



شبیه‌سازی عددی آیرودینامیکی - هواصوتی و ساخت یک بال شکل‌پذیر در حالت پیچش حول محور طولی بال

رضا حربی منفرد^{۱*}، محمد طیبی ره‌نی^۲، مسعود زارع^۳

*^۱ - دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، برق و کامپیوتر، دانشگاه آزاد واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

^۲ - استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

^۳ - استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، برق و کامپیوتر دانشگاه آزاد واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

* نویسنده مخاطب: Monfared1368@gmail.com

الگوگیری از بال پرندگان و نحوه پرواز آن‌ها از دیرباز موضوعی جذاب برای بشر بوده است. در سال‌های اخیر به دلیل پیدایش برخی مواد و عملی کردن الگوگیری از پرواز پرندگان، بال‌های شکل‌پذیر تغییر شگرفی در موضوعات علمی پیرامون وسایل نقلیه‌ی هوایی ایجاد کرده‌اند. مطالعه‌ی عددی آیرودینامیکی و هواصوتی یکی از حالات شکل‌پذیری (پیچش حول محور طولی) این نوع بال‌ها هدف این مطالعه، بررسی پارامترهای آیرودینامیکی و هواصوتی یک بال شکل‌پذیر در حالت پیچش برای یک هندسه‌ی شبیه به پهپاد شاهد-۱۲۹ می‌باشد. از دیگر اهداف، معرفی یک روش نوین با استفاده از محرک‌ها برای تغییر شکل بال مورد نظر است. برای این منظور، علاوه بر حل معادلات متوسط‌گیری رینولوز شده‌ی حاکم بر جریان مغشوش، برای محاسبه تنش‌های رینولوز ظاهر شده در این معادلات، با فرض لزجت‌گرایی بوزینسک (Boussinesg)، از مدل اغتشاشی $k-\omega$ SST برای تعیین لزجت مغشوش بهره‌گرفته شده‌است. این معادلات با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت ویرایش... حل گردیده‌اند. نتایج شبیه‌سازی بیان‌گر آن است که با افزایش زاویه‌ی پیچش و زاویه‌ی حمله تا ۱۵ درجه، ضریب برآ و پسا افزایش می‌یابند. همچنین، در زاویه‌ی حمله‌های یکسان، با افزایش زاویه‌ی پیچش، رشد گردابه‌ها زیاد شده و منجر به افزایش کم ضریب برآ در زوایای پیچش بالا می‌شود.

واژه‌های کلیدی: آیرودینامیک، هواصوتی، بال، شکل‌پذیری، پهپاد، آکچویاتور

Aerodynamic/Aeroacoustic Numerical Simulation and Manufacturing of a Sample Morphing Wing in Twisted Mode

R. Harbi Monfared^{1*}, M. Taeibi Rahni², M. Zareh³

^{1*} PhD Student, Department of Mech., Elec., and Comp. Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

² Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

³ Assistant Professor, Department of Mech., Elec., and Comp. Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

*Corresponding Author: Monfared1368@gmail.com

Inspiring from bird's wings and flights has long been a fascinating subject. In recent years, due to advent of materials and implementation of bird's flights, use of morphing wings have created considerable changes in scientific issues related to air vehicles. In this article, for the first time, aerodynamic and aeroacoustic studies of a type of (twist) morphing wing are performed. The main purpose of this article is to numerically investigate aerodynamics and aeroacoustics of a twisted morphing wing for a geometry similar to Shahed-129 UAV. In the manufacturing part of this article, a new method is introduced, which uses actuators to change the wing's shape. In this article, $k-\omega$ SST modeling for turbulent flow and Fluent software were used. Our results show that with increase of twist angle and attack angle of up to 15 degrees, both lift and drag increase. In addition, at the same angle of attack, for high twist angles, increasing twist angle increases the growth of vortices, causing a small increase in lift coefficient.

Keywords: Aerodynamics, Aeroacoustics, Morphing, Wings, Drone, Actuators

علائم و اختصارات

L [m]	مقیاس طولی
P_A [Pa]	فشار صوتی
P_{ref} [Pa]	فشار مرجع
U [m/s]	سرعت متوسط جریان آشفته
$\overline{u'_i u'_j}$ [Pa]	تنش رینولدز
α_ε	ثابت مقیاس
α_0 [m/s]	سرعت صوت
U_t	لزجت گردابه‌ای
U	لزجت
ε	نرخ اتلاف

۱ مقدمه

مطالعه جو صوتیات^۱ به دلیل اهمیت کاهش آلودگی صوتی و ... موضوع تحقیقات بسیاری بوده است و نیاز کشورمان به این علم کاملاً محسوس می‌باشد. پیشرفت‌های اخیر در این زمینه چشمگیر است، و بسیاری از شاخه‌های علمی دیگر به دنبال حل مشکلات و ابداع سیستم‌های جدید با استفاده از آن می‌باشند. یک از موارد مهم تحت بررسی در زمینه‌ی عملکرد صوتیات و آیرودینامیک به‌طور هم‌زمان، بال‌های هواپیماها هستند. برای هواپیماهای بزرگ با پرواز در مسافت‌های طولانی، نیاز چندان‌ی به بهینه‌سازی و بهبود عملکرد در شرایط مختلف پروازی نیست. به دلیل اینکه پرواز کروز به دیگر حالات پروازی غالب است، در صورتی که دیگر هواپیماها مانند هواپیماهای بدون سرنشین می‌بایست در شرایط مختلف پروازی عملکرد مناسبی را داشته باشند. سامانه شکل‌پذیری، یک راه حل مناسب برای این مشکل است. این سامانه هواپیماها را قادر می‌سازد تا در شرایط مختلف پروازی با تطبیق‌پذیری شکل ایرفویل، عملکرد بهینه‌ای را داشته باشد. در سال‌های اخیر پیشرفت‌های زیادی در زمینه‌ی مواد سبک، فناوری محرک‌ها و آئرو‌دینامیک، صورت گرفته است. با توجه به این پیشرفت‌ها، تلاش برای تقلید از نحوه پرواز پرنده‌گان برای بهبود چابکی و عملکرد انجام شده است. به این فناوری بال‌های شکل‌پذیر^۲ گفته می‌شود. بنابراین با توجه به آینده روشن بال‌های شکل‌پذیر در صنعت هوافضا و اهمیت جو صوتیات در جهان، بررسی عملکرد آئرو‌دینامیکی و هواصوتی‌ات این بال‌ها از اهمیت فراوانی برخوردار خواهد بود.

بررسی عملکرد بال‌های شکل‌پذیر از موضوعات روز دنیا بوده و در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است در اواسط قرن بیستم، با پیدایش هواپیماهای جت تجاری، مسأله‌ی نوفه^۳ محیطی موتور آن‌ها فراگیر شد. در سال ۱۹۶۹، مشکل آلودگی صوتی ناشی از ناوگان هوایی، منجر به تصویب قانون فدرال در خصوص حد مجاز نوفه تولیدی هواپیماها در ایالات متحده شد. پس از وضع این قانون جدید، لزوم اندازه‌گیری و انقیاد (مهارکردن^۴) توان صوتی خروجی موتور هواپیماها سبب شد بار دیگر مطالعه‌ی انتشار صدا در جو به‌صورت یک نیاز مطرح گردد و پس از آن تحقیقات (نظری و تجربی) گسترده‌ای در این خصوص صورت گیرد [۱]. هاج و همکاران [۲]، در سال ۲۰۱۴ به بررسی نقش شکل‌پذیری دو پرنده با شبیه‌سازی جریان روی دو بال شکل‌پذیر و صلب پرداخته شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که نیروی جلوبرنده در حالت پرواز ساکن بر اساس شکل بال بسیار ناچیز است. همچنین، تغییر شکل بال باعث افزایش نیروی جلوبرنده می‌شود، که نشان می‌دهد پرنده‌گان صرفاً با استفاده از پیچش و خمش بال، قادر به تولید نیروی جلوبرنده‌ی کافی در حالت پرواز کروز هستند. نتایج همچنین بیان‌گر آن است که این مطالعه باید برای طراحی بهتر وسایل هوایی به‌کار گرفته شود. سیناپوس^۵ و همکاران [۳]، در سال ۲۰۱۴ در غالب یک نظرخواهی به بررسی عملکرد بال‌های انعطاف‌پذیر در اروپا پرداختند. نتایج بیان‌گر آن است که کاهش نوفه توسط محدودسازی فاصله در قسمت جلویی بال اتفاق می‌افتد. همچنین، این کاهش نوفه با جایگزینی مواد تغییرشکل‌پذیر در قسمت عقبی بال به‌جای فلپ^۶ و آرلئون^۷ انجام‌پذیر است. رافیک^۸ و همکاران [۴]، در سال ۲۰۱۶، نیاز به تغییر نگرش طراحی هواپیماهای شکل‌پذیر را مورد ارزیابی قرار دادند. آن‌ها با توجه به تحقیقات انجام شده در سالیان اخیر به این نتیجه رسیدند که نگرش مفهومی طراحی این گونه هواپیماها قبل از ساخت و به‌کارگیری در صنعت می‌بایست تغییر کند. دلیل آن‌ها این بوده است که بیش‌تر تحقیقات انجام شده در این زمینه شامل مفاهیم سازه‌ای، عملگرها، مکانیزم‌ها و برخی تحلیل‌ها بوده است. به عبارتی تقسیم‌بندی‌های شکل‌گرفته بیش‌تر شامل تغییر هندسه‌های رایج مانند زاویه چرخش، خط متوسط خمیدگی، طول بال و هندسه‌های دو-بعدی بوده است. جودین^۹ و همکاران [۵]، در سال ۲۰۱۷ به بررسی دینامیک بال انعطاف‌پذیر با لبه‌ی عقبی مرتعش با اندازه‌گیری‌های زمان و نیرو پرداختند (لبه‌ی جلویی ثابت و فقط لبه‌ی عقبی تغییر شکل می‌دهد). جنس این بال از مواد حافظه‌دار و عملگر آن پیزوالکتریک می‌باشد. در این مقاله اثرات این بال بر روی نیروها شناسایی شده و دامنه‌ی ارتعاشی لبه‌ی عقبی بال نیز تعیین شده است. نتایج بیان‌گر آن است

6. Flap
7. Areleon
8. Rafic
9. Jodin

1. Acoustics
2. Morphing Wings
3. Noise
4. Control
5. Sinapius

قرار نگرفته‌است، لذا در مطالعه حاضر نحوه شکل‌پذیری بال در حالت پیچش و اثر آن بر نمونه تولیدی و مشخصات نیروهای آیرودینامیکی مورد مطالعه عددی و تجربی قرار گرفته‌است. در ادامه، ابتدا مدل فیزیکی مورد مطالعه، مدلسازی ریاضی و روش عددی به‌کار رفته تشریح می‌شود و سپس نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

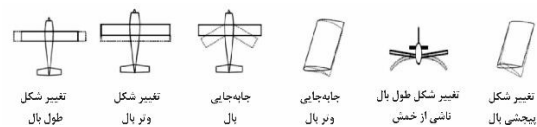
۲ مدل فیزیکی مسأله

مطابق شکل ۱، ۶ نوع حالت شکل‌پذیری برای بال‌ها در نظر گرفته شده است. با توجه به دلایل ذکر شده در بخش قبلی، بال شکل‌پذیر در حالت پیچشی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. جریان تراکم‌ناپذیر با سرعت جریان ورودی ۵۰ متر بر ثانیه و آشفته در نظر گرفته شده است. همچنین، طول وتر بال ۳۵ سانتی‌متر و طول بال ۵/۶ متر در نظر گرفته شده است. همچنین، به دلیل نیاز به ضخامت زیاد برای جایگذاری محرک‌ها و اهرم‌ها از ایرفویل ناکا ۱۴۲۴۱۵ استفاده شده است، البته، می‌توان از ایرفویل‌های با ضخامت کم‌تر نیز استفاده شود؛ در صورتی که محرک‌های کوچک قابل‌دسترس باشند. با توجه به تحقیقاتی میدانی برای طول وتر بال مدّنظر، استفاده از این ایرفویل اولویت پیدا کرده است. طول پهپاد نیز، ۲/۸ متر است. با توجه به نسبت منطقی متناسب با ابعاد واقعی پهپاد شاهد-۱۲۹، این ابعاد به‌دست‌آمده‌اند. همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، طول واقعی پهپاد شاهد-۱۲۹، ۸ متر و نسبت منطقی ۱۶ می‌باشد [۱۱].

با توجه به محدودیت‌های هزینه‌ی محاسباتی، از دوربین، محموله‌ها و بال عقبی صرف‌نظر شده است. با علم به این‌که پروانه بر جریان بالادستی تا حدودی تأثیرگذار است اما، نیاز به دینامیک مش است و در نتیجه، هزینه‌ی محاسباتی فوق‌العاده بالا می‌رود؛ از پروانه در هندسه‌ی مسأله صرف‌نظر شده است. بنابراین، مطابق شکل ۳ هندسه‌ی مسأله تا حدودی شبیه به هندسه‌ی پهپاد شاهد-۱۲۹ است. باید توجه شود که، بررسی موضوعات سازه‌ای، من جمله ایروالاستیسیته جزء فعالیت‌های این تحقیق نمی‌باشد. همچنین، برای صرف‌نظر از صدای موتور (صدای موتورهای جدید نسبت به صدای بال‌ها قابل صرف‌نظر است) پرواز با نیروی جلوبرنده‌ی بدون عامل تولید توان، در نظر گرفته شده است. همچنین، در این مقاله فقط به نوفه تولید شده توسط بال‌ها پرداخته شده است. زاویه‌ی انحراف بال ۰ تا ۱۵ درجه و زاویه‌ی حمله تا ۱۵ درجه در نظر گرفته شده است. دلیل انتخاب این زاویه‌ی پیچش، وجود جریان تراکم‌پذیر

که بسامدهای ارتعاشی ناشی از عملگر پیزوالکتریک در لبه‌ی عقبی بال باعث کاهش نیروی پسا و افزایش نیروی برآ توسط تشکیل ادی‌ها در این ناحیه می‌شود. آمندولا^{۱۰} و همکاران [۶]، در سال ۲۰۱۸ به بررسی فناوری تغییر شکل بال در قسمت آرلئون برای کاهش مصرف سوخت و نوفه تولیدی پرداختند. ژائو^{۱۱} و همکاران [۷]، در سال ۲۰۱۸ به‌مرور تحقیقات انجام شده پیرامون بال‌های شکل‌پذیر در سال‌های اخیر پرداختند. در این مقاله فاصله‌ی اسلت^{۱۲} بال را یکی از عوامل مهم تولید نوفه معرفی کرده است. همچنین، بال‌های شکل‌پذیر در حالت پیچشی قادر به افزایش قابل‌توجه نیروی برآ را دارد. در صورتی که برای این کار در حالت‌های افزایش طول بال و جابه‌جایی بال نیاز به سطح بال زیاد داریم. همچنین تغییر پیچش قادر به افزایش مانورپذیری، افزایش ضریب برآ و کاهش اثرات آشفستگی هوا و تغییرات ناگهانی آن را دارد. یازیک^{۱۳} و همکاران [۸]، در سال ۲۰۱۹ به بررسی مواد بال‌های شکل‌پذیر پرداختند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که مواد حافظه‌دار پلیمری را می‌توان برای این‌ها استفاده کرد. همچنین، این ماده قادر به کاهش جرم کلی بال نیز است. در سال ۲۰۲۰ تانگ و همکاران [۹] به بررسی عددی لبه‌ی عقبی بال شکل‌پذیر در حالت جابه‌جایی وتر بال با استفاده از مواد نانو پرداختند. عدد ماخ ۰/۱۵ و عدد رینولدز ۲۰۰۰۰۰ بود. آن‌ها شروع شکل‌پذیر بال را از محل ۵۰ درصدی طول وتر بال قرار دادند. همچنین، حالت تغییر شکل‌پذیری بال تنها در حالت تغییر وتر بال بود. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که، ضریب برآ و بازده آیرودینامیکی با افزایش زاویه‌ی انحراف وتر بال در زاویه حمله‌های کوچک، افزایش می‌یابد. همچنین، با مقایسه با بال‌هایی که از فلاپ استفاده می‌کنند، به این نتیجه رسیدند که، این بال شکل‌پذیر با تغییر پیوسته، قادر به کاهش نیروی پسا و افزایش بازده آیرودینامیکی است. در انتها نتایج آن‌ها نشان داد که با تحلیل میدان جریان، روش شکل‌پذیری در بال‌ها قادر به تأخیر انداختن جدایش در برخی موقعیت‌های بال‌ها است. زی و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۲۰ به بررسی تأخیر در استال بال، توسط تغییر شکل لبه‌ی عقبی و زاویه‌ی حمله پرداختند. هندسه‌ی مسأله دو-بعدی و ماخ جریان ۰/۱ می‌باشد. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که، نسبت به بال ثابت، هرچه حالت شکل‌پذیری بال بیش‌تر می‌شود، ضریب برآ کاهش می‌یابد (به دلیل اینکه وتر بال به‌صورت منحنی تغییر شکل پیدا نکرده است). همچنین با تغییر شکل وتر بال، پدیده‌ی استال به تأخیر می‌افتد. بررسی مراجع فوق نشان داد که مشخصات آیرودینامیکی و هواسوتی بال‌های شکل‌پذیر در حالت پیچش مورد مطالعه کافی

موضوعی در زوایای بالاتر است که، مغایر با فرض جریان تراکم‌ناپذیر مقاله می‌باشد.



شکل ۱- حالات شکل‌پذیری در بال شکل‌پذیر [۱۲]

طبیعتاً مهم‌ترین چالش تولید این بال، نحوه‌ی پیچش آن است. این عمل توسط محرک‌ها انجام می‌شود. پیشنهاد نویسندگان این مقاله استفاده از سروموتور است. دلیل آن هم، اولاً ارزان‌تر بودن آن است. همچنین، قادر به تنظیم انحراف زاویه‌ی پیچش در هر درجه‌ای می‌باشد. از دیگر نکات مثبت استفاده از سروموتور، توان کافی برای پیچش بال توسط حرکت دورانی است و در نتیجه یک سروموتور کافی می‌باشد. که، این کار باعث تسهیل شدن تولید آن از نظر محدودیت‌های ابعادی درون بال است.

همان‌طور که ابتدا ذکر شد، برای تولید این بال دو دیدگاه وجود دارد. اگر بال از ناحیه‌ی چسبیده به بدنه آغاز به تغییر شکل کند، بهتر است که سروموتور درون پهپاد جاگذاری شود. اما برای دیدگاه دوم سروموتور درون بال یا درون پهپاد قابل جاگذاری است. در شکل ۴ نحوه‌ی تولید بال شکل‌پذیر در حالت پیچش بال نمایش داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، در قسمت ۱ اهرم مورد نظر نشان داده شده است. یک سر اهرم که به شکل استوانه است، به سروموتور متصل می‌باشد؛ تا حرکت دورانی را از سروموتور به انتهای بال انتقال دهد. قسمت انتهایی اهرم نیز درون ایرفویل اکستروود شده جایگذاری می‌شود تا حرکت دورانی را در انتهای بال اعمال کند. باید توجه داشت که انتهای اهرم درون ایرفویل اکستروود شده که معمولاً از جنس چوب خشک است، می‌بایست در دوسر انتهای خود شکل ایرفویل را به خود بگیرد؛ تا چوب در حین چرخش نشکند. به عبارتی، این کار چوب را به دو تیکه تبدیل می‌کند که می‌بایست روی اهرم پیچ شده یا چسبیده شود. در قسمت ۲، ایرفویل اکستروود شده نمایش داده شده است. در قسمت ۳، سروموتور به ابتدای اهرم وصل شده و خود سروموتور درون بدنه‌ی پهپاد قرار می‌گیرد. البته، اگر شکل‌پذیر بال از ناحیه‌ی محموله‌ها شروع شود، می‌توان سروموتور را درون بال قرار داد تا اهرم کم‌تری استفاده شود و در نتیجه، وزن تجهیزات کم‌تر شود. قسمت ۴ که یکی از مهم‌ترین تجهیزات بال شکل‌پذیر است، مشاهده می‌شود. در این قسمت، کامپوزیت با قابلیت ارتجاعی و درعین‌مقاوم در برابر جریان هوا است. وظیفه‌ی این کامپوزیت قابلیت چرخش به بال توسط قسمت چسبیده به ایرفویل اکستروود شده و تحمل وزن بال است. بنابراین، بهتر است که شکل این کامپوزیت، سینوسی باشد. در اینجا یک موج سینوسی در نظر گرفته شده است؛ به طوری که، اهرم از محل خالی موج بگذرد و تداخلی با کامپوزیت نداشته باشد. می‌توان دو موج سینوسی هم برای شکل کامپوزیت در نظر گرفت. به صورتی که یک موج سینوسی قسمت نیمه‌ی بالای ایرفویل و دیگری قسمت نیمه‌ی پایینی آن باشد. که، حدس نویسندگان در مورد ۲ موج سینوسی این است که، مقاومت بیش‌تری در برابر جریان هوا و قابلیت تحمل وزن بیش‌تری



شکل ۴- پهپاد شاهد- ۱۲۹



شکل ۳- هندسه‌ی مسأله

۳ تولید نمونه

برای تولید یک نمونه از چنین بالی دو طرز تفکر وجود دارد. اول اینکه شروع شکل‌پذیری از قسمت چسبیده به بدنه‌ی بال آغاز شود. این مورد نکته‌ی منفی دارد. آن هم، اگر پهپاد دارای تجهیزاتی مانند حمل محموله‌ها باشد؛ به دلیل شرایط موقعیت‌یابی حساس آن‌ها، مشکل به وجود می‌آید. اما می‌توان طرز تفکر دوم را به کار برد و آن هم، شروع شکل‌پذیری بعد از محل قرارگیری محموله‌ها در راستای طول بال^{۱۵} است. در ادامه به نحوه‌ی دقیق تولید یک نمونه از این بال پرداخته می‌شود.

ابتدا باید توجه داشت که تنها به نحوه‌ی تولید یک نمونه از این بال اشاره می‌شود و تمامی ابعاد اجزاء معرفی شده با توجه به شرایط کارکرد قابل تغییر است. اجزاء این بال عبارت‌اند از: محرک‌ها (سروموتور^{۱۶}، عملگرها^{۱۷})، اهرم از جنس فولاد با چگالی سبک یا ماده‌ی دیگری که سبک و در ضمن قابلیت مقاومت در مقابل جریان باد را داشته باشد، چوب خشک برای اکستروود کردن تنها قسمتی از ایرفویل، روکش بال از جنس پلی‌یورتان، سیلیکون، مواد هوشمند و یا موادی که قابلیت ارتجاعی بالا و درعین‌حال سبک باشند و کامپوزیت که روکش روی آن کشیده شود.

17. Actuator

15. Span
16. Servo Motor

معادلات رهیافت URANS:

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial(-u'_i u'_j)}{\partial x_j} \quad (1)$$

معادلات مدل SST:

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right), \quad (2)$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\gamma_1}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right),$$

برای محاسبه صوتیاتی از روش بسامد گسترده^{۱۸} در نرم‌افزار فلونتت استفاده شده است. برخلاف روش مستقیم ویلیام هاوکنگز^{۱۹}، روش بسامد گسترده به حل گذرا برای هر معادله دینامیک سیالات محاسباتی نیاز نداشته و برای کانال‌ها و محفظه‌های بسته نیز قابل استفاده است. روش حل در این رابطه بدین صورت می‌باشد که ابتدا با استفاده از معادله ناویراستوکس میانگین^{۲۰} پارامترهایی مانند میدان فشار، سرعت، انرژی جنبشی مغشوش و نرخ اتلاف به‌دست آمده و سپس در معادله بسامد گسترده استفاده می‌شود. بنابراین استفاده از این روش، کم‌ترین هزینه زمانی را دارد [۱۴، ۱۵].

پرودمن^{۲۱} [۱۴]، با استفاده از تحلیل صوتی لایتهیل^{۲۲}، رابطه‌ای برای توان صوتی تولیدشده توسط جریان مغشوش همسانگرد^{۲۳} بدون جریان میانگین به‌دست آمده آورد. لیلی^{۲۴} [۱۶]، این رابطه را با در نظر گرفتن تغییرات زمانی بهبود بخشید. توان صوتیاتی^{۲۵} عبارت است از:

$$P_A = \alpha \rho \left(\frac{u^*}{l} \right) \frac{u^{\Delta}}{\alpha_{\Delta}} \quad (3)$$

که در این رابطه u ، l و α_{Δ} به ترتیب سرعت جریان مغشوش، مقیاس طولی و سرعت صوت می‌باشد. همچنین α در رابطه (۳) ثابت مدل می‌باشد. با در نظر گرفتن انرژی جنبشی مغشوش، k و نرخ اتلاف، ϵ رابطه (۴) به‌دست آمده می‌آید:

$$P_A = \alpha_{\epsilon} \rho_{\epsilon} M_t^{\Delta} \quad (4)$$

که در آن:

$$M_t = \frac{\sqrt{2k}}{\alpha_{\epsilon}} \quad (5)$$

در رابطه (۵)، α_{ϵ} به‌عنوان ثابت مقیاس مطابق کار سارکار و همکاران [۱۷]، برای شبیه‌سازی جریان همسانگرد، ۰٫۸ در نظر

را دارد. اما قابلیت ارتجاعی آن برای پیچش کم می‌شود. باید توجه داشت که موج سینوسی در محل برخورد با ایرفویل می‌بایست صاف باشد. دلیل آن هم این است که محلی که قرار است به روکش چسبیده شود، سطح بیش‌تری را نسبت به حالت منحنی داشته باشد. در قسمت ۵، روکش بال اضافه شده است. با توجه به وزن بال و قابلیت ارتجاعی روکش ضخامت آن از ۱ میلی‌متر تا مقدار بیش‌تر می‌تواند تغییر کند. طبیعی است که هرچه ضخامت بیش‌تر می‌شود، مقاومت آن در برابر جریان هوا بیش‌تر شده اما، وزن آن هم بیش‌تر و قابلیت پیچش آن کم‌تر می‌شود. در قسمت ۶، پهنای نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، سروموتور درون بدنه‌ی پهنای قرار گرفته شده است. در مجموع باتوجه به شرایط محیط این بال به کنترل‌کننده‌ی پهنای این امکان را می‌دهد تا در زاویه‌های انحراف دلخواه، بهترین عملکرد را داشته باشد.



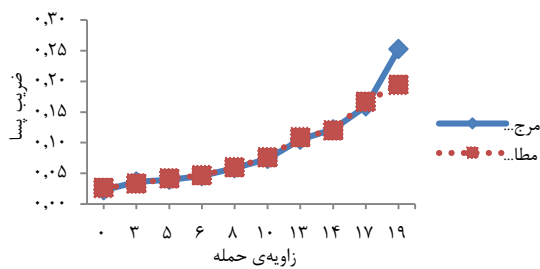
شکل ۴- نحوه تولید یک نمونه بال شکل‌پذیر در حالت پیچش بال

۴ مدل‌سازی ریاضی

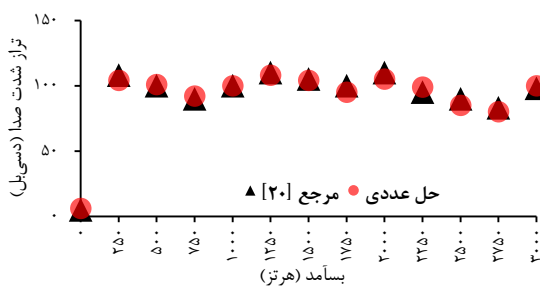
باتوجه به اینکه در این تحقیق از نرم‌افزار تجاری استفاده شده، صرفاً خلاصه‌ای از معادلات و روابط مربوطه آورده می‌شود. توجه شود که رهیافت مورد استفاده در این تحقیق URANS و مدل آشفتگی مربوطه SST- kw می‌باشد. ذیلاً اهم معادلات رهیافت و مدل آشفتگی فوق‌الذکر [۱۳] آمده است:

22. Lighthill
23. Isotropic
24. Lilley
25. Acoustic Power

18. Broadband Noise
19. Fows-William-Hawkings
20. Reynolds Average Navier Stokes (RANS)
21. Proudman



شکل ۵- اعتبارسنجی مقایسه بین نتایج آزمایشگاهی (۱۹)) و نتایج مطالعه حاضر برای ضریب پسا (ناکا ۲۴۱۵)



شکل ۶- اعتبارسنجی مقایسه بین نتایج (۲۰)) و نتایج مطالعه حاضر برای تراز شدن صدا (ناکا ۲۴۱۵)



شکل ۷- استقلال از شبکه با توجه به هندسه و شرایط فیزیکی مسأله

جدول ۱- مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه ۰ درجه بال ساده

درصد خطا	ضریب پسا	درصد خطا	ضریب برآ	نتایج آزمایشگاهی [۲۱]
	۰/۰۱۲۴		۰/۰۷۰۱۷	S- A
۲۱/۱۷	۰/۰۰۹۹	۲۶/۹۱	۰/۰۵۳۱۲	k- ε
۱۶/۹۴	۰/۱۰۳	۱۵/۸۲	۰/۰۵۹۱۰	k- ω B- L
۳/۲۳	۰/۰۱۲۰	۲/۷	۰/۰۶۸۲۸	k- ω SST
۰/۸۹	۰/۰۱۲۳۰۱	۰/۳۶	۰/۶۰۹۹۱	

گرفته شده است. با توجه به موارد گفته شده تراز شدت صدا برحسب دسی‌بل عبارت است:

$$L_p = 10 \cdot \log \left(\frac{P_A}{P_{ref}} \right) \quad (۶)$$

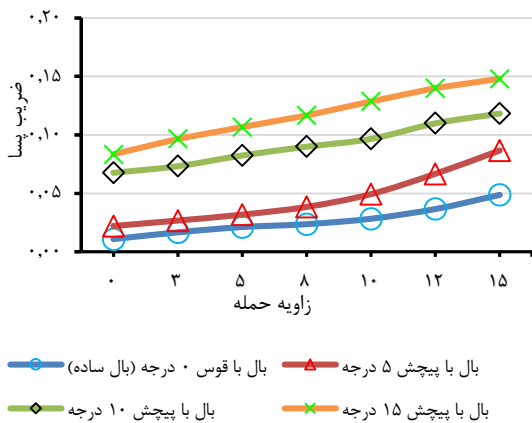
که P_{ref} به عنوان توان صوتی مرجع $\frac{W}{m^2}$ 10^{-12} است.

۵ متدولوژی عددی

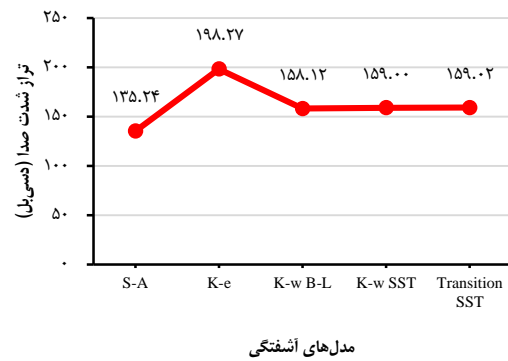
در این تحقیق، برای گسسته‌سازی معادلات از روش ماسل^{۲۶} استفاده شده است. دلیل آن هم، نیاز به دقت مناسب مخصوصاً برای روابط هواسوتی است. در این روش از یک محدودکننده شیب^{۲۷} استفاده می‌شود تا از نوسانات حل عددی جریان در ناپیوستگی‌ها و دیگر نواحی، جلوگیری شود. همچنین، استفاده از این روش، به دلیل استفاده از سلول‌های بیش‌تری در حل، منجر به افزایش دقت می‌شود برای اعتبارسنجی یک بال ناکا ۲۴۱۵ با کار قدس و همکاران [۱۸]، مقایسه شده و مطابق شکل ۵ برای مدل آشفتگی k- ω- SST ضریب پسای مطالعه حاضر و نتایج مقاله باهم سازگار هستند. همچنین، جهت اعتبارسنجی نتایج هواسوتی، نتایج مطالعه‌ی حاضر با نتایج [۱۹] مقایسه شده است (شکل ۶). که، نتایج مطالعه حاضر قابل قبول می‌باشد. به دلیل این‌که تراز شدت صدا در مسئله حساس‌ترین پارامتر است؛ این پارامتر برای شبکه‌سازی درج شده است. لازم به ذکر است که پارامترهای آیرودینامیکی نیز محاسبه شده است. با توجه به نتایج هواسوتی برای مدل‌های مختلف در شرایط مسأله، همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود نتایج، برای سه مدل آخر یکسان است. بنابراین، بازهم مدل k- ω- SST برای حل جریان، اولویت دارد. برای شبکه‌بندی از $y+ = 1$ استفاده شده است. دلیل آن هم، این است مدل آشفتگی k- ω- SST در ناحیه‌ی زیرلایه‌ی لزج^{۲۸} بسیار قوی عمل می‌کند.

در این مقاله از نرم‌افزار فلوئنت و روش FVM استفاده شده است. برای حل تکراری سیال نیز از روش گوس‌سایدل بهره برده شده است. معادله‌ی URANS معادلات آشفتگی S- A، k- ε، k- ω- BL و k- ω- SST مقایسه شده است. همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، برای یک بال در شرایط فیزیکی مسأله مورد نظر، مناسب‌ترین مدل آشفتگی k- ω- SST است. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، از یک مقدار تعداد شبکه به بعد، نتایج یکسان می‌شود. بنابراین شبکه‌ی بهینه به‌دست آمد.

همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه‌ی حمله، ضریب پسا برای تمامی زاویه‌ی پیچش‌ها زیاد می‌شود. همچنین، مطابق شکل، ضریب پسا نیز به دلیل رشد فزاینده‌ی گردابه‌ها در زوایای حمله‌ی یکسان، با شیب سریع‌تری صورت می‌گیرد. در ضمن، مشاهده می‌شود که هرچه زاویه‌ی پیچش بیش‌تر شود، ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد. که، این موضوع طبیعی است، زیرا سطح بیش‌تری در مقابل جریان هوا قرار می‌گیرد. با توجه به توضیحات ذکر شده، بازده آیرودینامیکی بال مورد مطالعه مطابق شکل ۱۱ به‌دست می‌آید. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بیش‌ترین بازده آیرودینامیکی در حالت پروازی کروز متعلق به بال شکل‌پذیر در زاویه‌ی پیچش ۵ درجه و کم‌ترین آن مربوط به بال ساده است. با افزایش زاویه‌ی حمله، تا حدود ۵ درجه، بال شکل‌پذیر همچنان بیش‌ترین بازده آیرودینامیکی را دارد. اما با افزایش زاویه‌ی حمله، بال ساده، بازده آیرودینامیکی را دارد. این تغییرات غیرخطی نشان می‌دهد که، به‌خاطر شکل پیچشی بال شکل‌پذیر به دلیل افزایش ضریب پسا در زاویه‌ی پیچش‌های بالا و کاهش شیب فزاینده‌ی ضریب برآ به دلیل رشد شدید گردابه‌ها، بازده آیرودینامیکی برای این بال کاهش می‌یابد. همچنین در این شکل نشان داده شده است که، بال شکل‌پذیر در زاویه‌ی پیچش ۱۵ درجه تقریباً در تمامی زوایای حمله، کم‌ترین بازده آیرودینامیکی را دارا است. هرچه زاویه‌ی پیچش بیش‌تر شود، بازده آیرودینامیکی نیز کاهش می‌یابد. مطابق انتظار هرچه زاویه‌ی پیچش بیش‌تر شود، به‌دلیل رشد گردابه‌ها، تراز شدت صدا نیز بیش‌تر می‌شود. همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، تقریباً به‌صورت خطی، هرچه زاویه‌ی حمله و زاویه‌ی پیچش بیش‌تر شود، مقدار نوفه‌ی^{۲۹} تولیدی نیز افزایش می‌یابد.



شکل ۱۰- بررسی ضریب پسی بدنه و بال شکل‌پذیر پهپاد در حالت پیچشی برای زوایای پیچش مختلف.

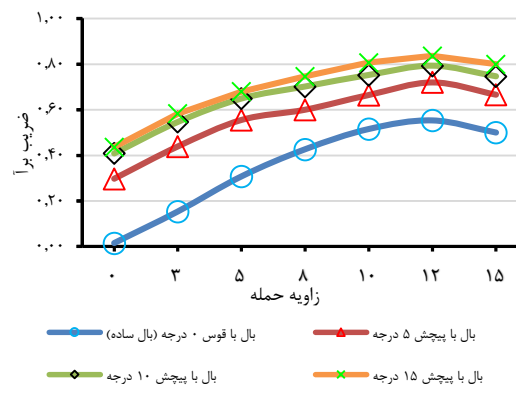


شکل ۸- مقایسه‌ی مدل‌های آشفتگی در محاسبه تراز شدت صدا

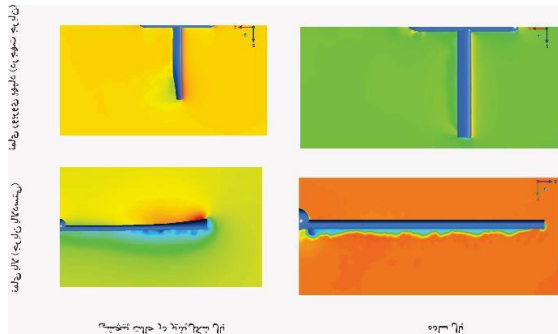
۶ نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اهداف شبیه‌سازی عددی هندسه‌ی شبیه به پهپاد شاهد- ۱۲۹ با بال‌های شکل‌پذیر در حالت پیچشی و نحوه‌ی تولید یک نمونه آن می‌باشد. نحوه‌ی تولید یک نمونه این بال پیش از این توضیح داده شد. بنابراین در این بخش به نتایج شبیه‌سازی آیرودینامیکی و هواسوتی در نرم‌افزار فلوئنت پرداخته می‌شود.

همان‌طور که در شکل ۹ ملاحظه می‌شود، با افزایش زاویه‌ی حمله، ضریب برآ نیز برای تمامی زوایای پیچش افزایش می‌یابد. همچنین، به دلیل رشد فزاینده‌ی گردابه‌ها در زوایای پیچش بالاتر، در زاویه حمله‌های یکسان، افزایش ضریب برآ با شیب کمتری همراه است. از شکل نتیجه می‌شود که، بال شکل‌پذیر در حالت پیچشی برای تمامی زوایای حمله از بال ساده ضریب برآی بیش‌تری دارد. همچنین، برای حالت پروازی کروز و حتی صعود نیز، این بال قادر به جایگزینی به‌جای فلپ هست.

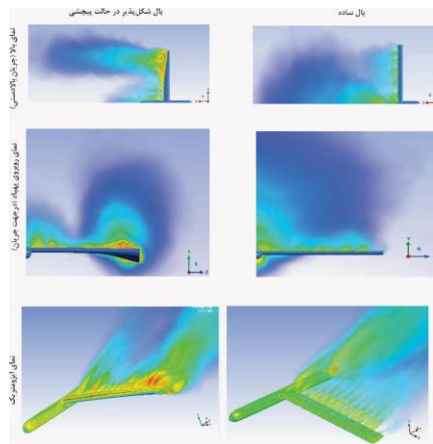


شکل ۹- بررسی ضریب برای بدنه و بال شکل‌پذیر پهپاد در حالت پیچشی برای زوایای پیچش مختلف

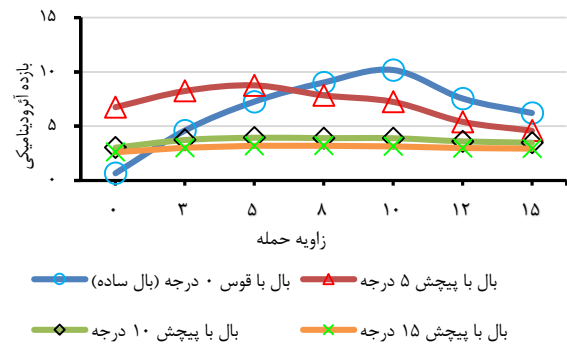


شکل ۱۴- توزیع فشار در دو نما برای پهناد با بال‌های ساده و شکل‌پذیر (پیش) در زاویه حمله ۱۵ درجه

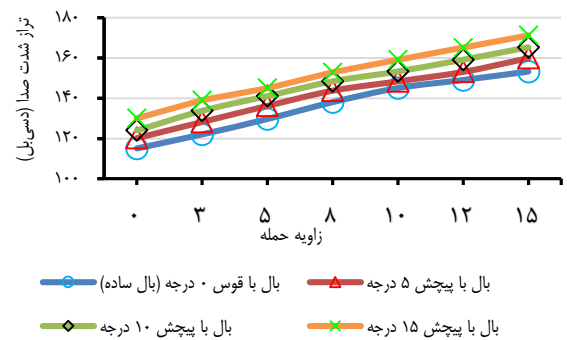
شکل ۱۵ نشان‌دهنده ناحیه‌ی انتشار صدا در سه نمای بالا (جریان بالادستی)، روبرو و ایزوتروپیک در زاویه حمله ۱۵ درجه برای پهناد با دو حالت بال ساده و بال شکل‌پذیر در حالت پیشی است. پهناد با بال ساده در سمت راست و با بال شکل‌پذیر در حالت پیشی با زاویه منحنی ۱۵ درجه، در سمت چپ نمایش داده شده است. در شکل، رنگ آبی پررنگ، کم‌ترین مقدار نوفه و رنگ قرمز نشان‌دهنده بیش‌ترین مقدار نوفه است. همچنین، x در جهت جریان، y عمود بر جهت جریان و z در امتداد طول بال را نشان می‌دهد. همان‌طور که در نمای بالا، ملاحظه می‌شود، ناحیه‌ی انتشار بال ساده بیش‌تر بوده اما، نوفه‌ی کم‌تری تولید می‌کند. بالعکس، بال شکل‌پذیر در قسمت انتهایی بال، دارای ناحیه‌ی انتشار صدای بزرگی هست. نمای روبرو نشان می‌دهد که، انتشار صدای بال ساده بیش‌تر است؛ اما، احتمالاً به دلیل این که در بال شکل‌پذیر، به‌خاطر شکل پیشی بال، گردابه‌ها در نواحی نزدیک بال به‌سرعت کوچک شده و در همان مناطق به صدا و حرارت تبدیل می‌شوند، ناحیه‌ی انتشار صدا کوچک می‌باشد. در نمای ایزومتریک، ناحیه‌ی انتشار صدا به‌همراه میزان تغییرات صدا در روی پهناد نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که، در قسمت تماس بال و جریان هوا نوفه‌ی حداکثری تولید می‌شود. همچنین، در جهت عمود بر جهت جریان بر روی بال، میزان نوفه‌ی تولیدی به حداقل مقدار خود می‌رسد. همچنین، نوک بدنه‌ی پهناد دارای نوفه‌ی تولیدی بسیار کمی است.



شکل ۱۵- ناحیه‌ی انتشار صدا در سه نما برای پهناد با بال‌های ساده و شکل‌پذیر (پیش) در زاویه حمله ۱۵ درجه

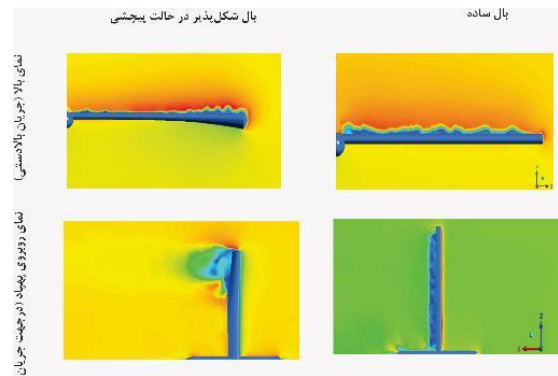


شکل ۱۱- بررسی بازده آیرودینامیکی بدنه و بال شکل‌پذیر پهناد در حالت پیشی برای زوایای پیشی مختلف



شکل ۱۲- بررسی تراز شدت صدای بدنه و بال شکل‌پذیر پهناد در حالت پیشی برای زوایای پیشی مختلف

در شکل ۱۳ و شکل ۱۴ به ترتیب توزیع فشار و سرعت برای پهناد با بال‌های ساده و شکل‌پذیر (پیش) در زاویه حمله ۱۵ درجه نمایش داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، در بال حالت پیشی در نزدیکی انتهایی بال، یک ناحیه‌ی مرده با سرعت جریان بسیار کم (ناحیه‌ی جدایش) تشکیل شده است. به دلیل تشکیل گردابه‌های بیشتر صدای بیشتری نیز نسبت به بال ساده تولید می‌شود. همچنین، در توزیع فشار نشان داده شده که در ناحیه‌ی انتهایی و عقب بال یک ناحیه‌ی کم فشار بزرگ‌تر نسبت به بال ساده وجود دارد که نشان می‌دهد اختلاف فشار بالا و پایین بال در این قسمت بیشتر است (افزایش برآ).



شکل ۱۳- توزیع سرعت در دو نما برای پهناد با بال‌های ساده و شکل‌پذیر (پیش) در زاویه حمله ۱۵ درجه

- Biocomposites, Fibre- Reinforced Composites and Hybrid Composites*: Elsevier, pp. 181- 198, 2019.
- [9] H. Fengqian, T. Tao, G. Yuan, L. Yimeng, Y. Shenghui, and L. Jian, "Continuous morphing trailing- edge wing concept based on multi-stable nanomaterial," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, no. 7, pp. 219- 231, 2021.
- [10] K. Zi, L. Daochun, J. Xiang, and C. Cheng, "Delaying stall of morphing wing by periodic trailing- edge deflection," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, no. 2, pp. 493- 500, 2020.
- [11] Shahed- 129 [Online]. Available: [Http://Www.Vaja.Ir/Portal/Home](http://Www.Vaja.Ir/Portal/Home)
- [12] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, "A review of morphing aircraft," *Journal of intelligent material systems and structures*, vol. 22, no. 9, pp. 823- 877, 2011.
- [13] S. T. C. K. A. Hoffman, "Computational Fluid Dynamics," *Engineering Education System*, vol. 2, no. 14, pp. 28- 29, 2000.
- [14] B. Mühlbauer *et al.*, "Evaluation of the RPM-CN approach for broadband combustion noise prediction," in *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference)*, 2009, p. 3285.
- [15] J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 264, no. 1151, pp. 321- 342, 1969.
- [16] I. Proudman, "The generation of noise by isotropic turbulence," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, vol. 214, no. 1116, pp. 119- 132, 1952.
- [17] G. M. Lilley, "The radiated noise from isotropic turbulence revisited," Institute For Computer Applications In Science And Engineering Hampton VA1993.
- [18] S. Sarkar and M. Y. Hussaini, "Computation of the sound generated by isotropic turbulence," 1993.
- [19] M. Ghods, "Theory of Wings and Wind Tunnel Testing of a NACA 2415 Airfoil," *Technical Communication for Engineers, University of British Columbia*, 2001.
- [20] M. S. Genç, İ. Karasu, H. H. Açikel, M. T. Akpolat, and G. Özkan, "Acoustic control of flow over NACA 2415 aerofoil at low Reynolds numbers," *Sustainable Aviation: Energy and Environmental Issues*, pp. 375- 420, 2016.
- [21] A. Esmailpour, "Arzyabi Amalkard ModelhayemJaryan Ashofte B- L, K- ε, S- A, k- ω, SST," MS.C, Sharif University, 1389 (in Persian).

در این تحقیق به بررسی نحوه‌ی تولید یک نمونه بال شکل‌پذیر در حالت پیچشی پرداخته شد. سپس، شبیه‌سازی عددی آیرودینامیکی و هواسوتی این بال برای هندسه‌ی شبیه به پهپاد شاهد-۱۲۹ انجام شد. توجه شود که در این تحقیق فقط یکی از ۶ حالات شکل‌پذیری (پیچش) مورد مطالعه قرار گرفته و از طرفی کلیه‌ی نتیجه‌گیری‌ها براساس مقایسه‌ی شکل‌پذیری پیچشی در مقایسه با بال ساده می‌باشد. نتایج این تحقیق بیان‌گر آن است که اگر برای یک پهپاد تنها افزایش ضریب برآ اهمیت داشته باشد، بال شکل‌پذیر در حالت پیچش برای حالات پروازی کروز و صعود مناسب است. همچنین، با افزایش زاویه‌ی پیچش می‌توان از این بال برای فرود پهپاد نیز استفاده شود. از طرفی، در حالت کروز، بال شکل‌پذیر بیش‌ترین بازده آیرودینامیکی را دارد. از دیگر نتایج این مقاله بحث پیرامون پارامترهای هواسوتی بال ساده و بال شکل‌پذیر است. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش زاویه‌ی پیچش و زاویه‌ی حمله، تراز شدت صدا افزایش می‌یابد. نهایتاً، براساس این نتایج این تحقیق ناحیه‌ی انتشار صدا برای پهپاد با بال ساده بیش‌تر از بال شکل‌پذیر در حالت پیچش بال می‌باشد. دلیل این امر می‌تواند تبدیل شدن سریع گردابه‌های بزرگ به کوچک و انتقال انرژی آن‌ها به صدا و حرارت در مناطق نزدیک به بدنه و بال باشد.

۷ منابع

- [1] U. Ingard, *Notes on acoustics*. Laxmi Publications, Ltd., 2010.
- [2] M. Ghommem, M. R. Hajj, P. S. Beran, and I. K. Puri, "Role of wing morphing in thrust generation," *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, vol. 4, no. 3, p. 032003, 2014.
- [3] M. Sinapius, H. P. Monner, M. Kintscher, and J. Riemenschneider, "DLR's morphing wing activities within the European network," *Procedia Iutam*, vol. 10, pp. 416- 426, 2014.
- [4] R. M. Ajaj, C. S. Beaverstock, and M. I. Friswell, "Morphing aircraft: The need for a new design philosophy," *Aerospace Science and Technology*, vol. 49, pp. 154- 166, 2016.
- [5] G. Jodin *et al.*, "Dynamics of a hybrid morphing wing with active open loop vibrating trailing edge by time- resolved PIV and force measures," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 74, pp. 263- 290, 2017.
- [6] G. Amendola, I. Dimino, A. Concilio, R. Pecora, F. Amoroso, and M. Arena, "Morphing Aileron," in *Morphing Wing Technologies*: Elsevier, 2018, pp. 547- 582.
- [7] D. Li *et al.*, "A review of modelling and analysis of morphing wings," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 100, pp. 46-62, 2018.
- [8] M. M. Yazik and M. Sultan, "Shape memory polymer and its composites as morphing materials," in *Failure Analysis in*