

تحلیل و بهینه‌سازی ساختار مقطع بال‌های باد شونده و ارائه طرح جدید الهام گرفته از طبیعت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۰/۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۱/۲۷

ایمان معمار^۱، جعفر قنبری^۲، علی محمد شیروانی^۳

۱- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی قم

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی قم، ghanbari@qut.ac.ir

۳- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

بال‌های هوشمند یا تغییر شکل پذیر در طراحی هواپیماها و پهپادها مورد توجه قرار دارند. استفاده از بال‌های تغییر شکل پذیر باعث می‌شود پرنده در حالت‌های مختلف پروازی خود، شکل و پروفیل‌های متناسبی را در بال‌های خود داشته باشد. این کار مزیت‌های فراوانی دارد که از جمله آنها می‌توان به عدم الزام یکسان بودن ابعاد اولیه و پروازی پرنده اشاره کرد. یکی از انواع بال‌های تغییر شکل پذیر، بال‌های بادشونده هستند که در آنها سازه بال از موادی مانند الاستومرهای تقویت شده ساخته می‌شود و در حالت اولیه بصورت جمع شده در داخل بدنه پرنده قرار می‌گیرد. بال‌ها در زمان مناسب با اعمال فشار گاز، باد شده و گسترش می‌یابند. در این مقاله، انواع بال‌های باد شونده و تغییر شکل پذیر بررسی شده و پارامترهای مهم طراحی مانند شکل و تعداد بافل‌ها در عملکرد بال مطالعه می‌شوند. همچنین با الهام از ساختار پر پرنده‌گان، طرح جدیدی ارائه شده و با انجام بهینه‌سازی، پارامترهای طراحی آن استخراج شده است. نتایج این پژوهش نشان داده است که عملکرد طرح جدید نسبت به طرح اولیه بهبود قابل ملاحظه‌ای از نظر سازه‌ای و آیرودینامیکی یافته است. نیروی برآ برای بال با بافل‌های مستطیلی برای سرعت حرکت ۷۵ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر ۷۶۹ نیوتن بدست آمد در حالیکه این مقدار برای بافل‌های با الهام از پر ۱۰۷۰ نیوتن حاصل شد. در عین حال، نیروی پسا برای بافل مستطیلی ۶۴ نیوتن و برای بافل الهام گرفته از پر شکل ۴۳ نیوتن بدست آمد که نشان دهنده عملکرد بهتر این نوع طراحی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: پرنده هدایت پذیر از دور، بال شکل پذیر، بال باد شونده، بهینه‌سازی، الهام از طبیعت

Analysis and optimization of the cross-sectional structure of inflatable wings and proposing a novel bio-inspired design

Iman Memar¹, Jaafar Ghanbari², Ali Mohammad Shirvani³

1- Graduated Student, Department of Mechanical Engineering, Qom University of Technology, Qom

2- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Qom University of Technology, Qom, ghanbari@qut.ac.ir

3- Graduate Student, Department of Aerospace Engineering, Maleke Ashtar University of Technology, Isfahan

Abstract

Intelligent or deformable wings are gaining researchers' attraction in the design of airplanes and drones. The use of deformable wings allows the air vehicles to have appropriate shapes and profiles in its wings in different flight modes which has many advantages, among which we can point out that the initial on-ground, and flight-mode dimensions of the vehicle are not required to be the same. One type of deformable wings are inflatable wings, in which the wing structure is made of materials such as reinforced elastomers, and in the initial state, it is folded inside the vehicle's body. The wings inflate and expand by applying gas pressure. In this article, the types of inflatable and deformable wings are reviewed and important design parameters such as the shape and number of baffles in wing performance are studied. Also, inspired by the structure of bird feathers, a new design has been presented and its design parameters have been extracted by optimization. The results of this research have shown that the performance of the new design compared to the original one has been significantly improved in terms of structure and aerodynamics.

Keywords: Unmanned Air Vehicles, Morphing wings, Inflatable wings, Optimization.



۱. مقدمه

در دهه های گذشته فن آوری تغییر شکل بدنه و بال پرنده های تجاری و نظامی، موضوع مورد توجه محققان و مهندسان طراح هواپیماها برای طراحی بهینه پرنده متناسب با مأموریت آن بوده است. با این حال، هواپیماهای بال ثابت نیز لزوماً برای عملکرد در بسیاری از حالت های پرواز طراحی نشده اند و طراحی بال و بدنه آنها، بر اساس رژیم پروازی آنها طراحی شده و در خارج از آن بازه، عملکرد مطلوبی نخواهد داشت. یک بال شکل پذیر می تواند شکل های مورد نیاز برای بهبود عملکرد هواپیما در شرایط متعدد پرواز را ایجاد نماید. کاربرد نظامی و تجاری وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین در بیست سال گذشته به طور قابل ملاحظه ای افزایش یافته است و کاربردهایی شامل شناسایی، حمله، جستجو، نجات، نظارت بر محیط زیست و نظارت بر بلایای طبیعی داشته است. با بلوغ و کوچک سازی زیر سیستم های کاربردی و حسگرها، نیاز به پهپادهای بادوام و در عین حال جمع و جور نیز افزایش می یابد. یکی از راه های رفع نیازهای یک پهپاد کاربر پسند، استفاده از فناوری بال بادی است [۱-۳]. ساختار بال بادی اولین بار توسط تیلور دانیل^۱ در سال ۱۹۳۰ پیشنهاد شد. او گلایدر خود را که از قطعات لوله ای بادی متصل به بدنه تشکیل شده بود، ساخت. با این حال، به دلیل عدم استفاده عملی، اختراع وی علی رغم سوابق ایمنی خوب آن تا حد زیادی مورد توجه قرار نگرفت. در دهه ۱۹۵۰، شرکت هواپیمایی گودیر در آمریکا یک هواپیمای کاملاً بادی را به منظور وسیله نقلیه نجات ارتش اختراع کرد که می توانست پشت خطوط دشمن رها شود. هواپیمای طراحی شده هنگامی که کاملاً باد می شد، حدود ۶.۷ متر طول بال و ۶ متر طول داشت و پس از تخلیه باد می توانست در یک جعبه مکعبی ۱.۲۵ متری قرار بگیرد.

پرنده های طراحی شده برای رژیم های مختلف پروازی با مأموریت های مختلف طراحی می شوند. بال به عنوان قسمتی که اغلب نیروهای آیرودینامیکی را تحمل می کند، مطابق نوع مأموریت طراحی و ساخته می شود. بنابراین طراحی و ساخت بالی که قابلیت تغییر شکل داشته باشد برای هر پرنده ای یک مزیت بزرگ است چرا که عملاً پرنده از حالت تک مأموریت به چند مأموریت تبدیل می گردد. علاوه بر قابلیت اشغال فضای کمتر در وضعیت حمل و نقل و قبل از پرواز اصلی، یکی دیگر از مزیت های ساختارهای بادی در پهپادها، کاهش وزن آنها است. از طرف دیگر از آنجایی که بیشینه وزن پروازی هر پرنده مشخص است، با کاهش وزن بال وزن محموله را می توان افزایش داد. این محموله می تواند در پهپاد های انتحاری افزایش وزن سرجنگی و در نتیجه افزایش شدت خرابی آن باشد؛ و یا در پهپاد های شناسایی افزایش میزان سوخت و در نتیجه افزایش مداومت پروازی پرنده باشد.

دولاه^۲ و همکاران [۴] به بررسی ویژگی های ساختارهای بادی برای کاربردهای مختلف علی الخصوص کاربردهای نظامی پرداختند و فناوری بال را یک فناوری امیدوار کننده در همه زمینه های مرتبط با پهپاد اعم از نظامی و غیر نظامی ابراز کردند. ماندلکار^۳ و همکاران [۵] خواص و کاربرد الاستومرهای ویژه در سازه های بادی را بررسی کردند و نتیجه گرفتند سازه های بادی نیاز به یک پوشش بر روی لایه اصلی جهت محافظت در برابر شرایط محیطی دارد. اسمیت^۴ و همکاران [۶] به بررسی کاهش حجم پرنده در مقابل با نسبت جرمی با استفاده از ساختارهای باد شونده پرداختند. پرنده مورد استفاده این محققان توانست تا ارتفاع ۹۵۰۰۰ پایی ارتفاع بگیرد و فشار لازم را در هنگام فرود از این ارتفاع تا سطح زمین و فرود کامل تحمل نماید. ژیفی^۵ و هوا [۷] به غلبه بر برخی از نواقص روش های



طراحی موجود تا آن لحظه در بال‌های بادی پرداختند و سعی بر رفع آن کردند. نتایج حاصله نشان داد که فشار، بار اعمال شده و تعداد محفظه به ترتیب بیشترین اهمیت را در بین پارامترهای طراحی بالهای باد شونده دارد. بزویدنهوت^۸ [۸] نیز به تدوین یک روش طراحی برای بال‌های بادی پرداخت. این روش شامل انجام بهینه‌سازی عددی شکل با استفاده از روش اجزاء محدود است. پس از تدوین روش، استحکام بال با استفاده از مدل‌های عددی با تعداد متفاوت بافل و سایر پارامترها مورد آزمایش قرار گرفت. هیل^۷ و همکاران [۹] به بررسی الزامات ساخت بر اساس تئوری تیرهای بادی ساده، برای طراحی بالهای بادی تحت بارهای آیرودینامیکی، پرداختند و طرح بالهای بادی بهینه شده را با توجه به پارامتر وزن ارائه کردند. آنها نتیجه گرفتند وزن بال با تعداد بافل رابطه خطی ندارد.

در پژوهشی دیگر جاکوب^۸ و همکاران [۱۰] به بررسی استفاده از بالهای بادی بر روی پهپادهای کوچک پرداختند. در این طرح مفهومی بال‌ها در حالت اولیه بصورت رول شده و قرار گرفته در داخل بدنه پهپاد است. افزایش پنهان کاری پرنده از مزیت‌های این روش شمرده شده است.

والکر^۹ و همکاران [۱۱] اقدام به توسعه ساختارهای باد شونده قابل استفاده بر روی ماهواره‌های کوچک نموده‌اند. در مدل ساخته شده توسط آنها، سازه‌های بادی با تقویت کننده‌های نواری فنری‌ای که مکان و اندازه‌ی آن بهینه‌سازی گشته است، ترکیب شده‌اند تا ساختارهای ترکیبی قوی‌تری ایجاد کنند. در موضوعی مشابه مک نامارا^{۱۰} و همکاران [۱۲] به بررسی تعمیر و نگهداری فشار در کایت‌های با سقف پروازی بالا پرداختند. هدف از انجام این مطالعه بررسی نگهداری فشار در سازه بادی در کل چرخه پرواز از سطح زمین تا ارتفاع بالا عنوان

شده است. براون^{۱۱} [۱۳] جهت بهبود قابلیت‌های نیروهای نظامی زمینی، به صورت تجربی بر روی مکانیک پرواز و تجزیه و تحلیل پهپادی با بال بادی مطالعه کرد. ایشان با استفاده از شبیه‌سازی دینامیک پرواز با اثرات آیرولاستیک غیرخطی کاهش‌یافته و با رویکرد دینامیک لاگرانژی و اوپلری، به توسعه و بهینه‌سازی بال پهپاد هدف پرداخت. ریزر^{۱۲} و همکاران [۱۴] با استفاده از فناوری سازه‌های سبک بادی تحت فشار بر روی طراحی پهپاد متمرکز شدند. هدف از پژوهش آنها بهبود عملکرد پهپادها از طریق فناوری‌های سبک بادی یا ساختارهای تحت فشار بود. فناوری ساختارهای تحت فشار میزان انرژی موردنیاز برای لیفت پهپاد را کاهش می‌دهد، بنابراین می‌توان از موتورهای کوچکتر، کندتر و بی‌سر و صدا استفاده کرد.

سیمپسون^{۱۳} و همکاران [۱۵] در پژوهشی به طراحی، تحلیل و ساخت پرنده‌ای با سقف ارتفاعی و مداومت پروازی بالا که دارای بال بادی بود، پرداختند. در طراحی انجام گرفته، بال‌ها در بدنه قرار می‌گیرند و در هنگام صعود باد شده و با قرار گرفتن در معرض اشعه ماوراء بنفش به فشار داخلی نهایی می‌رسد. در پژوهشی دیگر، سیمپسون و همکاران [۱۶] به مطالعه آیرودینامیک ایرفویل‌های باد شونده در ارتفاع بالا جهت امکان‌سنجی مفهومی برای مأموریت کاوشگر مریخ نورد پرداختند. آنها در نتایج خود عنوان کردند که فشار داخلی بال به بارهای آیرودینامیکی ناشی از پرواز به بال بستگی دارد و ایجاد قابلیت تغییر شکل‌پذیری برای بال می‌تواند در مقدار این نیروها موثر واقع شود. سیمپسون و همکاران در پژوهشی دیگر [۱۷] در ادامه به بررسی ایجاد شکل‌پذیری در بال‌های بادی پرداختند. هدف از این پژوهش آنها کار بر روی توسعه هواپیماهای بدون سرنشین (پهپاد) با بالهای باد شونده با قابلیت شکل‌پذیری بود. در





این پژوهش به پیش‌بینی و ارتباط نیروهای مورد نیاز برای تغییر شکل بال‌ها به شکل خاص، تغییر شکل ایجاد شده و نیروهای آیرودینامیکی ایجاد شده توسط آن تغییر شکل، پرداخته شده است. در این مقاله، به مطالعه طراحی بال‌های بادشونده با استفاده از روش اجزاء محدود و دینامیک سیال محاسباتی پرداخته می‌شود. به همین منظور، ابتدا اثر هندسه مقطع، تعداد بافل‌ها، ضخامت جداره آنها و مساحت سطح بر روی رفتار مکانیکی بال بررسی می‌شود. ضخامت کمتر دیواره سبب رول شدن راحت‌تر بال در زمان غیر عملیاتی خواهد شد خواهد شد. پنج نوع هندسه برای مقطع بال بادشونده در این پژوهش بررسی شده است: بافل‌های عمودی، زیگزاگ، مورب، مسطیلی و همچنین یک طرح با الهام از هندسه پر پرنده‌گان. هندسه پر پرنده دارای یک نی میانی و رشته‌هایی متصل به آن است که قابلیت انعطاف داشته ولی در عین حال هندسه بال با در کنار هم قرار گرفتن آن‌ها تکمیل می‌گردد. در آرایشی از بال بادی نیز که در ادامه توضیح داده خواهد شد. ایرفویل دارای یک لایه میانی است که حکم نی پر را ایفا می‌کند و در راستای وتر ایرفویل است. جداره‌های بافل‌ها نیز می‌توانند همان رشته‌ها در نظر گرفته شوند که در صورتی که به شکل متراکم و بدون فضای خالی در کنار هم باشند (در این صورت می‌توان تعداد بافل‌ها را بی‌نهایت و فاصله بین آن‌ها را نزدیک به صفر در نظر گرفت) هندسه‌ای با مشابهت هندسه پر را نشان خواهد داد ولیکن از آنجایی که قصد بر باد کردن و بافل بندی ایرفویل این دیواره‌ها یا فاصله معین که توسط بهینه‌سازی اعلام خواهد شد قرار خواهند گرفت تا با جریان یافتن گاز به داخل آن باد شده و مستحکم شود.

در ادامه، تعداد بافل بهینه برای هر طرح تعیین شده و تنش بیشینه بال در محل اتصال به بدنه پرنده و نیز خیز بیشینه انتهای بال تحت

بارهای آیرودینامیکی مقایسه شده‌اند. در نهایت، برای بررسی اثر هر طرح روی عملکرد آیرودینامیکی بال، تحلیل دینامیک سیال محاسباتی در سرعت‌ها و زاویه حمله‌های مختلف انجام شده و با توجه به آن، بهترین طرح برای عملکرد بهینه آیرودینامیکی و سازه‌ای تعیین شده است.

۳. طراحی سازه‌ای مقطع بال

۳-۱- بررسی استحکام سازه‌ای طرح‌های مختلف

برای این پژوهش، یک پهپاد به عنوان نمونه با مشخصات ذکر شده در جدول ۱ در نظر گرفته شده است. این پهپاد دارای طول بال برابر با ۳۰۳ متر و مساحت بال ۴۰۶ متر مربع از نوع مستطیلی می‌باشد. مقطع بال نیز معادل ایرفویل Eppler 398 فرض شده است. این ایرفویل در سرعت‌های زیر صوت عملکرد مطلوبی دارد. نمایی از این ایرفویل در شکل ۱ نشان داده شده است. طول این ایرفویل برابر با ۱۰۵ متر و ضخامت آن ۲۴۶ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. مقدار طول ایرفویل با توجه به مساحت موثر آن که در جدول ۱ ذکر شده، تعیین شده است. با معلوم بودن طول ایرفویل و با توجه به هندسه نوع ایرفویل در نظر گرفته شده، میزان ضخامت آن نیز از روی هندسه آن بدست می‌آید.



شکل ۱. نمایی از ایرفویل Eppler 398

برای یافتن مقطع مناسب برای این بال که بصورت بادشونده خواهد بود، از قابلیت تحلیل مقطع تیر در نرم‌افزار کامسول استفاده می‌شود. به همین منظور، ابتدا لازم است که نیروهای مقطع شامل کلیه گشتاورها و نیروها در شرایط

جدول ۱. مشخصات پرنده فرض شده بر اساس

مشخصات پهپاد نظامی LEWK

توسعه‌دهنده	SAIC
سرعت بیشینه	۲۷۸ Km/h
مداومت	۸ hr
بیشینه وزن برخواست	۳۶۳ Kg
وزن محموله	۹۱ Kg
سقف پروازی	۱۵۰۰۰ ft
مساحت بال	۶،۴ m ²
طول بال	m ۳،۳
نوع بال	مستطیلی



شکل ۲. نمونه اولیه ساخته شده از پهپاد LEWK

بدین ترتیب، با معلوم بودن بارهای وارده به بال، می‌توان نیروهای مقطع اتصال بال به بدنه که مقطع بحرانی بال برای طراحی است را بدست آورد. این عمل علاوه بر انجام یک تحلیل ساده اجزاء محدود، بصورت محاسبات مقاومت مصالح نیز قابل انجام است که نتایج آن برای عکس العمل مقطع بحرانی بار در جدول ۲ آورده شده است. لازم به ذکر است که مؤلفه‌های نیروها و گشتاورها در دستگاه نمایش داده شده در شکل ۳ محاسبه شده‌اند.

جدول ۲. نیروهای مقطع بحرانی بال تحت بارهای

خارجی

F _۱	۷۵،۳ N
F _۲	-۲۳۳۳،۷ N
F _۳	.
M	۱۳،۲ Nm
M _x	۰،۵ Nm
M _y	.

کاری بال در مقطع بحرانی آن تعیین شوند. لذا لازم است نیروهای برآ و پسا برای بال محاسبه شده و اثر تکیه‌گاهی آنها در محل اتصال بال به بدنه محاسبه گردد. با توجه به داده‌های اشاره شده برای نوع ایرفویل، ضرایب برآ و پسا برای این ایرفویل در زاویه حمله صفر و عدد رینولدز 10⁶ بصورت زیر می‌باشند [۱۷]:

$$C_L = 0.6884 \quad (۱)$$

$$C_D = 0.00722 \quad (۲)$$

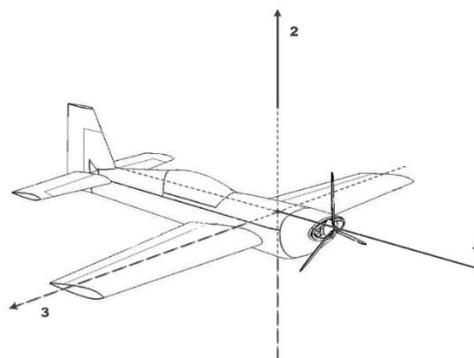
بدین ترتیب، با توجه به ابعاد مؤثر بال، می‌توان نیروهای برآ و پسا را به ترتیب زیر محاسبه کرد:

$$L = \frac{1}{2} \rho A_L C_L V^2 = 0.5 \times 1.205 \times (3.3 \times 1.5) \times 0.6884 \times (77.2)^2 = 12236 \text{ N} \quad (۳)$$

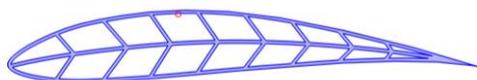
$$D = \frac{1}{2} \rho A_D C_D V^2 = 0.5 \times 1.205 \times (3.3 \times 1.5) \times 0.00772 \times (77.2)^2 = 137.22 \text{ N} \quad (۴)$$

که در این روابط، A_L و A_D به ترتیب مساحت مؤثر بال در جهت برآ و پسا می‌باشد که با توجه به ابعاد بال محاسبه شده است. سرعت پرنده نیز با توجه به مشخصات آن که در جدول ۱ ذکر شده است، برابر با سرعت بیشینه آن بر حسب متر بر ثانیه لحاظ شده است. این مشخصات با کمی تغییر نسبت به مشخصات پهپاد LEWK^{۱۴} استفاده شده است. این پهپاد یک پهپاد نظامی دارای تکنولوژی بال بادی است. در شکل ۲ نمونه اولیه ساخته شده از این پهپاد نمایش داده شده است.

شده است. برای این ماده بسته به میزان سختی آن بازه تغییرات وسیعی برای خواص الاستیک در مراجع ذکر شده است. به عنوان نمونه، مدول الاستیک الاستومر پلی‌یورتان بین ۲ تا ۳۰ مگاپاسکال گزارش شده است که در این پژوهش مقدار ۱۰ مگاپاسکال برای انجام بهینه‌سازی‌های مقطع در نظر گرفته شده است.



شکل ۳. ابعاد بال در پهباد فرضی استفاده شده و جهت محوره‌های اصلی جهت محاسبه نیروها



شکل ۴. هندسه مدل برای آنالیز همگرایی مش

قبل از انجام تحلیل‌های مورد نیاز، لازم است حل عددی اعتبار سنجی شود که برای هندسه‌های مورد استفاده در این مقاله، با استفاده از همگرایی حل و استقلال نتایج از اندازه المان‌ها انجام می‌شود. بدین منظور یکی از مدل‌ها (مدل الهام از پر با ۹ بافل) در نظر گرفته شده است و به ازای اندازه المان‌های مختلف، تحلیل انجام شده و تنش در نقطه قرمز رنگ در شکل ۴ بدست آمده است.

شکل ۵ نشان دهنده تغییرات تنش در نقطه فوق برحسب تعداد المان هاست. همانگونه که مشاهده می‌شود، به ازای اندازه‌های متفاوت المان‌ها، تنش تغییر زیادی نمی‌کند و برای تعداد بیشتر از ۲۹۲۵ المان، مقدار تنش به همگرایی می‌رسد.

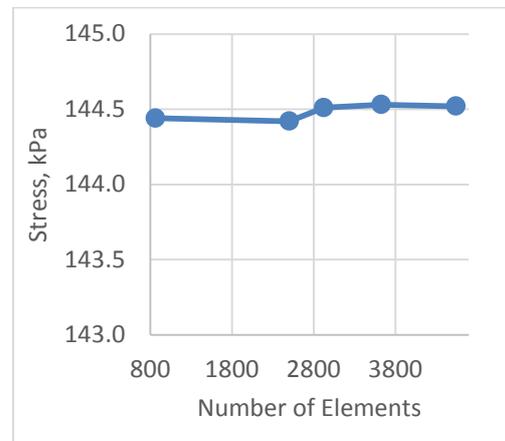
در مسئله حاضر، هدف یافتن بهترین طراحی است که علاوه بر اینکه تحت بارهای وارده، تنش در محدوده مجاز باقی بماند، وزن سازه نیز در کمترین مقدار ممکن باشد. بنابراین، در هر مورد، با تعریف متغیرهای طراحی مناسب، تابع هدف را کمینه کردن وزن سازه در نظر گرفته و همچنین قید بهینه‌سازی را نیز کمتر بودن تنش از مقدار مجاز آن لحاظ می‌کنیم. با توجه به تفاوت‌های طرح‌های مختلف، در هر مورد، متغیرهای طراحی

همانگونه که قبلاً ذکر شد، پنج نوع هندسه مقطع برای بال باد شونده در این مقاله در نظر گرفته شده است. این هندسه‌ها عبارتند از مقطع مستطیلی، زیگزاگ، مورب، مستطیلی دو ردیفه و مقطع با الهام از هندسه پر پرندگان. برای یافتن چیدمان بهینه در هر مورد، بهینه‌سازی طراحی با استفاده از نرم‌افزار کامسول انجام گرفته است. در این نرم‌افزار، امکان تحلیل مقاطع تیرها با وارد کردن بارهای آن مقطع وجود دارد. این مقاطع بصورت دو بعدی مدل شده و بارهای شش‌گانه عکس‌العمل مقطع بحرانی در نرم‌افزار وارد می‌شود. سپس نرم‌افزار توزیع تنش را در داخل مقطع بصورت دقیق ارائه می‌کند. با توجه به اینکه انجام بهینه‌سازی‌های مختلف در این نرم‌افزار امکان‌پذیر است، می‌توان با تعریف مناسب مسئله، پارامترهای طراحی بهینه را بدست آورد.

با توجه به اینکه در این مرحله، صرفاً طراحی مقطع تحت بارهای آن مورد مطالعه و بهینه‌سازی قرار می‌گیرد، نیازی به استفاده از مدل‌های ساختاری پیچیده نیست و مدل الاستیک خطی در این مرحله راهگشا خواهد بود. به همین دلیل، با توجه به اینکه بال‌های باد شونده از مواد الاستومری ساخته می‌شوند، در این مطالعه، نوع الاستومر را بر مبنای پلی‌یورتان در نظر گرفته

متفاوتی تعریف شده‌اند که در هر مورد به شرح زیر ذکر می‌شوند.

هندسه مدل اجزاء محدود را فراهم می‌کنند و در نتیجه مناسب تحلیل‌های حاضر هستند.

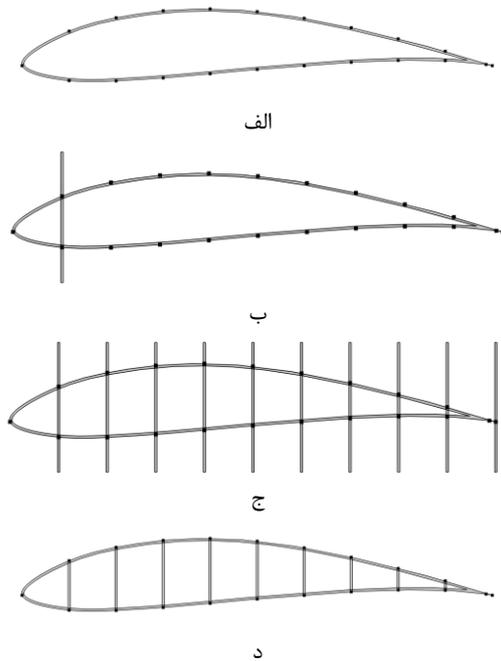


شکل ۵. تغییرات تنش برحسب تعداد المان‌ها

اولین طرح، مقطع تیر باد شونده با جایگاه‌های (بافل‌های) مستطیلی است. این نوع مقطع که در مطالعات پیشین هم پر تکرار ظاهر شده است، انتخاب اولیه برای شکل مقطع یک بال باد شونده است. در این حالت، مقطع بال توسط دیواره‌های عمودی به چندین بافل تقسیم می‌شود.

برای انجام بهینه‌سازی، از قابلیت مدل‌سازی پارامتری هندسه در نرم افزار کامسول و الگوریتم‌های مختلف بهینه‌سازی آن استفاده شده است. بدین منظور، پس از ایجاد پروفیل ایرفویل که بخش ثابت و بدون تغییر مقطع بال است، بافل‌های داخل با توجه به مقدار پارامترهای تعداد و ضخامت بافل ساخته می‌شوند. نمایی از نحوه انجام این کار در شکل ۶ نشان داده شده است.

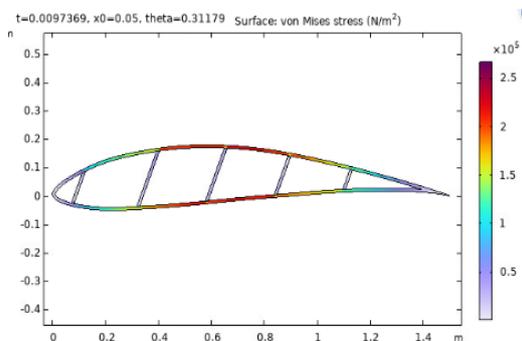
لازم به ذکر است که ضخامت و تعداد بافل‌ها به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی در نظر گرفته می‌شوند و نرم افزار به ازای مقادیر مورد نیاز الگوریتم بهینه‌سازی، هندسه را بصورت خودکار ایجاد می‌کند. الگوریتم مورد استفاده در این تحقیق، الگوریتم BOBYQA^{۱۵} است که جزء الگوریتم‌های مبتنی بر تکرار و بدون نیاز به موجود بودن مشتق تابع هدف^{۱۶} دسته بندی می‌شود. این دسته از الگوریتم‌ها امکان تغییر در



شکل ۶. نحوه ایجاد مدل برای بهینه‌سازی. الف: ایجاد پروفیل خارجی بال، ب: ایجاد یک بافل با ضخامت مورد نظر، ج: تکثیر بافل به تعداد مورد نظر، د: حذف زواید

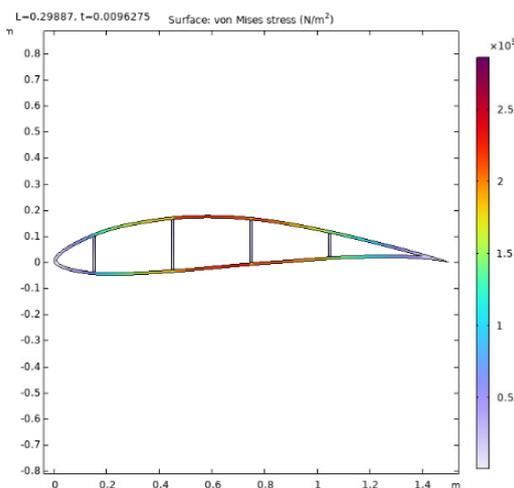
در نتیجه، متغیرهای طراحی در این حالت، تعداد بافل‌ها و ضخامت دیواره‌هاست. با تعریف این دو مقدار بصورت متغیر بهینه‌سازی در نرم‌افزار به همراه تابع هدف و قید بهینه‌سازی ذکر شده، بهینه‌سازی انجام شده و نتایج آن بدست آمده است که در شکل ۷ نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، فاصله بین دیواره‌های عمودی برابر با ۳۰ سانتیمتر، ضخامت دیواره‌ها ۹۰۸ میلی‌متر و مساحت سطح ۰۰۳۴۱۰۴ متر مربع در بهینه‌سازی بدست آمده‌اند.

نیز خروجی بهینه سازی را می‌توان در شکل ۹ مشاهده کرد و مقادیر پارامترهای بهینه برابر با ۰.۰۳۶۰۶۵ میلی‌متر برای ضخامت جداره، ۱۷۰۸۶ درجه برای زاویه دیواره‌هاست.



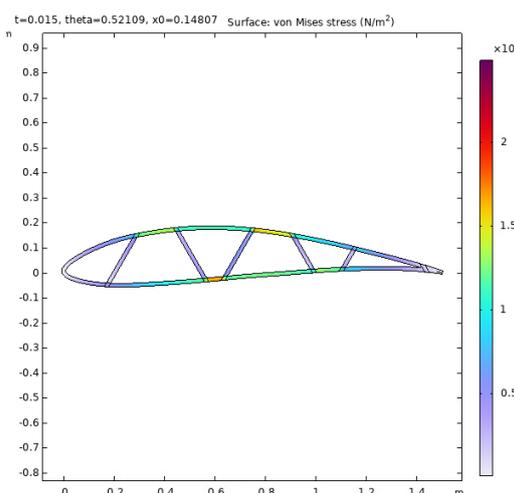
شکل ۹. ایرفویل با بافل مورب

در طرح چهارم، بافل‌های مستطیلی دو ردیفه در نظر گرفته شده است. در این حالت، یک دیواره افقی نیز در بافل‌ها وجود دارد که بافل‌های مستطیلی حالت اول را به دو قسمت تقسیم می‌کند. در این حالت، علاوه بر ضخامت و تعداد فاصله دیواره‌ها، مکان دیواره افقی نیز جزء پارامترهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شده است. خروجی بهینه‌سازی برای این حالت در شکل ۱۰ نشان داده شده است. پارامترهای بهینه این طرح برابرند با ۷۰۸ میلی‌متر برای ضخامت دیواره‌ها، ۲۹۰۵ سانتیمتر فاصله دیواره‌ها و ارتفاع ۹۰۷ سانتیمتری دیواره افقی میانی نسبت به مبدأ مختصات و همچنین مساحت سطح ۰.۰۳۵۳۱۲ متر مربع برست آمده‌اند.



شکل ۷. ایرفویل با بافل بندی مستطیلی تک ردیفه

برای حالت با دیواره‌های زیگزاگ نیز مشابه طرح قبلی بهینه‌سازی انجام شده است. با این تفاوت که در این حالت یک متغیر بهینه‌سازی دیگر نیز اضافه شده و آن زاویه دیواره‌هاست. خروجی بهینه‌سازی این حالت را می‌توان در شکل ۸ مشاهده کرد. پارامترهای بهینه برای این طرح برابر با ۱۵ میلی‌متر برای ضخامت دیواره و مساحت سطح ۰.۰۴۳۵۸۵ متر مربع و ۲۹۰۸۵ درجه برای زاویه دیواره نسبت به خط عمود می‌باشند.



شکل ۸. ایرفویل با بافل بندی زیگزاگ

طرح سوم برای بال باد شونده، حالتی است که در آن دیواره‌ها همه در یک جهت تمایل دارند که حالت بافل مورب نام گرفته است. در این حالت

کمتری نیاز دارد ضمن آنکه این آرایش بافل تنش کمتری نیز نسبت به سایر موارد ایجاد کرده است. در نتیجه می‌توان از این طرح برای ادامه فرایند طراحی و مطالعه عملکرد بال باد شونده استفاده کرد.

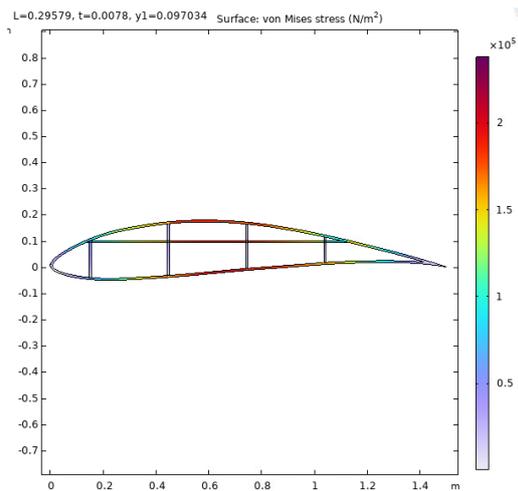
۳-۲- باد شدن و خمش بال

در این بخش، مدل سه بعدی بال باد شونده ایجاد شده و تحت بارگذاری‌های عملکردی خود بررسی می‌شود. برای تحلیل ساختاری این بال از نرم افزار ABAQUS استفاده شده است. در ابتدا، مرحله باد شدن تحلیل شده و در مرحله بعد، بارگذاری ناشی از نیروهای برآ و پسای بال به آن اعمال می‌شود تا پارامترهای عملکردی مانند تنش و خیز بیشینه بال بدست آید. بدین ترتیب، می‌توان عملکرد طرح های ارائه شده در مرحله قبل را در شرایط مشابه شرایط واقعی بال بررسی کرد.

در این بخش نیز برای اطمینان از صحت نتایج، آنالیز همگرایی مش برای باد شدن بال ها انجام شده است. بدین منظور مشابه حالت قبل با انتخاب اندازه المان متفاوت، تحلیل انجام شده و تنش در نقطه فوقانی مقطع بررسی شده است. نتایج حاصله در جدول ۳ نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، مقدار تنش تغییر قابل توجهی به ازای اندازه‌های متفاوت المان‌ها نمی‌کند و می‌توان نتیجه گرفت نتایج تحلیل از صحت برخوردار است.

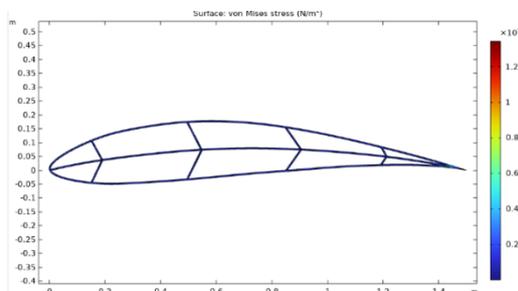
جدول ۳. آنالیز همگرایی مش در نرم افزار آباکوس

درصد تغییر	تنش	تعداد المان	اندازه المان
	۱۸/۲۸	۱۴۴۷۶	۰/۰۳۵
۱/۰۴	۱۸/۴۷	۱۹۹۱۰	۰/۰۳
۳/۷۹	۱۹/۱۷	۲۸۲۴۸	۰/۰۲۵
۲/۸۲	۱۹/۷۱	۳۴۶۹۲	۰/۰۲۲۵
۲/۵۴	۲۰/۲۱	۴۴۰۵۵	۰/۰۲
-۱/۵۸	۱۹/۸۹	۵۷۰۷۸	۰/۰۱۷۵
۲/۳۶	۲۰/۳۶	۷۷۴۴۰	۰/۰۱۵



شکل ۱۰. ایرفویل با بافل بندی مستطیلی دو ردیفه

در نهایت، طرح نهایی مورد بررسی در بهینه‌سازی هندسه مقطع بال، طرح جدید با الهام از ساختار پر پرنده‌گان می‌باشد که در شکل ۱۱ نشان داده شده است. در این طرح، یک دیواره میانی روی خط وتر ایرفویل وجود دارد که از روی آن، دیواره‌های مایل به دو سمت بالا و پایین دیواره‌های بیرونی ایرفویل کشیده می‌شوند.

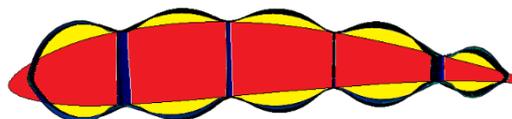


شکل ۱۱. ایرفویل با بافل الهام گرفته شده از هندسه پر

زاویه این دیواره‌ها، علاوه بر ضخامت و فاصله آنها جزء پارامترهای طراحی و بهینه‌سازی در نظر گرفته می‌شوند. پس از انجام بهینه‌سازی، مقدار ضخامت جداره‌ها برابر با ۶ میلی‌متر، فاصله جداره‌ها ۳۳،۷۵ سانتیمتر و زاویه آنها نسبت به خط عمود برابر با ۱۴،۳ درجه و مساحت سطح ۰.۰۴۳۷۸۱ متر مربع بدست آمده‌اند.

با توجه به نتایج بدست‌آمده از بهینه‌سازی‌های بالا می‌توان دریافت که ایرفویل با طرح الهام گرفته شده از هندسه پر پرنده‌گان، ضخامت

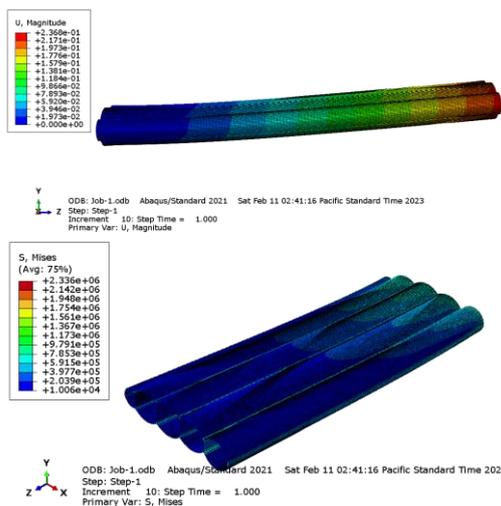
درآمده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، با افزایش تعداد بافل‌ها، جابجایی انتهای بال کاهش می‌یابد که البته این کاهش بصورت خطی نیست. با توجه به این نمودار، می‌توان تعداد مناسب بافل‌ها را مقدار ۱۰ انتخاب کرد.



شکل ۱۲. انحراف ایرفویل با ۵ بافل بعد از بادشدن نسبت به حالت اولیه برای بافل مستطیلی

برای باد شدن بال‌های باد شونده، مقادیر فشار بسیار گسترده‌ای از چند صدم بار تا چندین بار بسته به نوع پرنده، وزن و سرعت آن و سایر پارامترهای پروازی پرنده ذکر شده است. لذا در این بخش فشار باد شدن برابر با ۱ بار در نظر گرفته شده است. همچنین نیروهای برآ و پسا که در بخش قبل محاسبه شدند، بصورت بار گسترده به سطوح مربوطه در گام دوم شبیه‌سازی‌ها اعمال می‌شوند. در شکل ۱۲ نمایی از مقطع بال با طرح مستطیلی قبل و پس از باد شدن به نمایش در آمده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، تعداد کم بافل‌ها که خروجی بهینه‌سازی مقطع بود در اینجا منجر به تغییر شکل بیش از اندازه نسبت به شکل ایرفویل مرجع شده است. در این تصویر، مقطع قرمز رنگ وضعیت اولیه مقطع بال که منطبق با ایرفویل مرجع است و ناحیه زرد رنگ، تغییر شکل بال به علت اعمال فشار باد شدن است. همچنین با اعمال بارهای برآ و پسا نیز خیز قابل توجهی در انتهای آزاد بال‌ها بدست آمده است که نمایی از وضعیت تغییر شکل بال تحت این نیروها را نیز می‌توان در شکل ۱۳ مشاهده کرد.

با توجه به اینکه مقدار تنش و جابجایی بیشینه انتهای بال در عملکرد مطلوب بال تاثیرگذار هستند، تحلیل‌هایی با مقادیر متغیر تعداد بافل‌ها در هر طرح انجام شده است که نتایج آن برای طرح مستطیلی در جدول ۴ ارائه شده است. نمایش تغییرات جابجایی انتهای بال برحسب تعداد بافل‌ها در شکل ۱۴ نیز به نمایش



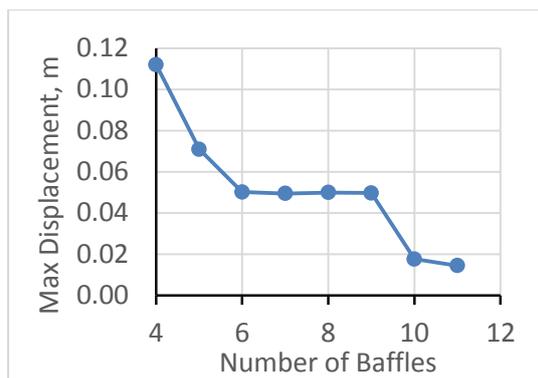
شکل ۱۳. نمایی از وضعیت تغییر شکل یافته بال با مقطع مستطیلی تحت فشار باد شدن و بارهای برآ و پسا

جدول ۴. تنش و خیز بیشینه برای بال با طرح مستطیلی

تعداد بافل	تنش ماکزیمم (مگاپاسکال)	جابه‌جایی بیشینه (میلیمتر)
۴	۲۰,۵	۱۱۲
۵	۱۵,۵	۷۰,۹
۶	۱۰,۴	۵۰,۲
۷	۷,۶۷	۴۹,۵
۸	۶,۷۹	۴۹,۹
۹	۶,۶۴	۴۹,۷
۱۰	۲,۶۹	۱۷,۶
۱۱	۲,۰۹	۱۴,۴

خواهد بود. همانگونه که مشاهده می‌شود، تغییرات جابجایی بصورت یکنواخت به تعداد بافل‌ها بستگی ندارد. با بررسی بیشتر مدل‌ها با بافل‌های مختلف، مشخص گردید که هنگامی که آرایش بافل‌ها به علت تغییر تعداد آنها عوض می‌شود، قرار گیری آنها در ناحیه میانی مقطع بال (که در افزایش استحکام خمشی بال تاثیر بیشتری دارند) عوض شده و این امر منجر به تغییر سختی خمشی بال می‌شود.

از آنجا که ارتفاع بافل‌ها در طول کورد بال تغییر می‌کند، با عوض شدن تعداد بافل‌ها، آرایش و ارتفاع آنها نیز عوض شده و این امر موجب تغییر غیر خطی و یکنواخت پاسخ سازه بال بصورت تابعی از تعداد بافل‌ها می‌شود. شکل ۱۶ نشان دهنده وضعیت تغییر شکل پس از باد شدن بال با طرح بافل‌های مستطیلی با تعداد ۱۰ بافل است. همچنین این وضعیت برای بال با طرح الهام از پر پرندهگان در شکل ۱۷ به نمایش در آمده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، قسمت‌های میانی بال با بافل‌های مستطیلی انبساط کمتری در راستای عرضی به خود می‌گیرند در صورتی که به علت زاویه دار بودن بافل‌ها در طرح با الهام از پر، این قسمت‌های میانی نیز متناسب با سایر بخش‌ها یعنی بخش ابتدایی و انتهایی ایرفویل منبسط می‌شوند.



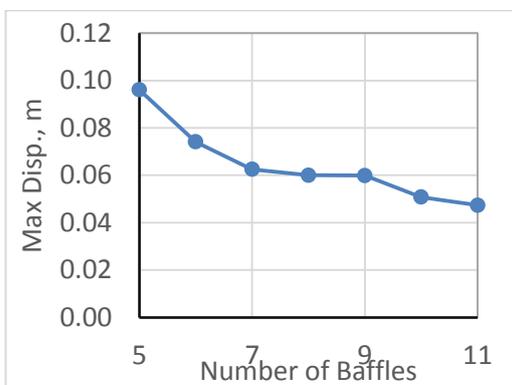
شکل ۱۶. نمودار تعداد-جابجایی برای بافل مستطیلی

همانگونه که قبلاً ذکر گردید، طرح با بافل‌های مستطیلی بصورت متداول در طراحی بال‌های باد شونده توسط محققان مختلف استفاده شده است. در این پژوهش، طرح جدیدی مبتنی بر الهام از ساختار پر پرندهگان معرفی و پیشنهاد شده است که عملکرد آن تحت فشار باد شدن و نیروهای وارده حین پرواز پرنده را باید مورد بررسی قرار داد. بدین جهت، باد شدن و نیروهای برآ و پسا به این طرح نیز با تحلیل مدل سه بعدی اعمال شده و نتایج آن در ادامه می‌آید.

جدول ۵. تنش و خیز بیشینه برای بال با طرح الهام ساز ساختار پر پرندهگان برحسب تعداد بافل‌ها

تعداد بافل	تنش ماکزیمم (مگاپاسکال)	جابجایی ماکزیمم (میلیمتر)
۵	۱۰،۳	۹۶،۱
۶	۹،۷۲	۷۴،۱
۷	۹،۴۹	۶۲،۵
۸	۹،۶۹	۶۰،۰
۹	۹،۲۹	۵۹،۹
۱۰	۸،۷۹	۵۰،۸
۱۱	۸،۶۹	۴۷،۴

بطور مشابه، مقدار تنش و خیز بیشینه این نوع بال نیز بر حسب تعداد بافل‌ها بررسی شده که نتایج آن در جدول ۶ آمده است. شکل ۱۵ نیز نشان دهنده تغییرات خیز بیشینه این بال بر حسب تعداد بافل‌هاست. در این نوع بال نیز رفتاری مشابه بال با بافل‌های مستطیلی مشاهده می‌شود. بطور مشابه، تعداد ۱۰ بافل نیز برای این تیر مطلوب به نظر می‌رسد و مبنای ادامه کار



شکل ۱۵. نمودار تعداد-جابجایی برای بافل ایده گرفته شده از هندسه پر



جدول ۶. اعتبارسنجی روش حل CFD

ERORR	L/D	AOA	RE	
0.03624	11.09	10	36000	پژوهش حاضر
	10.7	10	36000	مرجع [۱۴]

اعتبارسنجی

با توجه به آنکه لیبائو و همکاران [۱۴] در پژوهشی مشابه با ایرفویلی مشابه نمونه ای از تحلیل جریان حول ایرفویل باد شده را انجام داده اند، می توان از پژوهش ایشان جهت اعتبارسنجی تنظیمات استفاده شده در تحلیل حاضر استفاده کرد. جدول زیر مقایسه از حل انجام شده و خطای حل نسبت به پژوهش آقای لیبائو است. با توجه به این نتایج می توان گفت که شبیه سازی دینامیک سیال حول مقطع بال مطابقت خوبی با نتایج گزارش شده در این مرجع دارد.

بررسی جریان حول ایرفویل

در این بخش چون از تنظیمات تحلیل انتخاب شده اطمینان حاصل شد و روش حل اعتبارسنجی گشت، پس می توان گفت که پارامترهای خروجی که در ادامه ارائه شده اند و در رابطه با آن بحث می گردد دقت لازم را دارد. باتوجه به این که مقادیر لیفت و درگ در دستگاه باد منطبق بر جهت جریان باد می باشد به طوری که جهت x در جهت جریان باد و جهت y عمود بر جهت جریان باد است، در ANSYS مقادیر Fx و Fy به عنوان خروجی نشان داده می شود، برای محاسبه لیفت و درگ در زوایای به غیر از صفر درجه از تبدیل مثلثاتی استفاده می شود.

در ادامه عملکرد ایرودینامیکی بال های باد شده را بررسی و مقایسه می شود. بدین منظور، مقطع باد شده هر بال را در نرم افزار فلونت ایجاد



شکل ۱۶. توزیع تنش بر روی تعداد بافل برگزیده از بهینه سازی انجام شده برای آرایش مستطیلی شکل



شکل ۱۷. توزیع تنش و تعداد بافل برگزیده از بهینه سازی انجام شده برای آرایش الهم گرفته از پر

۳-۳ بررسی دوبعدی جریان روی بال

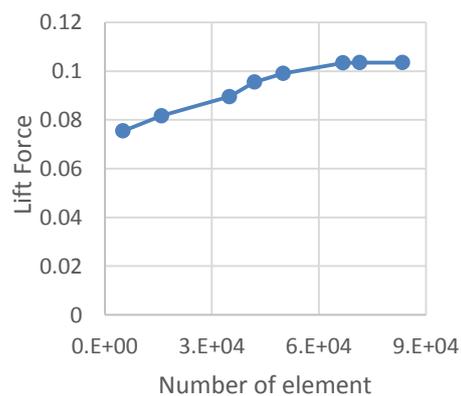
روش و تنظیمات حل

برای حل مسئله از روش K-Omega SST استفاده شده است. عملکرد مدل توربولانسی K-Omega SST در شبیه سازی هایی با گرادیان فشار معکوس و امواج مافوق صوت بهتر از سایر مدل های هم خانواده خود می باشد. همچنین مدل توربولانسی SST در دسته بهترین مدل های دو معادله ای برای محاسبه گذار می باشد. ایده اصلی K-Omega SST، ترکیب SKW در ناحیه مجاور دیوار با SKE بیرون لایه مرزی است. در حقیقت مدل K-omega SST ترکیبی از مدل های توربولانسی K-Epsilon و K-Omega می باشد. مدل توربولانسی K-omega SST برای عملکرد درست بین دو مدل توربولانسی K-e و K-omega نیاز دارد تا فاصله هر سلول از نزدیک ترین دیواره به درستی محاسبه شود (ارتفاع سلول نزدیک به دیواره). از این رو این مدل هزینه محاسباتی بیشتری نسبت به مدل های توربولانسی k-epsilon دارد.

کرده و بصورت دوبعدی جریان هوا را در اطراف آن مدل می‌شود. المان‌های لایه مرزی به روش $y+$ ایجاد شده و کیفیت شبکه کنترل می‌گردد. برای اطمینان از دقت شبکه‌بندی انجام شده، جریان در اطراف ایرفویل استاندارد بررسی شده و نیروی لیفت بدست آمده بر حسب تعداد المان در شکل ۱۸ نشان داده شده است. همانگونه که در شکل نیز مشخص است، نیروی لیفت از تعداد ۷۱۵۲۰ به بعد تغییرات زیادی از خود نشان نمی‌دهند و در نتیجه این تعداد المان برای باقی شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته می‌شود.

نوع جریان در این شبیه‌سازی‌ها جریان آشفته با مدل K-Omega SST در نظر گرفته می‌شود. این مدل در حقیقت عملکرد مطلوبی در جریان‌های با گرادیان فشار معکوس و امواج فراصوت دارد.

به منظور اختصار، دو نوع طرح بافل مستطیلی و بافل با ایده از ساختار پر پرندهگان در این بخش با هم مقایسه شده اند. نیروهای برآ و پسا برای این دو نوع بال باد شده تحت دو سرعت معادل جریان آرام و سرعت معادل حرکت پرنده مد نظر و دو زاویه حمله صفر و پنج درجه در جدول ۷ آورده شده است.



شکل ۱۸. نیروی برآ بر حسب تعداد المان

همانگونه که مشاهده می‌شود، به علت تغییر شکل متقارن بال با طرح الهام گرفته از طبیعت،

نیروهای برآ در این بال بیشتر از بال اولیه با طرح مستطیلی است. این بهبود در هر دو نوع سرعت و زاویه حمله مشاهده می‌شود. همچنین علاوه بر بهبود در افزایش نیروی برآ، نیروی پسای این نوع بال نیز در مقایسه با بال اولیه با طرح مستطیلی کاهش نیز یافته است. بدین ترتیب، طرح الهام گرفته از طبیعت در هر دو شاخص نیروی برآ و پسا عملکرد بهتری نسبت به طرح اولیه دارد.

جدول ۷. نیروهای برآ و پسا برای دو نوع بال باد شده با بافل های مستطیلی و طرح با الهام از پر پرندهگان

سرعت (m/s)	نوع ایرفویل	زاویه حمله	نیروی برآ N	نیروی پسا N
۰.۲۶	الهام از پر	۰	۹.۳۸E-۰۳	۲.۳۰E-۰۳
		۵	۲.۹۵E-۰۲	۳.۲۰E-۰۳
	مستطیلی	۰	۴.۱۱E-۰۳	۲.۸۰E-۰۳
		۵	۲.۱۲E-۰۲	۳.۹۶E-۰۳
۷۵	الهام از پر	۰	۱.۰۷E+۰۳	۴.۳۱E+۰۱
		۵	۲.۴۸E+۰۳	۵.۷۲E+۰۱
	مستطیلی	۰	۷.۶۹E+۰۲	۶.۳۹E+۰۱
		۵	۱.۸۸E+۰۳	۷.۸۴E+۰۱

همچنین در جدول ۸، نیروی پسای مدل‌های مختلف به تفکیک اثر پسای فشاری و اصطکاکی (ویسکوز) برای سرعت پرواز ۷۵ متر بر ثانیه آورده شده است.

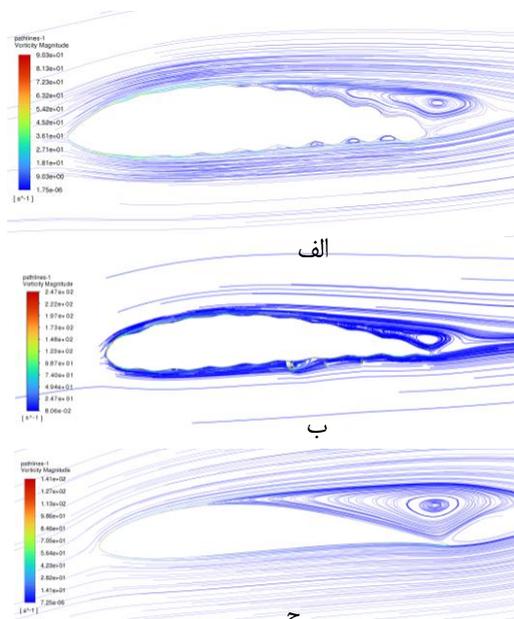
جدول ۸. نیروی پسای مدل‌های مختلف بال به تفکیک اثر پسای فشاری و اصطکاکی

نوع بال	پسای اصطکاکی	پسای فشاری	مجموع
ساده	19.85 N	13.27 N	33.12 N
	60%	40%	100%
مستطیلی	17.68 N	25.45 N	34.13 N
	41%	59%	100%
الهام از پر	16.70 N	47.15 N	63.85 N
	26%	74%	100%



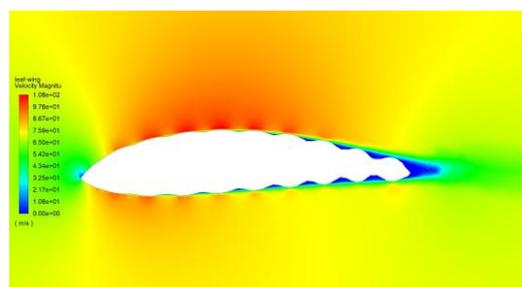
الگوی جریان در اطراف دو نوع بال باد شده با الهام از طبیعت و طرح اولیه با بافل‌های مستطیلی در کنار طرح با ایرفویل استاندارد بدون اثرات بادشدگی در شکل ۱۹ نشان داده شده است. در این شکل، مقادیر ورتیسیتیه نیز بصورت کانتور مشخص است. یکی از مزایای وجود ناهمواری در بال‌های باد شده، ایجاد گردابه‌های کوچک در اطراف بال و در نتیجه تعویق جدایش جریان است که منجر به بهبود عملکرد بال می‌شود. در این شکل نیز این مطلب تاحدودی مشهود است.

حالت ایرفویل ساده و با سطح هموار بوده و نیروی برآی بیشتری با شرایط اندازه یکسان تولید خواهد شد. نکته دیگر اینکه به علت وجود سطح ناهموار در بال بادشونده، در محل فرورفتگی‌ها گردابه‌هایی تشکیل شده و علاوه بر اینکه به ایجاد اغتشاش موجب تعویق جدایش جریان می‌شود، می‌تواند جایگزین سایر مکانیزم‌های تولید ورتکس در بال هواپیما باشد. همچنین، به این دلیل که امکان تنظیم موقعیت و تعداد این فرورفتگی‌ها در اختیار طراح بال است، توانایی کنترل مطلوب ورتکس‌های ایجاد شده به منظور افزایش زاویه حمله بال و عدم ایجاد استال فراهم می‌شود.

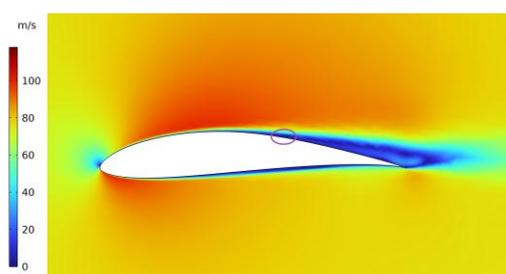


شکل ۱۹. الگوی جریان با زاویه حمله ۵ درجه و مقدار ورتیسیتیه برای سه نوع بال (الف) با الهام از پر پرندهگان، (ب) با بافل‌های مستطیلی و (ج) ایرفویل استاندارد

در شکل‌های ۲۰ و ۲۱، کانتور سرعت در اطراف ایرفویل ساده Eppler 398 که مبنای بال بادشونده است و مقطع باد شده با بافل‌های با الهام از پر شکل داده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، در جدایش جریان در ناحیه مشخص شده در شکل رخ می‌دهد اما برای مقطع باد شده، جدایش جریان در ناحیه نزدیک به دم مقطع رخ می‌دهد. در نتیجه عملکرد ایرودینامیکی بال بادشونده در این مورد بهتر از



شکل ۲۰. کانتور سرعت در اطراف بال باد شده با بافل‌های با الهام از پر



شکل ۲۱. کانتور جریان در اطراف ایرفویل استاندارد Eppler 398

۴. نتیجه گیری

در این پژوهش، بال‌های باد شونده برای استفاده در پرنده‌های متوسط و کوچک بررسی گردید و یک طرح جدید با الهام از ساختار پر پرندهگان معرفی شد. برای بررسی عملکرد این نوع

بال‌ها و ارزیابی طرح جدید معرفی شده، پنج ساختار متفاوت برای بال باد شونده شامل بال با ساختار مستطیلی، زیگزاگ، مورب، دو ردیفه و طرح جدید با الهام از طبیعت مطالعه شدند. در ابتدا، پارامترهای طراحی این بال‌ها شامل ضخامت دیواره، تعداد بافل‌ها و در برخی موارد زاویه دیواره‌ها با استفاده از قابلیت بهینه‌سازی طراحی نرم‌افزار کامسول بدست آمدند. تابع هدف در این بهینه‌سازی، کاهش وزن بال (معادل کاهش مساحت مقطع بال) و قید بهینه‌سازی نیز فراتر رفتن تنش مقطع از مقدار مجاز بوده است. تحلیل مقطع بال با استفاده از قابلیت نرم‌افزار کامسول برای تحلیل مقاطع تیر انجام شده است. در این مازول، می‌توان نیروهای مقطع شامل نیروها و گشتاورها در سه جهت به نرم‌افزار وارد نموده و توزیع تنش را در داخل مقطع بدست آورد. با انجام مطالعه مقطع روی پنج نوع طرح ذکر شده، مشخص گردید که بال با الهام از طبیعت، ضخامت و مساحت مقطع کمتری در مقایسه با سایر طرح‌ها برای برآوردن شرایط بهینه سازی نیاز دارد.

در گام بعدی، عملکرد بال در شرایط واقعی باد شدن و قرار گرفتن تحت نیروهای وارده برآ و پسا بصورت تحلیل کامل سه‌بعدی بررسی شد. بدین منظور مدل سه‌بعدی بال در نرم‌افزار آباکوس ساخته شد و در دو مرحله، بارها به بال اعمال شد. در مرحله اول، فرایند باد شدن با اعمال فشار به داخل بال و در مرحله دوم بارهای برآ و پسا به سطوح متناظر خارجی اعمال گردید. بدین ترتیب، تنش‌های واقعی بال تحت نیروهای باد شدن و نیروهای ایرودینامیکی بدست آمد. علاوه بر تنش، یکی از معیارهای انسجام ساختاری بال‌های باد شونده، خیز انتهای آزاد بال می‌باشد که در تحلیل سه‌بعدی انجام شده بدست آمد. برای کاهش مقدار این خیز، تعداد بافل‌ها در هر مورد افزایش پیدا کرد و با مقایسه خیز بر

حسب تعداد بافل‌ها، تعداد ۱۰ بافل برای هر بال تعیین گردید.

در گام پایانی، عملکرد ایرودینامیکی بال‌ها با استفاده از تحلیل جریان هوا در اطراف بال باد شده با استفاده از نرم‌افزار فلونت انجام گردید. مطالعه الگوی جریان و نیز نیروهای برآ و پسا بدست آمده توسط شبیه‌سازی‌ها در سرعت و زاویه حمله‌های متفاوت نشان داد که بال با طرح الهام گرفته از طبیعت در این بخش نیز عملکرد بهتری نسبت به طرح اولیه دارد.

۵. مراجع

- [1] S. La, W. Y. Joe, M. Akbar, and B. Alsaidi, Surveys on Skin Design for Morphing Wing Aircraft: Status and Challenges, AIAA Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [2] D. Cadogan, T. Smith, F. Uhelsky, and M. Mackusick, Morphing Inflatable Wing Development for Compact Package Unmanned Aerial Vehicles, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [3] S. D. Landon, S. P. Magleby, and B. D. Jensen, A Compliant Rotating Joint for Deployable Wings on Small UAVs, 31st Mechanisms and Robotics Conference, Parts A and B, ASMEDC, 2007.
- [4] N. A. Dollah, M. R. Saad, and A. CheIdris, Inflatable structure for aerospace application: Historical perspective and future outlook, Journal of Fundamental and Applied Sciences, vol. 9, no. 3S, p. 317, 2018.
- [5] N. Mandlekar, M. Joshi, and B. S. Butola, A review on specialty elastomers based potential inflatable structures and applications, Advanced Industrial and Engineering Polymer Research, vol. 5, no. 1, pp. 33–45, 2022.



- Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [15] A. Simpson, N. Coulombe, J. Jacob, and S. Smith, Morphing of Inflatable Wings, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [16] A. Simpson, M. Usui, S. Smith, and J. Jacob, Aeromechanics of Inflatable Airfoils, 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [17] A. Simpson et al., Flying on air: UAV flight testing with inflatable wing technology, AIAA 3rd Unmanned-Unlimited Technical Conference, Workshop, and Exhibit, vol. 2, pp. 855–869, 2004.
- [6] S. Smith, J. Jacob, R. Jones, S. Scarborough, and D. Cadogan, A High-Altitude Test of Inflatable Wings for Low-Density Flight Applications, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2006.
- [7] Z. Wang and H. Wang, Inflatable Wing Design Parameter Optimization Using Orthogonal Testing and Support Vector Machines, Chinese Journal of Aeronautics, vol. 25, no. 6, pp. 887–895, 2012.
- [8] B. Bezuidenhout, Design methodology for an inflatable membrane aerofoil using numerical shape optimization, PhD Thesis, Stellenbosch University, Stellenbosch, South Africa. 2020.
- [9] P. Gaddam, J. Hill, and J. Jacob, Aerostructural Interaction and Optimization of Inflatable Wings, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [10] J. D. Jacob, S. W. Smith, D. Cadogan, and S. Scarborough, Expanding the Small UAV Design Space with Inflatable Wings, SAE Technical Paper, 2007.
- [11] S. J. I. Walker, A. D. McDonald, T. Niki, and G. S. Aglietti, Initial performance assessment of hybrid inflatable structures, Acta Astronaut, vol. 68, no. 7–8, pp. 1185–1192, 2011.
- [12] K. M. McNamara, W. Carroll, T. Tsukada, B. Loh, and J. D. Jacob, Pressure Maintenance of High-Altitude Inflatable Kite Systems, AIAA Aviation Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [13] A. Brown and E. Johnson, Modeling and Flight Testing of the Longitudinal Dynamics of an Inflatable Wing UAV, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [14] D. Reasor, R. LeBeau, S. Smith, and J. Jacob, Flight Testing and Simulation of a Mars Aircraft Design Using Inflatable Wings, 45th AIAA Aerospace Sciences

۵. پی‌نوشت

1. Taylor Daniel
2. Dollah
3. Mandlekar
4. Smith
5. Zhifei
6. Bezuidenhout
7. Hill
8. Jacob
9. Walker
10. Mcnamara
11. Brown
12. Reasor
13. Simpson
14. Loitering Electronic Warfare Killer
15. Bound Optimization BY Quadratic Approximation
16. Derivative Free

