چگونه قابلیت مورفینگ بال را انجام می‌دهند، حرکات خم

شدن (جمع شدن) بال و باز شدن بال کبوتر را به صورت سینماتیک اندازه‌گیری کرده‌اند. در این تحقیق اصول طراحی رباتیک برای بال‌های مورفینگ که دارای پر هستند در نظر گرفته شده است. در اینجا با درک چگونگی مورفینگ بال نامتقارن مشخص می‌شود به دلیل پسای القائی نامتقارن کوپلینگ (رول-یاء) نامطلوب ایجاد می‌شود. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که پرندگان از مورفینگ بال نامتقارن برای کنترل موقعیت رول به جای نرخ رول استفاده می‌کنند [۴].

هاروی و همکاران [۵]، در طی تحقیقاتی بررسی کرده‌اند که مورفینگ مفصل آرنج پرنده چگونه با بال گسسته در پرواز گلايدر بر پایداری پیچ استاتیکی تأثیر می‌گذارد. در پژوهش آنان معلوم شد با افزایش سرعت باد به صورت ناگهانی، پرندگان توسط خم کردن آرنج‌های خود، کمبر (خمیدگی) را در طول دهانه بال، افزایش می‌دهند. مشخص شد به هنگام باز شدن بال، پایداری پیچ بیشتر است و آشفتگی‌های خفیف می‌تواند بدون کنترل فعال خنثی شود [۵].

دی لوکا و همکاران [۶]، در طی یک پژوهش با طراحی یک پهپاد با پره‌های مصنوعی با قابلیت مورفینگ بال گسسته، فهمیدند که پیکربندی بال گسسته با قابلیت مورفینگ، پسای کمتری تولید می‌کند. در اینجا مشخص شد ضریب گشتاور رول که توسط مورفینگ بال نامتقارن به دست می‌آید تابعی از ضریب برآ می‌باشد و برای چرخش‌های سریع که زاویه بانک بیشتری نیاز هست، مورفینگ بال نامتقارن سریع‌تر از ایلرون عمل می‌کند [۶]. در پژوهشی دیگر آژانیک و همکاران [۷]، یک ریزپرنده با قابلیت مورفینگ بال گسسته طراحی کردند که از نتایج به دست آمده مشخص شد هنگام مورفینگ، تغییرات زیادی در ضرایب آیرودینامیکی به وجود می‌آید و دریافتند که چابکی و مانورپذیری بالا و تیک آف با حفظ راندمان انرژی از دیگر قابلیت‌های این نوع پرنده می‌باشد [۷].

متلاف و همکارانش [۸]، در یک پژوهش چگونگی تشکیل یک بال پیوسته به صورت مورفینگ توسط پره‌های گسسته در بال پرندگان را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها دریافتند همپوشانی پره‌های پرنده باعث می‌شود که پرنده به

بازده آیرودینامیکی بر حسب تغییرات زاویه عقب‌گرد یا سوئیچ که حاصل فرایند مورفینگ است، استخراج شود. در نتیجه این دو مرحله مشخص می‌شود که این پرنده با بال مورفینگ و با ساختار گسسته، به چه میزان توانایی در ایجاد نیروهای آیرودینامیکی بر حسب زوایای مختلف حمله و سوئیچ دارد.

## ۲- معادلات جریان

معادلات حاکم بر میدان جریان شامل معادلات پیوستگی (بقای جرم) و بقای مومنتوم (ناویر-استوکس) می‌باشند، که در جدول ۱ آورده شده است. معادله ۱ فرم دیفرانسیل جزئی معادله پیوستگی می‌باشد [۱۳]. این معادله متغیرهای میدان جریان را در هر نقطه به هم مربوط می‌سازد:

جدول (۱): معادلات حاکم بر جریان سیال

$\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) = 0$	(۱)
$\nabla \cdot \vec{v} = 0$	(۲)
$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{v} + \rho \vec{g}$	(۳)

در این حل که جرم مخصوص در یک مسئله مقدار ثابتی دارد، سیال به صورت تراکم ناپذیر در نظر گرفته می‌شود و همچنین، چون جریان پایا می‌باشد معادله پیوستگی به شکل معادله ۲ ساده می‌شود. معادله ۳ معادله مومنتوم (اندازه حرکت) است، که بر اساس قانون دوم نیوتن نوشته می‌شود. با استفاده از معادله نویر-استوکس، با فرض جریان تراکم ناپذیر با لزجت ثابت، این معادله نوشته می‌شود. در این فرمول کمیت‌های  $\rho$  جرم مخصوص،  $\mu$  ضریب لزجت،  $t$  زمان و  $U$  سرعت می‌باشند.

## ۳- مدل سازی هندسی

برای شروع، یک مدل سه‌بعدی از این پرنده، طبق داده‌های مقاله مرجع [۳] در نرم‌افزار سالیدورک تهیه شده است. با

هنگام پرواز بتواند به‌خوبی بال خود را تغییر شکل دهد. در این پروژه، محققین دریافته‌اند که زاویه پرها بر حسب زوایای مختلف مچ از طریق توابع انتقال تقریباً خطی به‌دست می‌آید [۸]. در پژوهش دیگری باز هم متلاف و همکاران [۹]، این بار در مورد تشکیل سطح یک بال گسسته به‌صورت مورفینگ با استفاده از پرهای نرم کبوتر تحقیق کردند. آن‌ها دریافته‌اند که این پرهای نرم پرنده با لغزیدن به روی یکدیگر انواع مختلف ایرفویل‌های آیرودینامیکی را به هنگام مورفینگ ایجاد می‌کنند. این طرح ثابت می‌کند که یک ربات بیوهیبرید پرداز با ساختار هندسی گسسته می‌تواند با موفقیت به هنگام پرواز در فضای آزاد، یک مورفینگ قوی و قابل کنترل را به‌وجود آورد [۹].

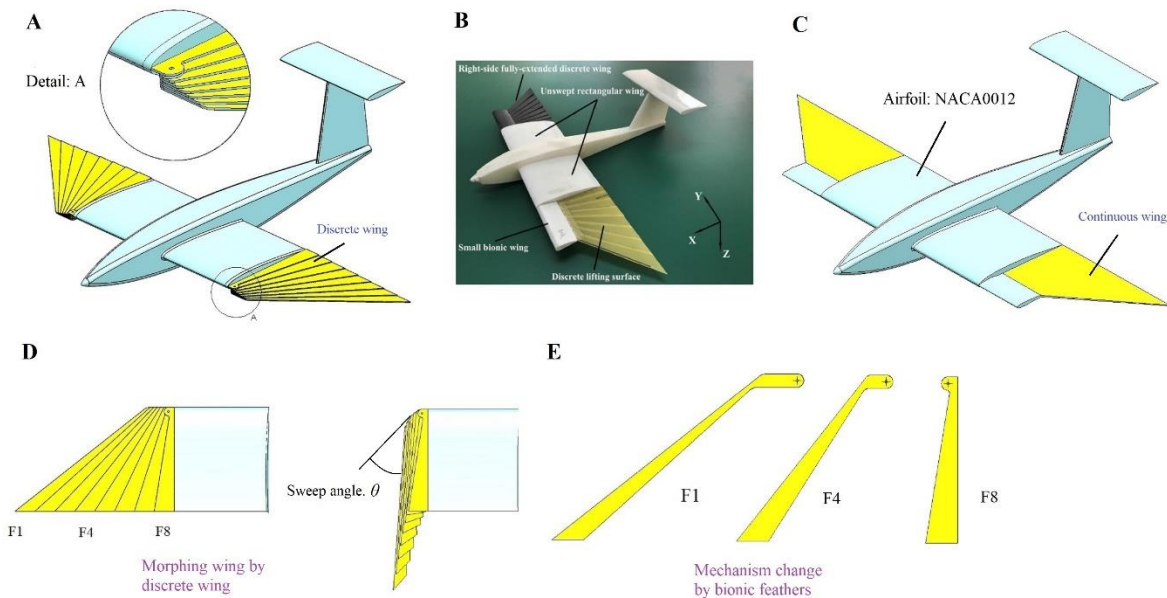
ویسا و همکاران [۱۰]، در یک پژوهش در مورد بال و پر پرنده‌گان راجع به موژک‌های پر پرنده و چگونگی تشکیل سطح بال بحث کرده‌اند. آن‌ها یک طراحی از بال گسسته با استفاده از یک نوع چسب خشک که قابلیت کنترل دارد ارائه داده‌اند. جداسازی قطعات مختلف بال مورفینگ با استفاده از این چسب قابل کنترل، باعث تأخیر در استال و کاهش پسای کلی می‌شود و توانایی پرواز یک وسیله نقلیه پروازی بدون سرنشین را در شرایط سخت فراهم می‌سازد [۱۰].

برای سرعت بخشیدن به طراحی ربات‌های پرنده با قابلیت مانورپذیری و چابکی بالا، مطالعه بال مهره‌داران با سیستم‌های اسکلتی که تحمل بار را در هنگام پرواز انجام می‌دهند مورد نیاز است. اما ساز و کارهای بین استخوان‌ها و مفصل‌های بال پرنده هنوز به‌طور کامل بررسی نشده است [۱۱]. مورفینگ بال و دم در یک ربات پرنده علاوه بر سطوح کنترلی شامل سکان عمودی دم، الویتور، فلپ و آیلرون یک کنترل اضافی برای پرواز ایجاد می‌کند. برای گذر از حالت کروز به حالت پرواز با مانور تهاجمی و ایجاد یک پرواز کارآمد نیاز به بهینه‌سازی میان این مؤلفه‌ها می‌باشد. ترکیب مورفینگ بال و دم قدرت مانور پروازی و چابکی پرنده را به هنگام پرواز بسیار بهبود می‌بخشد [۱۲].

در این پژوهش تلاش شده است در مرحله اول ضرایب آیرودینامیکی شامل ضرایب برآ و پسا، بر حسب تغییرات زاویه حمله به‌دست آید و سپس در مرحله بعد، ضرایب و

هندسه وسیله پرنده در حالت بال گسسته و پیوسته مشخص شده و همچنین در این شکل قطعات مختلف بال که مورفینگ را انجام می‌دهند به نمایش گذاشته شده است.

استفاده از روش حل عددی در نرم‌افزار فلوئنت، مقادیر سرعت و فشار بر روی سطوح این پرنده به دست آمد. ابعاد و اندازه این پرنده در جدول ۲ آورده شده است. در شکل ۱



شکل (۱): هندسه بال مورفینگ گسسته و بال ثابت. قسمت (B) نشان‌دهنده ریز پرنده مقاله مرجع می‌باشد [۳].

به هنگام مورفینگ حرکت می‌کنند. با حرکت هر کدام از این صفحات پر-مانند یا قطعات نواری شکل، مورفینگ بال گسسته انجام می‌گیرد. باید بدانیم به هنگام مورفینگ بال میزان حرکت هر کدام از این صفحات با یکدیگر متفاوت است. به طور مثال در هنگام شبیه‌سازی حرکت قطعه‌ای که در قسمت نوک بال قرار دارد به اندازه  $50^\circ$  می‌باشد ولی قطعه‌ای که در قسمت ابتدائی بال گسسته قرار دارد به اندازه  $10^\circ$  می‌چرخد.

جدول (۲): ابعاد پرنده با بال مورفینگ گسسته

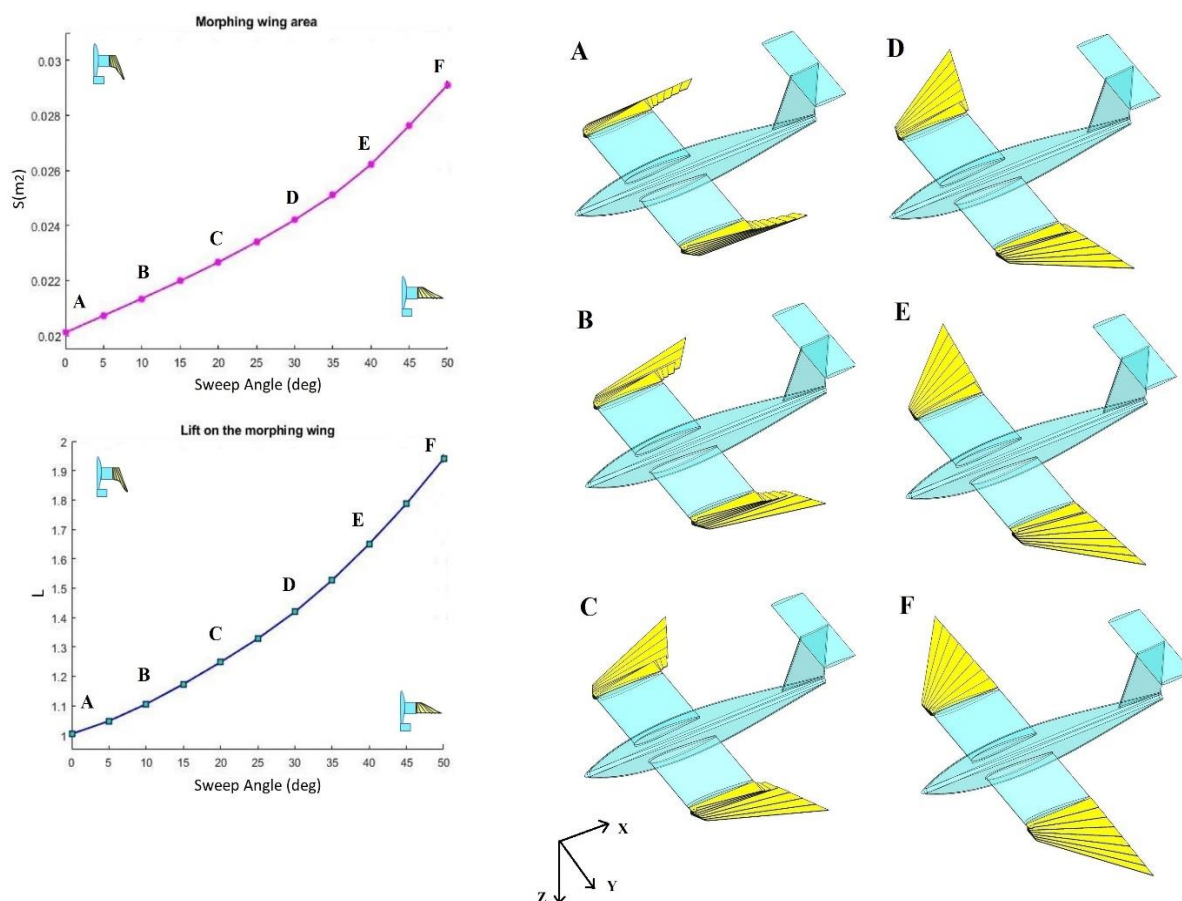
طول کلی	طول بال	ارتفاع دم	طول دم	نوع ایرفویل
۴۵ cm	۶۳ cm	۱۲ cm	۱۶ cm	ناکا ۰۰۱۲

در گام بعدی وسیله پرنده، در روش حل عددی مورد مطالعه آیرودینامیکی قرار خواهد گرفت. در بخش‌های بعدی، تفاوت نتایج در نمونه بال گسسته و بال پیوسته یا ثابت بررسی خواهد شد. یک رویکرد اصلی این مقاله بررسی

با الگوبرداری از هندسه پرنده در مقاله مرجع، مدل‌سازی هندسی انجام شد و در نرم‌افزار فلوئنت بعد از اصلاح هندسه، عملیات مش‌بندی در محیط انسیس ماشینگ صورت گرفت. این پرنده در قسمت ابتدای بال دارای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ می‌باشد که کاربرد زیادی دارد. در اصل نیمی از بال این پرنده ثابت یا پیوسته است، که با این ایرفویل ساخته شده، و نیم دیگر بال این وسیله پروازی شبیه به بال پرندگان، با همان ابعاد و هندسه، ساخته شده است. همان‌طور که در شکل ۱ آورده شده، این وسیله پروازی در قسمت نوک خود تا نیمه بال حالتی شبیه به بال پرندگان را دارد، که ساختار بال گسسته را ایجاد می‌کند. در اینجا هندسه بال گسسته اصلاح گردیده و همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود تمام صفحات پر-مانند بال، حول یک مفصل می‌چرخند، این کار برای راحتی شبیه‌سازی حرکت در فلوئنت انجام شده است تا برای حرکت بال مورفینگ فقط نیاز به یک درجه آزادی باشد. بر روی بال گسسته هشت قطعه از صفحاتی که شبیه به پر پرندگان می‌باشد تعبیه گردیده که قطعه هشتم ثابت و دیگر قطعات

بیشتر می‌شود، یعنی هر بار با اضافه شدن زاویه سوئیپ مورفینگ، مقدار بیشتری از ناحیه دهانه بال در جهت (y) پر می‌شود و مساحت بال به صورت تصاعدی بالا می‌رود. بال هر چه به قسمت نوک خود می‌رسد باریک‌تر می‌شود تا گردابه نوک بال تضعیف گردد.

نتایج در زوایای سوئیپ مختلف است، که در شکل ۲ ارائه شده. در این شکل نمودار تغییرات مساحت و تغییرات برآ بر حسب زوایای سوئیپ مورفینگ آورده شده است. شیب نمودار تغییر مساحت نشان‌دهنده این است که پرنده هر چه بال خود را بیشتر باز می‌کند مقدار مساحت از مرحله قبل



شکل (۲): مورفینگ بال گسسته در چند زاویه سوئیپ. نمودار تغییرات برآ و مساحت بال بر حسب زوایای سوئیپ مورفینگ.

### جدول (۳): داده‌ها و تنظیمات ورودی حل در روش

توربولانسی کی-اومگا اس تی (K- $\omega$ , SST)

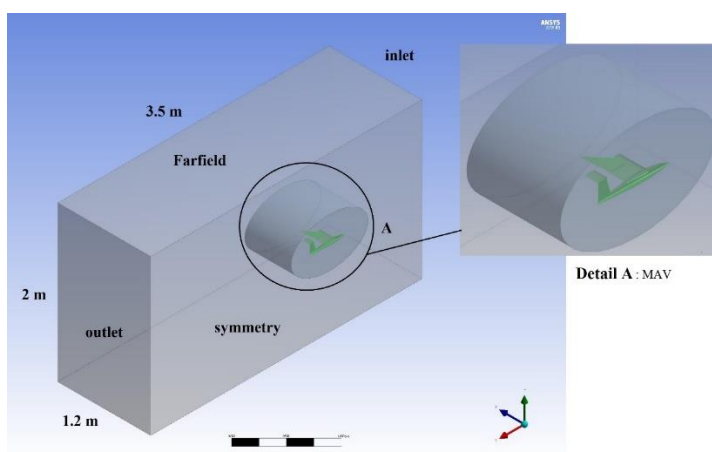
مشخصات مش	تنظیمات حل	شرایط مرزی و ابعاد دامنه حل
مش مثلثی	پایا	سرعت ورودی ۱۰ m/s
حل گر فلوننت	فشار-مینا	شرط فشار خروجی
تعداد المان مش ۱۸۶۸۵۷۰	$\mu = 1/7894 \times 10^{-5}$	دارای مرزهای دیواره
	شدت توربولانس ۰/۲	ابعاد $1,2 \times 2 \times 3 \text{ m}^3$

### ۴- شرایط مرزی و تنظیمات حل عددی

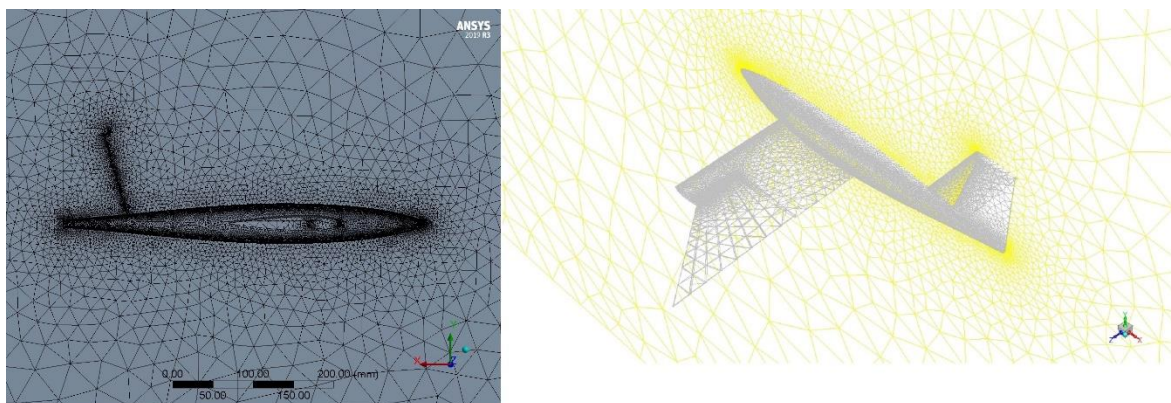
در اینجا از نرم‌افزار فلوننت که به روش سی اف دی حل عددی را انجام می‌دهد، استفاده شده است و مدل توربولانسی در حل عددی انتخاب گردید. برای حل، مدل توربولانسی کی-اومگا و مدل تنش برشی اس تی با رینلدز پایین در سرعت جریان ۱۰ m/s انتخاب گردید. شدت توربولانس به میزان % ۰/۲ قرار داده شد و معادلات گسسته سازی با مرتبه دو روند حل را انجام داده‌اند.

هیچ‌گونه شار جابه‌جایی در مرز تقارن وجود نداشته و بنابراین مؤلفه‌های عمودی سرعت در مرز تقارن صفر می‌باشد. همچنین هیچ‌گونه شار انتشار نیز در سطح تقارن وجود نداشته و گرادیان‌های نرمال تمام متغیرها در سطح تقارن، نیز صفر است.

این داده‌ها و تنظیمات حل، همان‌طور که در جدول ۳ مشاهده می‌شود طبق مقاله مرجع انتخاب شده است. در شکل ۳ ناحیه حل و ابعاد و اندازه آن به همراه شرایط مرزی نمایش داده شده است. در اینجا از شرط مرزی متقارن استفاده شده است. نرم‌افزار فلونت شار تمام پارامترهای جریان در مرز تقارن را صفر در نظر می‌گیرد.



شکل (۳): شرایط مرزی و ابعاد ناحیه حل جریان.



شکل (۴): تنوع در ابعاد، نوع و سایز سلول‌های شبکه

برخوردارند تا گرادیان‌های سرعت و فشار را بهتر نشان دهند. یک حجم بیضی شکل سه‌بعدی طبق شکل ۳ تولید گردیده که صرفاً داخل این حجم ابعاد شبکه ریزتر گردد و دیگر نیاز به ریز شدن المان‌های مش در کل ناحیه حل نمی‌باشد. تحلیل عددی که در این پژوهش صورت می‌گیرد،

برای نحوه مش‌بندی در اینجا از روش سائزینگ بدنه و اینفلوئنس بدنه برای مش‌بندی بدون سازمان استفاده شده است. در شکل ۴ نحوه مش‌بندی حول بدنه پرنده داخل ناحیه حل به نمایش گذاشته شده است. در اینجا مش‌ها و شبکه‌های تولیدشده در کنار بدنه از ابعاد ریزتری

ضریب برآ حدود ۱۹٪ و ضریب پسا حدود ۵/۵٪ در زاویه حمله ۸° با مقاله مرجع تفاوت دارند.

### ۶- نتایج حل جریان

در اینجا ضرایب آیرودینامیکی در بال با ساختار مورفینگ گسسته بر حسب زوایای مختلف حمله، به دست آمد. همان طور که گفته شد، در این حل عددی از مدل توربولانسی کی-اومگا و مدل تنش برشی اس اس تی استفاده شده است. این روش با دقت بیشتری نسبت به روش های دیگر، حل را انجام می دهد. نتایج اولیه به صورت مقایسه بال بدون ساختار گسسته و بال به همراه ساختار گسسته در شکل ۵ مشخص شده است. در شکل ۶ کانتهای فشار و سرعت بر روی بدنه و اطراف وسیله پرنده به دست آمد. یکی از نتایج این پژوهش در مورد جدایش جریان است، طبق شکل ۵ مشاهده می شود که در بال با ساختار غیر گسسته (سمت راست: بال ثابت) در زاویه حمله ۱۵° جدایش جریان و استال صورت می گیرد؛ اما در همان شکل، سمت چپ معلوم است که در بال با ساختار گسسته حتی در زاویه حمله ۱۷° نیز همچنان جدایش جریان و استال رخ نمی دهد. در اصل عدم پیوستگی، یک اختلاف سطح ناگهانی و ساختار پله مانند در امتداد دهانه بال در بخش گسسته ایجاد می کند که باعث عدم گسترش جدایش جریان در امتداد دهانه بال می شود. و این به معنای مقاومت بیشتر بال گسسته در برابر استال و جدایش جریان، و کارآمدی تکنیک مورفینگ گسسته است. نمودار ضریب برآ و پسا در طیفی از زوایای حمله در بال گسسته با زاویه سوئیچ ۴۷،۵° در شکل ۷ به نمایش گذاشته شده است. در شکل ۷ نمودار خط چین مربوط به داده های تجربی مقاله مرجع می باشد و منحنی با خط پر، حاصل حل عددی پژوهش پیش رو می باشد. همان طور که مشاهده می شود در این نمودارها نتایج و داده های مقاله مرجع نیز برای اعتبار سنجی آورده شده است.

بررسی ضرایب آیرودینامیکی بر حسب تغییرات در زوایای سوئیچ می باشد، که در بال گسسته این خود نوعی مورفینگ می باشد و به مانند تغییر شکل بال پرندگان است. طبق شکل ۲ چند هندسه برای بال گسسته جهت حل عددی و به دست آوردن نتایج در نرم افزار فلوئنت ایجاد شده است.

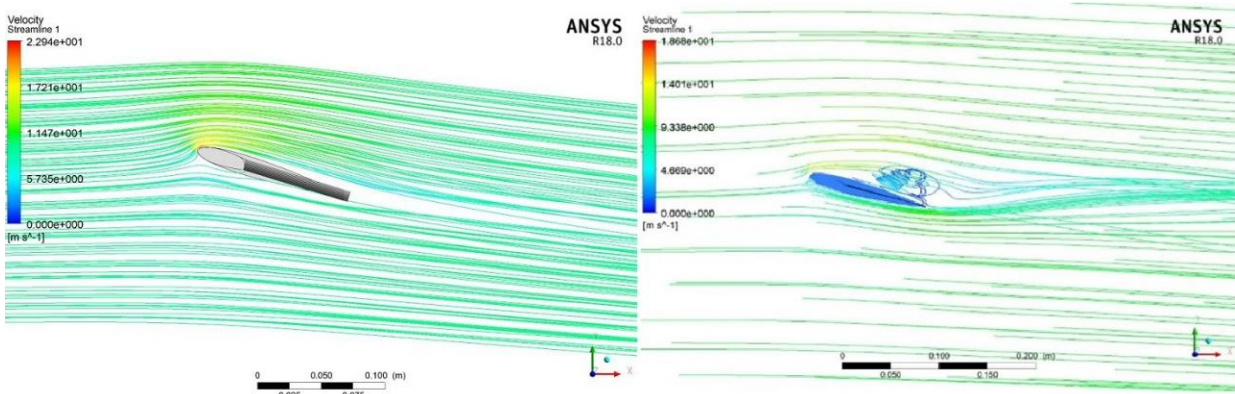
### ۵- استقلال از شبکه

برای به دست آوردن کمترین مقدار شبکه کافی در حل عددی داخل نرم افزار سی اف دی فلوئنت، روش استقلال از شبکه مورد استفاده قرار می گیرد. این کار برای پائین آوردن هزینه و زمان شبیه سازی می باشد. در فرایند استقلال از شبکه لزوماً فقط تعداد المان مش مهم نیست بلکه نوع به کارگیری المان مش با ابعاد مختلف در جای مناسب اهمیت دارد.

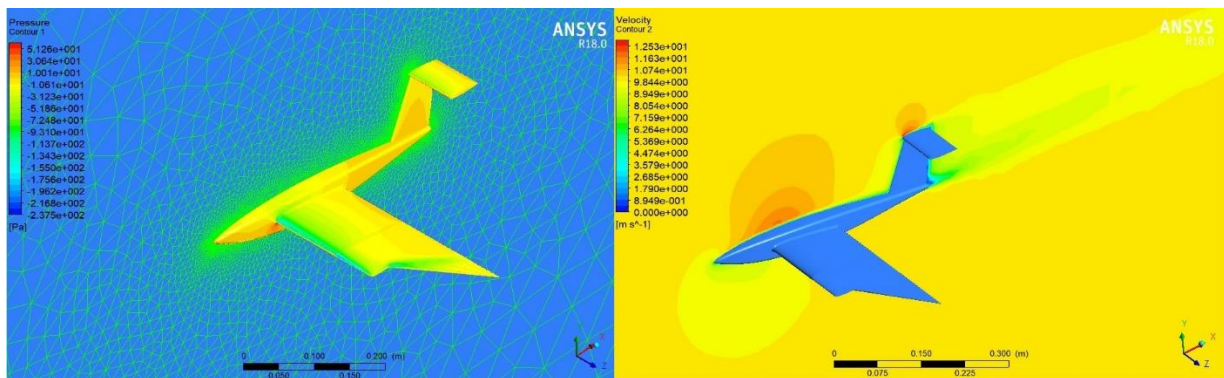
جدول (۴): استقلال از شبکه در زاویه حمله ۸° به همراه داده های مقاله مرجع

مرحله	تعداد شبکه	CL	CD	خطای خطای	
				% CD	% CL
۱	۱۰۴۸۶۰۶	۱/۳۰۴۵	۰/۱۵۵۶۴		
۲	۱۲۱۸۳۰۲	۱/۲۹۵۰۶	۰/۱۶۱۹۸		
۳	۱۸۶۸۵۷۰	۱/۲۸۰۰	۰/۱۶۶۶	۰/۴۶۲	۱/۵
داده های مقاله مرجع					
۱	۱۲۰۶۰۰۰	۱/۰۶۹۴	۰/۱۷۷۱		
۲	۱۸۱۲۰۰۰	۱/۰۶۸۵	۰/۱۷۶۹		
۳	۲۶۱۴۰۰۰	۱/۰۶۸۱	۰/۱۷۶۸	۰/۰۶	۰/۰۴

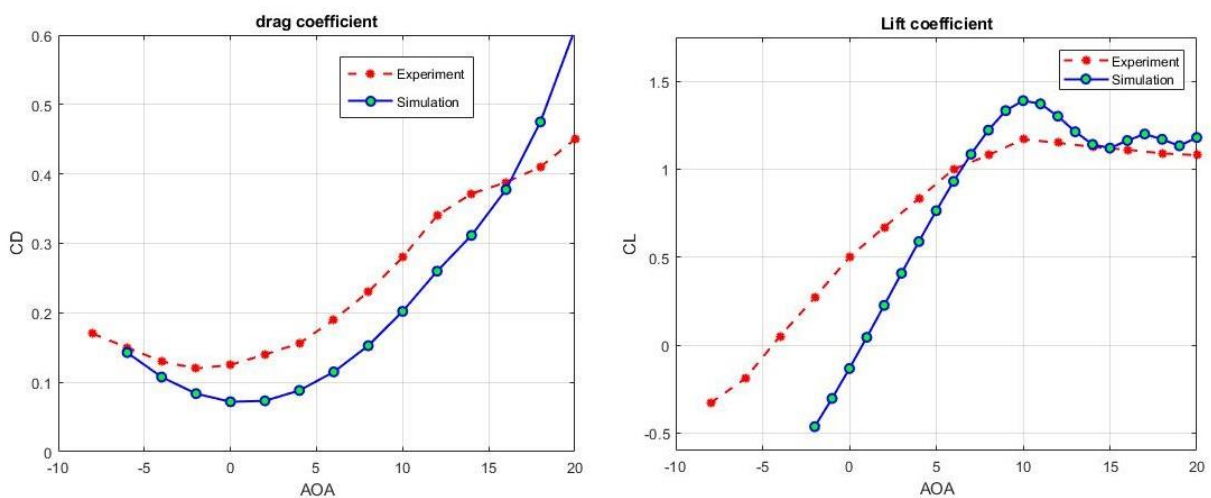
طبق مقاله مرجع نمونه پرنده شکل ۱ با بال گسسته در نرم افزار فلوئنت مورد تحلیل عددی قرار گرفت و نتایج آن در جدول ۴ آورده شده است. در سه مرحله نتایج با یکدیگر مقایسه می گردد. بر حسب نتایج به دست آمده از این تحلیل



شکل (۵): خطوط جریان حول بال وسیله پرنده با بال گسسته و پیوسته.



شکل (۶): کانتورهای فشار و سرعت بر روی بدنه و اطراف وسیله پرنده با بال پیوسته.



شکل (۷): نمودار ضریب برآ و پسا بر حسب تغییرات زوایای حمله در زاویه سوئپ  $47.5^\circ$ .

$2^\circ$  میزان اختلاف بین نتایج شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی قابل توجه است. این اختلاف به علت عدم احتساب

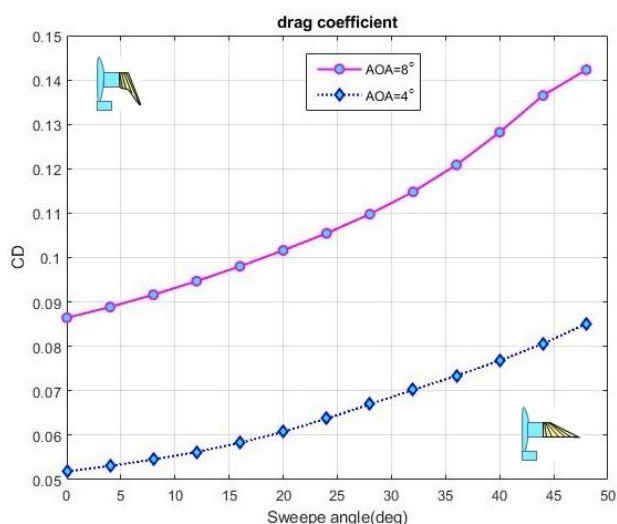
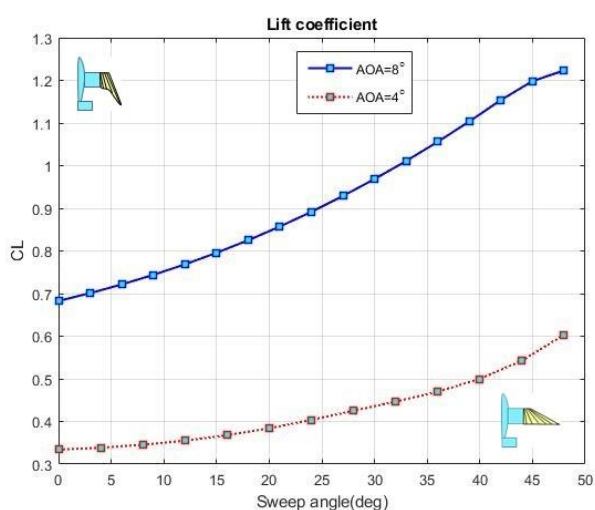
برای ضریب برآ در بیشتر زوایای حمله اختلاف اندکی با داده‌های مقاله مرجع وجود دارد، اما در زاویه حمله  $1^\circ$  تا



پسا بر روی سطح بال مورفینگ گسسته، بر حسب تغییرات زوایای سوئیپ در زاویه حمله  $8^\circ$  و  $4^\circ$  می‌باشد. طبق حل عددی انجام شده در شش هندسه با زوایای سوئیپ مختلف، معلوم شد که در زاویه حمله  $8^\circ$  در زوایای سوئیپ بزرگ‌تر که سطح بال بیشتر می‌شود، ضریب برآ نیز بیشتر می‌شود. اما هم‌زمان ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد. در شکل ۸ این تغییرات ضرایب برآ و پسا بر حسب زوایای سوئیپ مورفینگ نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که در اینجا شیب نمودار ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله  $8^\circ$  بیشتر از  $4^\circ$  می‌باشد، و این به معنی آن است که به هنگام انجام عمل مورفینگ در بال گسسته در زوایای حمله بزرگ‌تر، می‌توان سریع‌تر به مقدار ضریب برآ یا پسای مد نظر رسید.

اثرات الاستیسیته می‌باشد. داده‌های مرجع به روش تجربی به دست آمده، فلذا اثرات الاستیسیته در آن لحاظ گردیده، اما در پروژه پیش رو هندسه بال به صورت جسم صلب در نظر گرفته شده است. دلیل دیگر این اختلاف نتایج، به خاطر تفاوت هندسی اندک بین مدل سه‌بعدی پژوهش پیش رو و مقاله مرجع می‌باشد. در مقاله مرجع نحوه قرارگیری قطعات گسسته بال بر روی یکدیگر یک زاویه دایه‌درال می‌سازد، اما در این پژوهش نحوه قرارگیری قطعات گسسته بال بر زیر یکدیگر یک زاویه آنهدرال می‌سازد. به همین دلیل نتایج شکل ۷ برای ضریب برآ کمی اختلاف دارد.

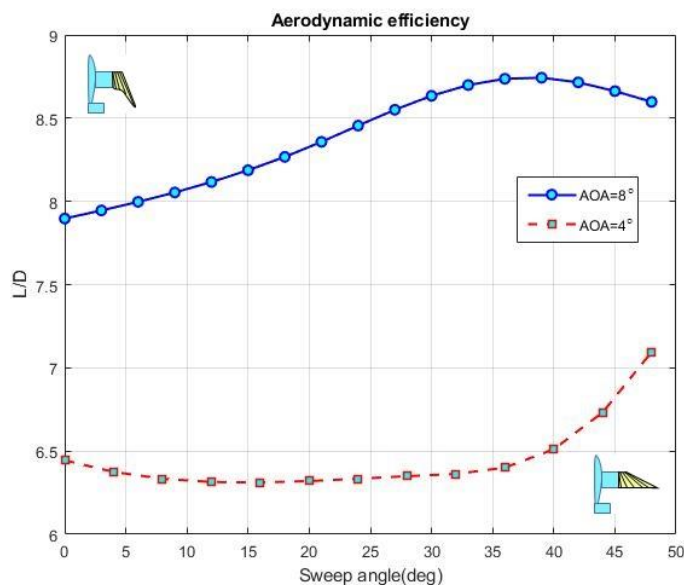
نتیجه دیگر در این پژوهش، بررسی تغییرات ضرایب برآ و



شکل (۸): تغییرات ضریب برآ و پسا در بال مورفینگ گسسته بر حسب زوایای سوئیپ مختلف در زاویه حمله  $8^\circ$  و  $4^\circ$ .

شکل ۹ مشخص است که در زاویه حمله  $8^\circ$  بالاترین بازده آیرودینامیکی در بالاترین زاویه سوئیپ نمی‌باشد، این بدان معنی است که در زاویه سوئیپ  $38^\circ$  تا  $50^\circ$  با اینکه برآ افزایش می‌یابد اما رشد پسا بیشتر از برآ است. این نتیجه نشان می‌دهد که افزایش مساحت بال پرنده تا یک مرحله بهینه می‌باشد اما از جایی به بعد این افزایش مساحت در جهت دهانه بال نتیجه مطلوبی ندارد.

در شکل ۹ مشاهده می‌شود بازده آیرودینامیکی بر حسب زوایای مختلف سوئیپ مورفینگ در بال مورفینگ گسسته به چه صورت خواهد بود. این بازده آیرودینامیکی در زاویه حمله  $8^\circ$  و  $4^\circ$  در شرایط پایا به دست آمده است. طبق این تحلیل عددی معلوم شد که بهترین بازده آیرودینامیکی در زاویه حمله  $8^\circ$  در جریان تراکم ناپذیر با سرعت  $10\text{ m/s}$  و در سطح دریا، در زاویه سوئیپ  $38^\circ$  درجه رخ می‌دهد. از



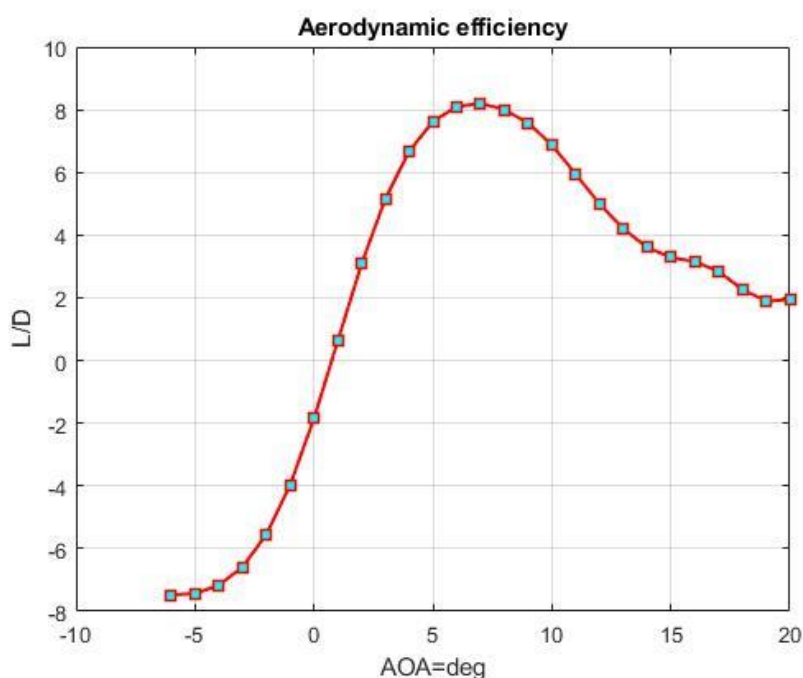
شکل (۹): نسبت برآ به پسا در بال مورفینگ گسسته در زوایای مختلف سوئپ در زاویه حمله  $8^\circ$  و  $4^\circ$ .

تدریج وارد ناحیه استال و جدایش جریان می‌شود. اما همان‌طور که گفته شد این بال مورفینگ با ساختار هندسی گسسته، نسبت به بال ثابت معمولی، مقاومت بیشتری در برابر جدایش جریان و استال از خود نشان می‌دهد.

به‌کارگیری قابلیت تغییر زاویه سوئپ و تغییر در آرایش بخش گسسته بال، پرنده را قادر می‌سازد به‌خوبی راندمان آیرودینامیکی را به‌ویژه در زوایای حمله نسبتاً بزرگ قبل از استال، ارتقا دهد و این مزیت در بهینه‌سازی پرواز نقش مهمی دارد [۱۴]. همان‌طور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود بعد از اینکه شبیه‌سازی به‌صورت حل زمانی و ناپایا انجام شد نتایج ضریب برآ و پسا بر حسب تغییرات زمان و تغییرات هندسه بال به‌دست آمد. در اینجا طبق تصویر شکل ۱۱ چند هندسه در نرم‌افزار سالی‌دورک مدل‌سازی شد که در هر مرحله، این پرنده یک بال گسسته با یک زاویه سوئپ متفاوت دارد. و هر بار این بال گسسته با یک زاویه سوئپ متفاوت در نرم‌افزار فلوئنت تحت شبیه‌سازی حل عددی قرار گرفت و نتیجه ضرایب و بازده آیرودینامیکی در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به نمایش گذاشته شده است. این همان مفهوم مورفینگ بال گسسته می‌باشد.

یک مزیت بال مورفینگ با ساختار گسسته در طول پرواز این است که، با وجود وزن ثابت پرنده، مساحت بال ثابت نیست و قابل تغییر می‌باشد. این به معنی کارایی بیشتر وسایل نقلیه پروازی با ساختار مورفینگ است، چرا که در حین پرواز می‌توانند ضرایب آیرودینامیکی و بازده آیرودینامیکی متفاوت ایجاد کنند و خود را با شرایط مختلف پروازی وفق دهند. به‌طور مثال می‌توانند در یک سرعت ثابت مقادیر مختلفی از تراست (نیروی رانش) را به‌وجود آورند. از آنجاکه تراست تابعی از پسا می‌باشد و پسا نیز تابعی از هندسه است، لذا بدون تغییر سرعت نیز می‌توان در بال مورفینگ مقدار برآ و پسا را افزایش داد. حال اگر سرعت ثابت باشد (برای پرنده‌گان بال ثابت) با این شرایط تراست تغییری نمی‌کند، اما در وسیله نقلیه پروازی با ساختار بال مورفینگ گسسته مساحت دیگر ثابت نیست و نیروی رانش با تغییر شکل بال می‌تواند تغییر کند.

از شکل ۱۰ مشخص می‌شود که بهترین بازده در پرنده با بال مورفینگ گسسته با زاویه سوئپ مورفینگ  $47/5^\circ$ ، در زاویه حمله  $8^\circ$  درجه رخ می‌دهد. چرا که در زوایای حمله بالاتر از  $8^\circ$  درجه پسا نسبتاً بیشتر رشد می‌کند و پرنده به



شکل (۱۰): بازه آیرودینامیکی در زوایای مختلف حمله و در زاویه سوئیپ  $47.5^\circ$ .

می‌تواند ضمن کسب پسای کمتر، بهبود در توان کنترلی را هم ارائه دهد.

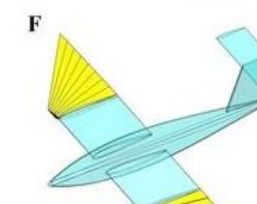
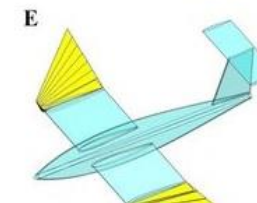
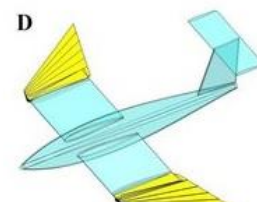
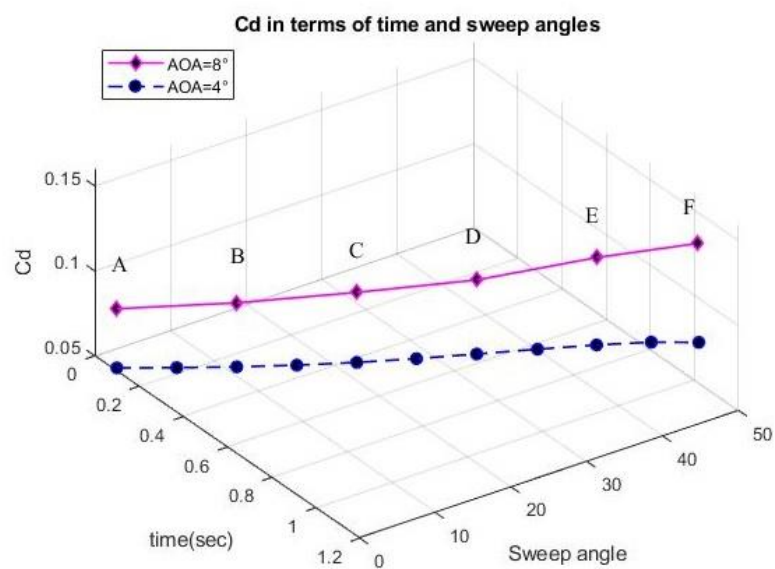
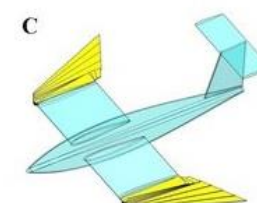
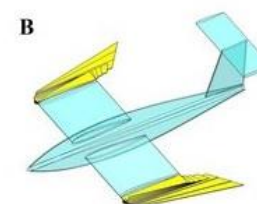
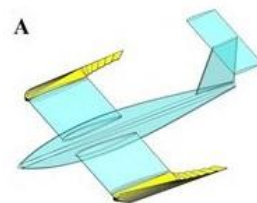
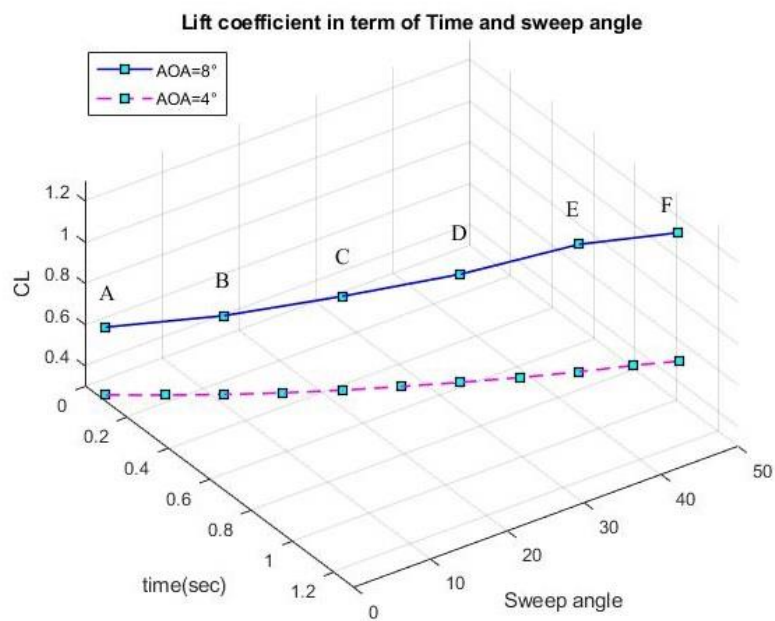
در اینجا اثبات می‌گردد که با استفاده از فن‌آوری مورفینگ می‌توان شرایط مختلف پروازی را در یک ریزپرنده برای ایجاد یک پرواز بهینه با استفاده از شکل‌دهی به بال به‌وجود آورد. حال آنکه نوع مورفینگ بال در اینجا به‌صورت بال گسسته می‌باشد که باعث می‌شود این بال با جدایش جریان و استال زود هنگام مقابله کند. فهم بیشتر در زمینه چگونگی پرواز پرنده‌گان، نوع مورفینگ و مانورهای پروازی توسط آنان نیازمند مطالعات بیشتر در این حوزه می‌باشد. رویکرد مطالعاتی در این حوزه می‌تواند شامل دو دیدگاه باشد. دیدگاه اول می‌تواند فقط مطالعه در این زمینه برای فهم چگونگی پرواز و مانور پرنده‌گان در طبیعت باشد، به‌ویژه پرنده‌گان شکاری که دارای مانور پذیری بالایی هستند.

در دیدگاه دوم، فقط مطالعه پرواز پرنده‌گان مهم نیست بلکه هدف آن است که با استفاده از مورفینگ و تغییر شکل بال پرنده‌گان، الگوبرداری دقیق‌تری برای ساخت ربات‌های پرنده صورت گیرد. در این نوع رویکرد می‌توان برای صنعتی کردن ریزپرنده‌ها با عملکرد پروازی بهینه از روش مورفینگ

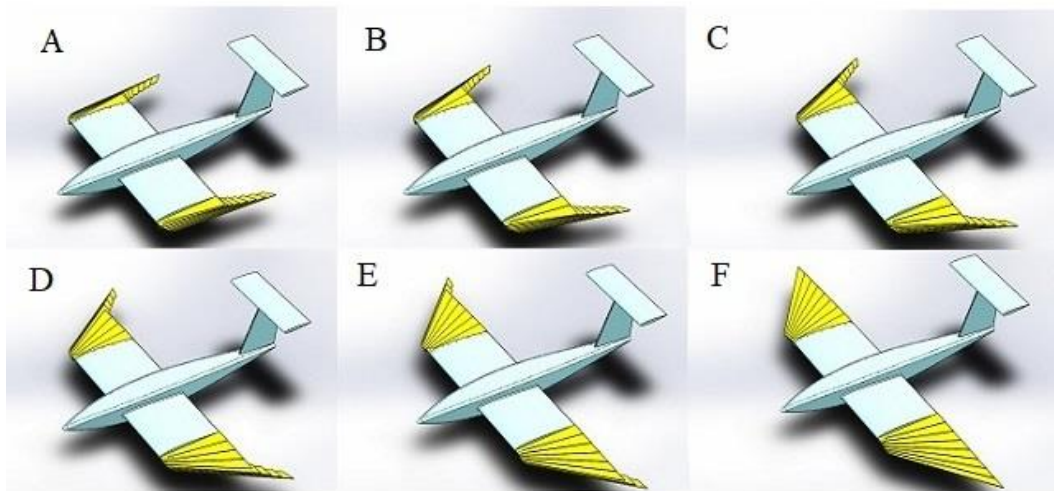
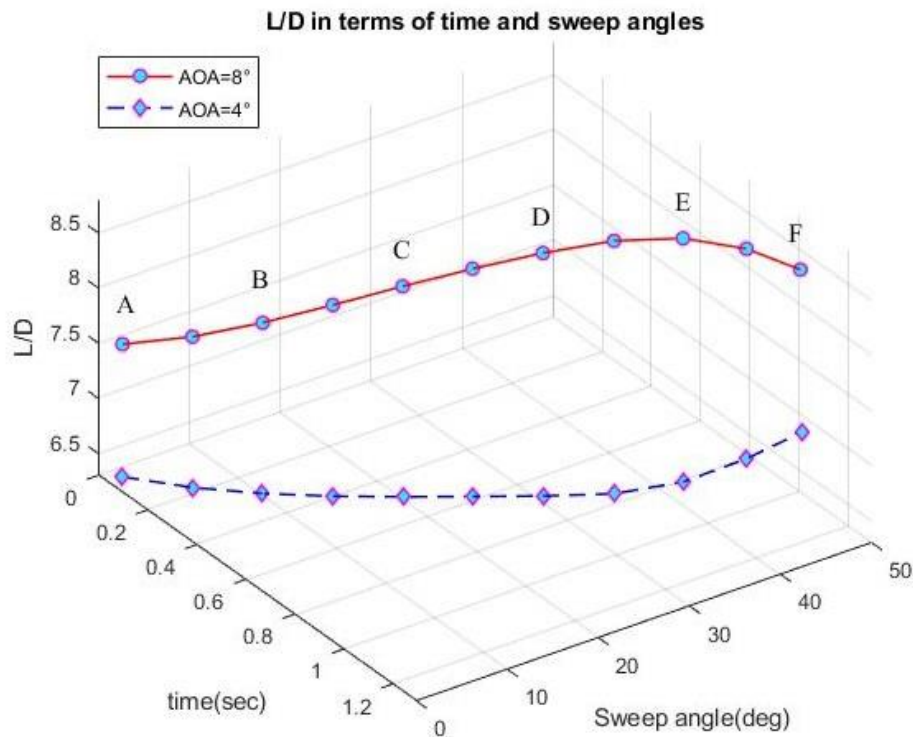
همان‌طور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، ضریب پسا و برآ در مقاطع زمانی مختلف به تصویر کشیده شده است. طبق پیش‌بینی قبلی همان‌طور که انتظار می‌رفت تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برحسب تغییرات زاویه سوئیپ مورفینگ به مانند حالت پایا هست با این تفاوت که محور زمان نیز به نمودار اضافه گردیده. شیب منحنی نمودار شکل ۱۱ نشان‌دهنده این است که افزایش مقادیر ضرایب برآ و پسا کاملاً تابعی از هندسه بال می‌باشد. همان‌طور که منحنی نمودار افزایش مساحت بال بر حسب تغییرات زوایای سوئیپ در شکل ۲ نشان می‌دهد. در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ ریز پرنده با بال گسسته تقریباً با سرعت  $50^\circ/s$  بال خود را به‌صورت مورفینگ باز می‌کند و در حین باز کردن بال خود ضریب برآ و پسا را تغییر می‌دهد. همچنین در حین مورفینگ بال، بازه آیرودینامیکی نیز بر حسب زمان تغییر می‌کند و باعث می‌شود این پرنده تنظیم بهتری برای عملکرد پروازی داشته باشد. بنابراین در شرایط مختلف پروازی پرنده‌ای با قابلیت مورفینگ می‌تواند خود را در مأموریت‌های مختلف قرار دهد، به‌طور مثال پرنده برای کسب سرعت بالاتر با ایجاد سوئیپ مناسب به سمت عقب

در قسمت بال گسسته در پره‌های مصنوعی مورد مطالعه قرار گیرد تا اثر الاستیک جریان بر روی بال و راندمان آیرودینامیکی مشخص گردد.

بال گسسته استفاده کرد و به آن توسعه بخشید. برای فهم بهتر مورفینگ در روبات پرنده و مانور پذیری در ریزپرنده-های ساخته شده با بال گسسته، باید تغییر شکل الاستیک



شکل (۱۱): ضریب برآ و پسا بر حسب تغییرات زمان و تغییرات هندسه بال مورفینگ گسسته در زاویه حمله ۸° و ۴°.



شکل (۱۲): بازده آیرودینامیکی بال مورفینگ گسسته در مقاطع زمانی مختلف در زاویه حمله  $8^\circ$  و  $4^\circ$ .

بال مورفینگ گسسته چه مقدار می‌باشد. در این پژوهش طبق شکل ۹ مشخص گردید که در زاویه حمله  $8^\circ$  به هنگام عمل مورفینگ بال گسسته، بیشترین بازده آیرودینامیکی در زاویه سوئیپ  $38^\circ$  به دست می‌آید. که البته با بهبود هندسه بال گسسته این بازده آیرودینامیکی ارتقاء می‌یابد. در طی این عمل مورفینگ یا تغییر زوایای سوئیپ، بازده آیرودینامیکی  $13\%$  افزایش می‌یابد. به هنگام عمل

## ۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با استفاده از حل عددی در نرم‌افزار فلوئنت و مدل‌سازی هندسی در نرم‌افزار سالیدورک، نتایج بسیار مهمی در رابطه با عملکرد آیرودینامیکی یک وسیله نقلیه پروازی با بال مورفینگ به همراه ساختار هندسی گسسته به دست آمد. این نتایج نشان می‌دهند که بهترین بازده آیرودینامیکی و بهترین زاویه حمله و بهترین زاویه سوئیپ

5. Harvey, C., Baliga, V.B., Lavoie, P., and Althshuler, D.L. "Wing Morphing Allows Gulls to Modulate Static Pitch Stability During Gliding", *J. R. Soc. Interface*, Vol. 16, No. 150, 2019.
6. Di Luca, M., Mintchev, S., Heitz, G., Noca, F., and Floreano, D. "Bioinspired Morphing Wings for Extended Flight Envelope and Roll Control Of Small Drones", *Interface Focus*, Vol. 7, No. 1, 2017.
7. Ajanic, E., Feroskhan, M., Mintchev, S., Noca, F., and Floreano, D. "Bio-Inspired Synergistic Wing and Tail Morphing Extends Flight Capabilities of Drones", *Physics.Flu-Dyn*, 2020.
8. Matloff, L. "How Flight Feathers Stick Together to form a Continuous Morphing Wing", *Science*. Vol. 367, No. 6475, pp. 293, 2020.
9. Matloff, L. Y., Chang, E., Stowers, K. A., and Lentink, D. "Designing Feathered Morphing Wings for Biohybrid Aerial Robots", *Sci Robot*. Vol. 5, No. 1246, 2020.
10. Wissa, A., Han A.K., and Cutkosky M.R. "Wings of a Feather Stick Together: Morphing Wings with Barbule-Inspired Latching", *Proc. Int. Conf. Living Machines*. Vol. 9222, pp. 123-134, 2015.
11. Chin, D.D., Matloff, L.Y., Stowers, A.K., Tucci, E.R., and Lentink, D. "Inspiration for Wing Design: How Forelimb Specialization Enables Active Flight In Modern Vertebrates", *J. R. Soc. Interface*, Vol. 14, No. 131, 2017.
12. Lau, G. K. "A Stunt Flying Hawk-Inspired Drone", *Sci. Robot*, Vol. 5, No. 8379, 2020.
13. Anderson, J. D. "Fundamentals of Aerodynamics", McGraw Hill, Maryland, United States, 1992.
14. Breitsamter, C. "Aerodynamic Efficiency of High Maneuverable Aircraft Applying Adaptive Wing Trailing Edge Section", *Int. Congress of Aeronautical Science, ICAS 2004*.

مورفینگ در بال گسسته طبق شکل ۸، مقدار ضریب پسا حدود ۵۵٪ و ضریب برآ ۷۴٪ به صورت کلی رشد می‌کنند. طبق شکل ۷ و جدول ۴ در زاویه حمله  $8^\circ$  و زاویه سوئیچ  $47.5^\circ$  در حالت هندسه ثابت، مقادیر ضریب برآ ۸۱٪ و ضریب پسا ۹۴٫۵٪ به مقادیر مقاله مرجع (آزمایش تجربی) نزدیک است. در همین حالت در بال گسسته طبق شکل ۱۰، وقتی زاویه حمله در یک بازه از  $5^\circ$  الی  $8^\circ$  تغییر می‌کند، بازده آیرودینامیکی حدود ۱۵/۵ واحد افزایش می‌یابد یعنی از ۷/۵- به ۸ می‌رسد.

این اطلاعات به طراحان و مهندسين هوافضا کمک می‌کند تا بهترین عملکرد آیرودینامیکی و پروازی را برای پرند در شرایط مختلف پروازی به دست آورند. در نهایت می‌توان گفت پژوهش‌های بسیاری در این حوزه باید صورت گیرد به‌ویژه در زمینه آیروالاستیسیته و بهینه‌سازی هندسه بال گسسته. در پژوهش‌های بعدی می‌توان چند هندسه بال را طراحی و با آن شبیه‌سازی را انجام داد و نتایج حل را در هر یک از هندسه‌ها با یکدیگر مقایسه کرد. در یکی دیگر از موضوعات پژوهشی می‌توان با در نظر گرفتن جرم و جاذبه در فلوننت شبیه‌سازی پرواز برای صعود و سقوط را انجام داد. به‌عنوان مثال برای تیک آف و فرود بهتر می‌توان از بال مورفینگ گسسته استفاده کرد، تا بدون نیاز به باند پرواز طولانی این عمل انجام گیرد.

## ۹- مراجع

1. Gholizadeh, S., Mansoori, M., and Aghileh, A. "Use of Memory Alloys in Aircraft Wing Design", *Mechanical Engineering*, No. 104, 2016. (In Persian)
2. Mahdavi, A., Karimi, M. H., Salehi, H., and Vaziri, M.A. "The Effect of Aircraft Wing Morphing Technology on Aerodynamic Performance with a View to Multi-Element Deformable Airfoils", *Proc. Int. 13th Conf. Aerospace*. Tehran. IRAN, 2014. (In Persian)
3. Hui, Z., Zhang, Y., and Cheng, G. "Aerodynamic Performance Investigation on a Morphing Unmanned Aerial Vehicle with Bio-Inspired Discrete Wing Structures", *Aerosp. Sci. Technol*, Vol. 95, p.105419, 2019.
4. Chang, E., Matloff, L.Y., Stowers, A. K., and Lentink, D. "Soft Biohybrid Morphing Wings with Feathers Underactuated by Wrist and Finger Motion", *Sci. Robot*, Vol. 5, No. 38, 2020.