



بررسی عددی رفتار جریان در اطراف ایرفویل تغییر شکل پذیر الاستیک در راستای وتر

سید اسماعیل رضوی، میرحسین نگهبان*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران،

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۶/۰۸/۲۶
بازنگری: ۱۳۹۶/۱۱/۱۳
پذیرش: ۱۳۹۶/۱۱/۳۰
ارائه آنلاین: ۱۳۹۶/۱۲/۰۱

کلمات کلیدی:

ایرفویل تغییر شکل پذیر
جریان گذر صوت
تغییر شکل الاستیک
جریان تراکم پذیر
موج ضربه‌ای

خلاصه: در پژوهش حاضر، جریان در اطراف ایرفویل تغییر شکل پذیر در رژیم گذر صوت به صورت عددی مطالعه شده و روش تعامل سیال-سازه برای تحلیل رفتار جریان در حین تغییر شکل ایرفویل به کار گرفته شده است. تمامی شبیه سازی ها در نرم افزار کامسول در حالت دوبعدی و به صورت پایا انجام یافته است. میدان جریان و ایرفویل تغییر شکل پذیر بر اساس فرمول بندی لاگرانژی-اولری قراردادی حل گردیده و بدلیل تطبیق سازی بهتر میدان جریان و مرز های تغییر شکل پذیر در این فرمول بندی، شبکه محاسباتی بعد از تغییر شکل اعوجاج کمتری دارد. مدل آشفتنه تک معادله‌ای Spalart-Allmaras که مدل مناسبی برای جریان های ایرودینامیکی است، برای حل جریان آشفتنه اطراف ایرفویل به کار گرفته شده است. برای مدل سازی تغییر شکل پذیری الاستیک در راستای وتر، ایرفویل توسط بار گسترده متغیر سهموی در لبه حمله و فرار ایرفویل بارگذاری می شود. مدل شبیه سازی شده با نتایج به دست آمده از ایرفویل صلب در زوایای حمله مختلف مقایسه شده و نتایج حاکی از بهبود قابل توجه پارامترهای ایرودینامیکی در مقایسه با ایرفویل صلب است. نتایج نشان می دهد که تغییر شکل ایجاد شده در راستای وتر، بهترین شرایط پروازی را برای حالت کروز به وجود می آورد.

۱-مقدمه

بهبود ایرودینامیکی اجسام پرنده در شرایط مختلف پروازی یکی از مسائل مهم در صنعت هوانوردی است و امروزه توسط محققان زیادی مطالعه می شود. بال های هواپیما به گونه ای طراحی می شوند که بیشترین بازده به شرایط پروازی کروز تخصیص داده می شود و در سایر شرایط پروازی مانند برخاستن، فرود آمدن و کنترل ارتفاع، عملکرد بهینه خود را از دست می دهند [۱]. تغییر شکل هوشمند در پیکربندی بال موجب بهبود عملکرد ایرودینامیکی هواپیما می شود، به عبارتی بال تغییر شکل پذیر شکل خود را با شرایط پروازی موجود تطبیق داده و برای هر شرایط پروازی پیکربندی خاصی را تولید می کند [۲]. شرایط پروازی مختلف به این معنی است که یک پیکربندی منحصر به فردی که موجب بهبود بازده ایرودینامیکی و مانورپذیری شود، امکان پذیر نیست. ایرفویل الاستیک به طور قابل ملاحظه ای باعث بهبود عملکرد هواپیماهای آینده خواهد شد. یک

مسأله اساسی در این زمینه این است که سازه (بال هواپیما) باید به اندازه کافی مستحکم باشد تا تحت نیروهای ایرودینامیکی دچار تغییر شکل نشود. از سوی دیگر، باید قابلیت انعطاف پذیری برای تغییر شکل الاستیک را داشته باشد [۳]. با پیشرفت مواد هوشمند، می توان تغییر شکل پذیری را به صورت فعال کنترل نمود، به این معنی که هیچگونه تغییر شکل غیر قابل پیش بینی در پیکره بال ایجاد نشود. این باعث خواهد شد هواپیما به صورت هوشمند پیکربندی بال های خود را نسبت به شرایط پروازی خاص تغییر دهد. یک بال تغییر شکل پذیر در شرایط پروازی کروز، می تواند نسبت برآ به پسا را ۱۰ الی ۲۰ درصد افزایش دهد [۴].

از نظر تاریخچه، بال های تغییر شکل پذیر مشکلاتی از جنبه های گوناگون مانند هزینه، پیچیدگی و وزن داشته اند که همین موضوع باعث عدم پیشرفت چشمگیر این بال ها تا به امروز شده است. پیشرفت های اخیر در مواد هوشمند بر بسیاری از این موانع فائق آمده است [۵]. با به کارگیری مواد هوشمند به عنوان سازوکار اساسی

* نویسنده عهده دار مکاتبات: mirhosseinnegahban@yahoo.com

بال‌های تغییر شکل‌پذیر، امروزه شاهد پیشرفت‌های زیادی در این زمینه هستیم [۶].

به خاطر مزایای زیاد بال‌های الاستیک، تلاش‌های زیادی در این زمینه انجام یافته است. تای و لیم [۷] به صورت عددی تأثیر ارتجاع فعال در راستای وتر بر روی نیروی برآ و پیشرانش را در سه نوع ایرفویل مختلف بررسی کردند. نتایج نشان داد که با انتخاب لبه فرار به عنوان مرکز خم‌شدگی، بازده تا ۷۶ درصد افزایش می‌یابد. گیلبرت [۸] سازوکار بال‌های الاستیک با حرکت روان و تغییر شکل شکم در لبه فرار و لبه حمله را مورد مطالعه قرارداد. یافته‌های او بر مؤثر بودن این نوع بال‌ها تأکید داشت. او بیان داشت که این نوع بال‌ها در بالا بردن قدرت مانور یک هواپیمای جنگنده که دارای بیشینه ماخ ۲ است، بسیار مؤثر است. حریری [۹] با بررسی عددی جریان لزج ناپایدار دو بعدی در اطراف اجسام الاستیک، تأثیر الاستیسیته در راستای وتر را در ایرفویل بالا و پایین رونده مطالعه کرد. نتایج نشان داد که در حالت الاستیک، هم توان ورودی و هم توان خروجی افزایش می‌یابد، اما نسبت توان خروجی به ورودی بیشتر است. با در نظر گرفتن میزان مصرف سوخت و قابلیت بارگذاری، زدروچ و هیلینگ [۱۰] بال‌های تغییر شکل‌پذیر را پاسخی مناسب برای این نیازها دانستند. اسپیرلت [۴]، مفاهیم متنوعی را برای طراحی پیکربندی بال‌های تغییر شکل‌پذیر ارائه داد که شامل پیچش و تغییر شکل حول وتر ایرفویل بود. فینخام و فریسول [۱۱] یک مدل بهینه‌سازی را برای سامانه تغییر شکل‌پذیر ارائه دادند که اجازه می‌داد محدودیت‌های سامانه از آغاز طراحی در نظر گرفته شود. در یک مطالعه جامع، ویسشار [۱۲] تاریخچه، پیشرفت‌ها و پسرفت‌های بال‌های تغییر شکل‌پذیر را بیان نمود و در مورد تمامی فعالیت‌های دولت آمریکا در این زمینه بحث نمود. مالیک و همکاران [۱۳] پیشرفت‌ها و کاربرد روش مؤثر تعامل سیال با سازه برای شبیه‌سازی بال‌های الاستیک را به طور خلاصه بیان کردند. در این مطالعه، کاربرد یک روش مؤثر تعامل سیال و سازه برای شبیه‌سازی بال الاستیک میکرو سازه‌های هوایی بررسی شد. همانطور که گفته شد، امروزه مواد هوشمند، از جمله پیزوالکتریک‌ها و آلیاژهای حافظه دار به عنوان سازوکار تغییر شکل الاستیک مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این رابطه، دیلیپ و همکاران [۲] به صورت آزمایشی سازوکاری برای تغییر شکل ایرفویل الاستیک با استفاده از مواد هوشمند معرفی نمودند به گونه‌ای که

این مواد بتوانند ضخامت شکم بال را تغییر دهند. چیناسامی و چن [۱۴] یک طرح پارامتری برای خم شدن لبه فرار ایرفویل ارائه دادند و به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند. آنها برای شبیه‌سازی ایرفویل تغییر شکل‌پذیر از تیر یک سر گیردار با بار گسترده متغیر استفاده نمودند. جکوب و همکاران [۱۵] با استفاده از یک محرکه پیرو الکتریک قسمتی از سطح فوقانی ایرفویل که با یک غشای الاستیک پوشش داده شده بود را در حالت نوسانی و اعداد رینولدز پایین بررسی کردند. نویون [۱۶] تأثیر تغییر شکل بال در راستای وتر را بر روی سه نوع سازوکار ایرودینامیکی ناپایا مورد مطالعه قرار داد. از نقطه نظر بازده جلوبرندگی و تولید نیروی پیشرانش به واسطه تغییر شکل در راستای وتر، پرمپرانبارک و همکاران [۱۷] به طور آزمایشی تأثیر الاستیسیته حول وتر را بر روی بازده جلوبرندگی مورد بررسی قرار دادند، نتایج نشان دهنده افزایش ۳۶ درصدی بازده نسبت به ایرفویل صلب بود. کانگ و همکاران [۱۸] تأثیر الاستیسیته ایزوتروپیک در راستای دهنه و وتر بال را در تولید نیروی پیشرانش و بازده جلوبرندگی بررسی نمودند.

در پژوهش حاضر، تأثیر الاستیسیته حول وتر ایرفویل بر روی عملکرد ایرودینامیکی در رژیم گذر صوت بررسی شده است. از مدل اجزا محدود دو بعدی استفاده شده و معادلات ناویر-استوکس در شبکه در حال حرکت حل شده‌اند تا اجازه جابه‌جایی مرزها به خاطر تغییر شکل ایرفویل داده شود. در نهایت مدل شبیه‌سازی شده در زوایای حمله و زوایای تغییر شکل (انحراف) مختلف تحلیل شده و نتایج به دست آمده با نتایج حاصل از ایرفویل صلب مقایسه شده‌اند.

۲- معادلات حاکم و روش عددی

۲-۱- تعامل سیال و سازه^۱

تعامل سیال و سازه گونه‌ای از مسائل کوپل شده است که وابستگی سیال و سازه‌های مکانیکی را مورد بررسی قرار می‌دهد. رفتار جریان وابسته به شکل و حرکت سازه می‌باشد و تغییر شکل سازه وابسته به نیروهایی است که به سازه وارد می‌شوند. تعامل سیال و سازه در جاهای مختلف اعم از علوم مهندسی، پزشکی و زندگی روزمره قابل مشاهده است. زمانی تأثیر این تعامل قابل توجه خواهد بود که وابستگی اثر و پاسخ (عمل و عکس‌العمل) شدید باشد.

سیال، مدل آشفته اسپالارت آلماراس^۳ به کار گرفته شده است. این مدل آشفته یک مدل تک معادله‌ای است که یک معادله انتقال مدل سازی شده را برای لزجت دینامیکی آشفته (ν_t) حل می‌کند. این مدل به طور خاص برای کاربردهای هوافضا و جریان‌های ایرودینامیکی شامل جریان‌های محدود به دیواره طراحی شده و نتایج خوبی را برای لایه‌های مرزی در معرض گرادیان‌های فشار معکوس می‌دهد. معادله انتقال نهایی مدل اسپالارت آلماراس به صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left[\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}) + c_{b2}(\nabla\tilde{\nu})^2 \right] - c_w f_w \left[\frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 \quad (1)$$

در این مدل برای دست یابی به رفتار دیفیوژ^۴ جریان ایرودینامیکی، ترم ناپایستار^۵ $\left[\frac{1}{\sigma} \left[\nabla \cdot ((\nu_t)\nabla\nu_t) + c_{b2}(\nabla\nu_t)^2 \right] \right]$ به توصیف کلاسیک دیفیوژن $\left(\nabla \cdot \left[\left[\frac{\nu_t}{\sigma} \right] \nabla\nu_t \right] \right)$ اضافه شده است. در رابطه بالا، σ عدد پراتل آشفته، d پارامتر نزدیکی دیواره، و f_w تابع کنترلی است. c_{b1} ، c_{b2} و c_w نیز اعداد ثابت‌اند که به صورت تجربی به دست می‌آیند.

معادلات ناویر استوکس در حالت پایا و تراکم‌پذیر به صورت زیر می‌باشند. با توجه به گذر صوت بودن رژیم جریان و محسوس بودن انتقال حرارت، معادله انرژی در کنار معادلات پیوستگی و مومنوم در نظر گرفته شده است.

$$\nabla \cdot \rho V = 0 \quad (2)$$

$$\rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \delta_{ij} \lambda \operatorname{div} V \right] \quad (3)$$

$$\rho c_p (V \cdot \nabla)T = \operatorname{div}(k\nabla T) + \Phi \quad (4)$$

Φ در معادله انرژی، تابع اتلاف می‌باشد که برای سیال نیوتنی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\Phi = \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + \delta_{ij} \lambda \operatorname{div} V \right] \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \quad (5)$$

لرزش بال هواپیما، خمیدگی پره‌های توربین بادی؛ افتادن برگ از شاخه‌های درخت، باد کردن کیسه هوای خودروها، بالا و پایین رفتن کشتی در دریا، پمپاژ خون در بطن توسط قلب انسان که همراه با باز و بسته شدن دریچه‌های قلب است، همگی مثال‌هایی بارز از تعامل سیال و سازه هستند. در کاربردهای مهندسی، تعامل سیال و سازه نقش مهمی را ایفا می‌کند و در تصمیم‌های طراحی بسیار مؤثر است. به خاطر ماهیت غیرخطی و وابسته به زمان بودن تعامل سیال و سازه، روش‌های تحلیلی برای حل این گونه مسائل بسیار سخت و گاهی غیر ممکن است. تنها در موارد اندکی که با فرض‌های ساده کننده می‌توان به حل‌های نزدیک و قابل قبولی از معادلات با مشتقات جزئی رسید، حل تحلیلی امکان‌پذیر خواهد بود. قبل از وارد شدن به مقوله شبیه‌سازی این مسائل، آشنایی با معادلات حاکم بر این مسأله ضروری است. این معادلات فیزیک‌های مورد بررسی را توصیف کرده و عموماً در قالب معادلات با مشتقات جزئی ظاهر می‌شوند. از یک طرف با معادلات حاکم بر سیال روبرو هستیم که همان معادلات معروف ناویر-استوکس می‌باشند، از طرف دیگر با معادلات حاکم بر سازه مواجه هستیم که از نظریه عمومی الاستیسیته به دست آمده‌اند. در بیشتر موارد این معادلات با استفاده از مدل‌ها (برای مثال، مدل‌های توربولانس، توابع دیواره، مواد الاستیک خطی و غیره) یا فرضیه‌هایی (برای مثال، سیال تراکم‌ناپذیر، سیال غیر ویسکوز، کرنش کوچک و غیره) ساده‌سازی می‌شوند تا از پیچیدگی معادلات کاسته شود [۲۳]. با توجه به اینکه هدف این پژوهش بررسی رفتار جریان اطراف ایروفیل تغییرشکل‌پذیر است، تنها به معادلات حاکم بر سیال اکتفا نموده و از معادلات حاکم بر سازه (معادلات الاستیسیته و ناویر) صرف نظر شده است.

۲-۲- معادلات حاکم بر سیال

معادلات تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به عنوان معادلات حاکم بر بخش سیال هستند. ابتدا این معادلات به شکل معمول نوشته شده سپس، برای تعمیم معادلات به یک مسأله تعامل سیال-سازه، همین معادلات در قالب لاگرانژی-اولری قراردادی^۲ نوشته می‌شوند. با توجه به بالا بودن عدد رینولدز محاسبه شده ($Re = 1/821 \times 10^7$) بدیهی است که رفتار جریان آشفته است. برای حل معادلات حاکم در بخش

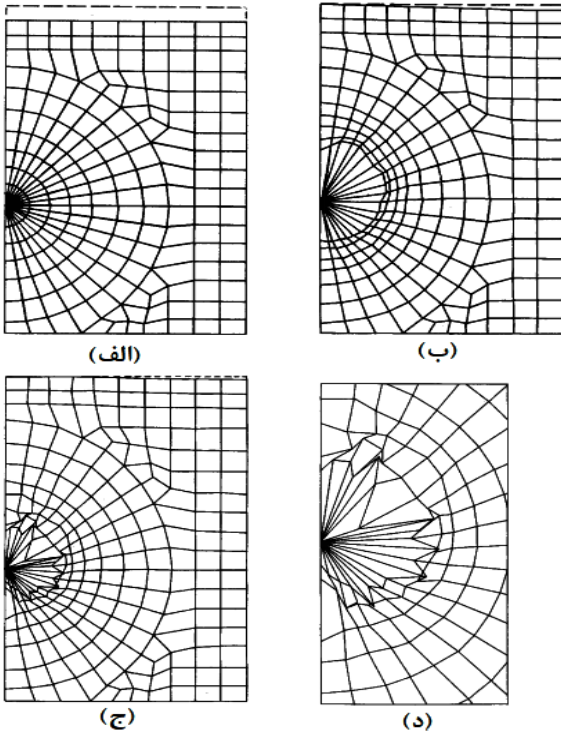
3 Spalart-Allmaras

4 Diffuse

5 Non-conservative

1 Wing flutter

2 Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE)



شکل ۲: توصیف ALE در مقابل توصیف لاگرانژی. الف) شبکه اجزا محدود اولیه، ب) شبکه ای. ال. ای در $t=1$ ms (ج) شبکه لاگرانژی در $t=1$ ms جزئیات فصل مشترک در توصیف لاگرانژی [۱۹].

Fig.2. Lagrangian versus ALE description: a) initial FE mesh; b) ALE mesh at $t=1$ ms; c) Lagrangian mesh at $t=1$ ms; d) details of interface in Lagrangian description

در حالت خاص، زمانی که $\psi = \varphi$ است، پیکربندی ماده‌ای و محاسباتی یکسان هستند، بنابراین نقاط شبکه منطبق بر ذرات محیط بوده و توصیف ALE همان توصیف لاگرانژی خواهد بود. در حالت دیگر، اگر $\psi = 1$ باشد، پیکربندی فضایی و محاسباتی یکسان بوده و توصیف ALE منطبق بر توصیف اولری خواهد بود. اگر ll سرعت ذرات در پیکربندی فضایی، W سرعت ذرات در پیکربندی محاسباتی و \hat{ll} سرعت پیکربندی محاسباتی باشد، رابطه زیر بیانگر تفاوت میان سرعت ذرات و سرعت شبکه در پیکربندی فضایی خواهد بود.

$$c = u - \hat{u} = w \cdot \hat{F} \quad (6)$$

که در آن $\hat{F} = \det \left(\frac{\partial x}{\partial \mathcal{X}} \right)$ ، بیانگر تانسور گرادیان کرنش در شبکه‌بندی است.

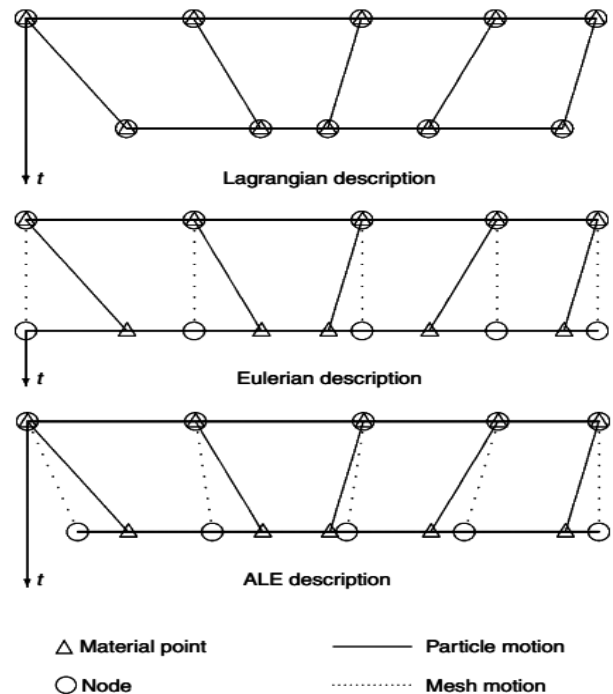
اگر هر خصوصیت قراردادی را در محیط پیوسته را با \mathcal{G} نشان دهیم، به طوری که $\mathcal{G} = f(x, t)$ ، آنگاه در توصیف شبه اولری می‌توان رابطه زیر را نوشت:

$$\frac{\partial f}{\partial t} \Big|_x = \frac{\partial f^*}{\partial t} \Big|_{\mathcal{X}} - \hat{u} \cdot \nabla_x f \quad (7)$$

۲-۳- روش لاگرانژی-اولری قراردادی برای مسائل تعامل سیال-سازه

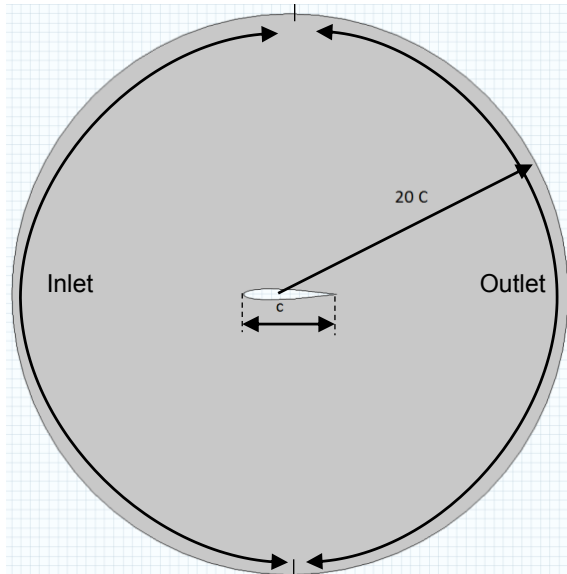
نکته مهمی که در شبیه‌سازی مسائل تعامل سیال-سازه باید در نظر گرفته شود، انتخاب نوع توصیف سینماتیک میدان جریان است تا حرکت و تغییر شکل مرزها امکان پذیر باشد. روش ALE راه حل مناسب برای اینگونه مسائل می‌باشد. فرمول‌بندی ALE نقاط قوت و توصیف لاگرانژی (دقت بالا در توصیف مرزهای در حال حرکت) و توصیف اولری (مقابله با اعوجاج‌ها) را تلفیق کرده و مشکل اعوجاج‌های بزرگ را در حضور مرزهای متحرک برطرف می‌کند. شکل‌های ۱ و ۲ ویژگی‌های بارز روش ALE را نشان می‌دهند.

با توجه به توضیحات بالا، معادلات ناویر-استوکس (معادلات (۲) الی (۴)) در قالب ALE نوشته می‌شوند. ابتدا محیط پیوسته Ω را در فضای R در نظر گرفته می‌شود، به طوری که $R \subset \mathcal{X}, x, t: [0, \infty)$ و هم به ترتیب بیانگر مختصات فضایی، ماده‌ای و محاسباتی هستند. به عبارتی، همان مختصات ذره، به ترتیب در توصیف اولری، لاگرانژی و ALE است. نواحی مربوطه هم به ترتیب، Ω_x ، Ω_x و Ω_x می‌باشند. رابطه بین این سه مختصات به طور واضح در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۱: مثال یک بعدی از شبکه بندی توصیف لاگرانژی، اولری و ALE [۱۹].

Fig.1: One dimensional example of Lagrangian, Eulerian and ALE



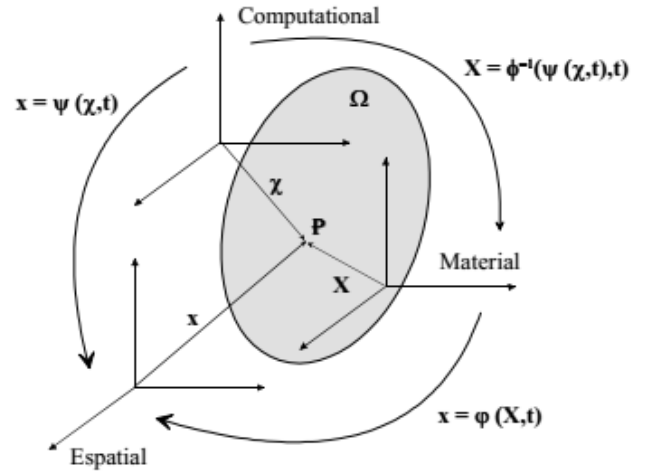
شکل ۴: دامنه محاسباتی و شرایط مرزی اعمال شده.

Fig.4: Computational domain and applied boundary conditions

شکل ۴ شرایط مرزی اعمال شده را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه تغییر شکل ایجاد شده در ایرفویل در سرتاسر بال یکنواخت فرض شده و هیچگونه پیچش یا خمشی در طول بال اتفاق نمی‌افتد، بنابراین برای صرفه‌جویی در زمان محاسبات، تمامی شبیه‌سازی‌ها به صورت دوبعدی انجام یافته است. با توجه به شکل ۴، نیم‌دایره سمت چپ جریان ورودی، و نیم‌دایره سمت راست جریان خروجی را نشان می‌دهد. سایر فرضیات در جدول ۱ آورده شده است. بر روی دیواره ایرفویل نیز شرط مرزی عدم لغزش اعمال شده و مرز دور^۱ در فاصله ۲۰ برابری وتر ایرفویل قرار گرفته است که به اندازه کافی از ایرفویل دور می‌باشد. این فاصله در مقایسه با شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در سازمان فضایی ناسا که مرز دور در حدود ۵۰۰ برابری ایرفویل قرار گرفته بود بسیار ناچیز است.

گفتنی است که بزرگ بودن شبکه محاسباتی نیازمند حافظه کامپیوتری بالاست. با این وجود، فاصله مرز دور تأثیر محسوسی در نتایج نهایی ندارد [۲۱]. مرزهای سیال $(\partial\Omega_f)$ به سه مؤلفه ناهمپوشان $\partial\Omega_f = \Gamma_{fD} \cup \Gamma_{fN} \cup \Gamma_i$ تقسیم می‌شوند که Γ_i مرزی است که سیال و جامد را از هم جدا می‌کند (فصل مشترک سیال و جامد). دو مرز دیگر مربوط به شرایط مرزی مشهور زیر است:

1 -Far-field boundary



شکل ۳: روابط بین پیگردندی مرجع فضایی، ماده‌ای و محاسباتی در فرمول‌بندی ALE [۲۰].

Fig.3: Relation between spatial, material and computational frames in ALE formulation

با این توصیفات و با استفاده از رابطه (۷)، می‌توان معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی را در قالب فرمول‌بندی ALE به صورت زیر نوشت:

$$\nabla \cdot \mathbf{U} - \hat{\mathbf{u}} \cdot \nabla \cdot \rho = 0 \quad (8)$$

$$\nabla (\mathbf{u} \otimes \mathbf{U}) - \hat{\mathbf{u}} \cdot \nabla \cdot \mathbf{U} = \nabla \cdot \mathbf{S} + \rho \mathbf{g} \quad (9)$$

$$(\mathbf{u} - \hat{\mathbf{u}}) \cdot \mathbf{T} = \frac{1}{\rho c_v} [\nabla \cdot (k \nabla T) + \mathbf{S} : \nabla \mathbf{u}] + \frac{1}{c_v} \mathbf{g} \cdot \mathbf{u} \quad (10)$$

روابط (۸) تا (۱۰)، معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی در قالب ALE می‌باشند. در این روابط، $\mathbf{U} = \rho \mathbf{u}$ و \mathbf{S} تانسور تنش کوشی است که برای سیال نیوتنی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{S} = -p\mathbf{I} + \lambda(\nabla \mathbf{u})\mathbf{I} + 2\mu\mathbf{D} \quad (11)$$

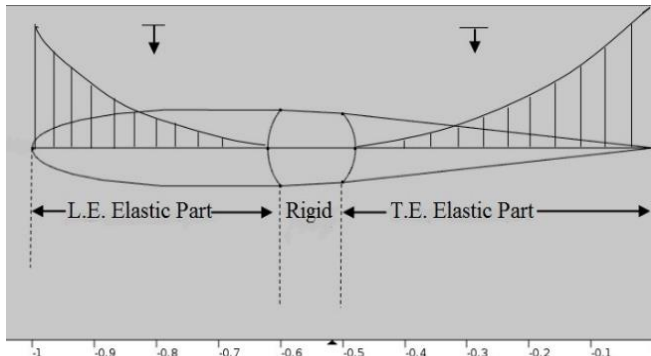
که در آن، μ و λ به ترتیب، لزجت دینامیکی و ثابت لامه و آهنگ تانسور کرنش $(\mathbf{D} = \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{u} + \mathbf{u} \nabla))$ می‌باشد.

۳- شرایط مرزی

۳-۱- شرایط مرزی جریان

جدول ۱: خصوصیات فیزیکی.
Table 1: Physical properties

طول وتر ایرفویل (متر)	ثابت ویژه گاز ($\frac{J}{kg \cdot K}$)	نسبت گرماهای ویژه (γ)	عدد (ماخ)	سرعت هوا، (متر بر ثانیه)	دمای هوا، (کلوین)
۱	۲۸۷	۱/۴	۰/۷	۳۳۷/۳۵	۲۸۳/۲۴



شکل ۵: جداسازی قسمت‌های صلب و الاستیک ایرفویل تغییر شکل‌پذیر در راستای وتر.

Fig.5: Division of rigid and elastic sections of chordwise morphing airfoil

نتیجه شاهد تغییر شکل ناپایدار خواهیم بود. بنابراین انتخاب مقدار نیروی الاستیک اعمالی برای ایجاد تغییر شکل مطلوب ضروری است.

با وارد نمودن بارهای گسترده بر لبه فرار و حمله (معادلات (۱۲) و (۱۳))، تغییر شکل روان در این قسمت‌ها ایجاد می‌شود. برای محاسبه ضخامت شکم و میزان انحراف در دو قسمت، معادلات زیر به کار گرفته می‌شوند:

$$\alpha_t = \sin \alpha_t = \frac{\delta_{TE} - \delta_{LE}}{c} \quad (14)$$

$$m = \frac{\delta_{TE} + \delta_{LE}}{2c} \quad (15)$$

در این روابط، c وتر ایرفویل، m شکم ایرفویل نسبت به وتر، δ میزان انحراف یا جابه‌جایی لبه فرار و لبه حمله، و α_t زاویه پیش بر حسب رادیان می‌باشد. با تلفیق معادلات (۱۴) و (۱۵) می‌توان جابه‌جایی لبه فرار و لبه حمله را به صورت زیر به دست آورد:

$$\delta_{TE} = c \left(m + \frac{\alpha_t}{2} \right) \quad (16)$$

$$\hat{u} = \hat{u}^D \ \& \ \hat{v} = \hat{v}^D \ \text{on} \ \hat{\Gamma}_f^D \quad (\text{Dirichlet})$$

$$\hat{J} \hat{S} \hat{F}^{-T} \hat{n} = \hat{g} \quad \text{on} \ \hat{\Gamma}_f^N \quad (\text{Neumann})$$

در این روابط، $T^{\hat{}}$ نگاشت یا تبدیل میان پیکربندی مرجع و پیکر بندی تغییر شکل یافته، $\hat{F} = \hat{\nabla} T^{\hat{}}$ ، $\hat{J} = \det \hat{F}$ هستند و \hat{g} شرط مرزی مربوطه است. از آنجایی که با یک مسأله تعامل سیال-سازه مواجه هستیم، جابه‌جایی مرزی در $\hat{\Gamma}_i$ (فصل مشترک سیال و جامد) صورت می‌گیرد. این مرز در حال حرکت در پیکربندی مرجع ثابت بوده و سرعت سیال و ذرات ماده باهم برابرند.

$$\hat{v}_s = \hat{v}_f, \ \hat{S}_s \hat{n}_s = \hat{S}_f \quad \text{on} \ \hat{\Gamma}_i$$

۳-۲- مرزهای الاستیک بر روی ایرفویل

تغییر شکل الاستیک در لبه حمله و فرار توسط بار خارجی گسترده و سهموی که دارای تغییرات یکنواختی است، مدل‌سازی شده و در حین عبور جریان هوا به قسمت‌های الاستیک از پیش تعیین شده اعمال می‌شود (شکل ۵). نیروهای وارد شده بر لبه حمله و فرار به صورت زیر می‌باشند.

$$\text{L.E. load} = -F_{front} \left(\frac{x-d}{d} \right)^2 \text{load} \left(\frac{t}{dt} \right) \quad (12)$$

$$\text{T.E. load} = -F_{back} \left(\frac{x}{l} \right)^2 \text{load} \left(\frac{t}{dt} \right) \quad (13)$$

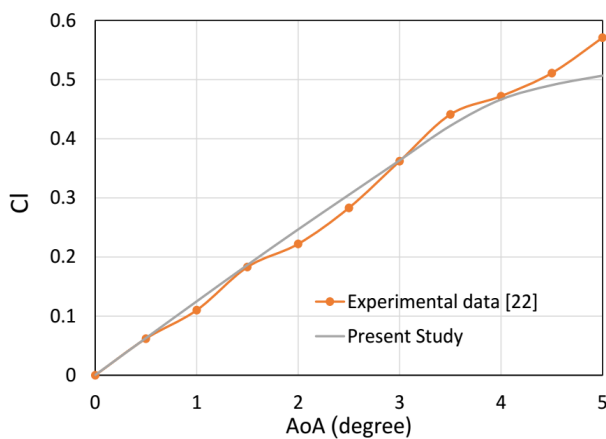
در این روابط، d و l به ترتیب، طول لبه حمله و لبه فرار الاستیک هستند. F_{front} و F_{back} به ترتیب، حداکثر شدت بار گسترده در لبه حمله و فرار می‌باشند که شدت آنها با نزدیک شدن به قسمت صلب در قسمت میانی ایرفویل کاهش می‌یابد. به دلیل افزایش نیروهای ایرودینامیکی در لبه فرار، نیروی وارد شده در این قسمت بیشتر از لبه حمله است. در صورت کاهش نیروهای الاستیک از مقادیر معین، نیروهای ایرودینامیکی بر نیروهای الاستیک غلبه نموده و شبیه‌سازی را دچار مشکل خواهد نمود و در

$$\delta_{LE} = c \left(m - \frac{\alpha_l}{2} \right) \quad (17)$$

جدول ۲: زاویه انحراف نهایی در لبه حمله و لبه فرار.

Table 2: Ultimate angles of deflection at leading and trailing edges

زاویه انحراف	(انحراف لبه حمله °)	(انحراف لبه فرار °)
ملایم	۳/۱	۶/۲
متوسط	۴/۴	۸/۷
محسوس	۶/۱	۱۲/۲



شکل ۶: نمودار مقایسه ضریب برای به دست آمده از حل عددی با داده‌های تجربی برای ایرفویل NACA 0012 (M=0.7).

Fig.6: Comparison of lift coefficient obtained from numerical simulation versus experimental data for NACA0012 airfoil (M=0.7)

مقایسه بهتر نتایج به دست آمده، در تمامی شبیه‌سازی‌های انجام یافته (حالت صلب و الاستیک) تعداد اجزای به کار رفته ۲۵۰۰۰ می‌باشد. کیفیت متوسط شبکه‌بندی نیز در تمامی حالات در حدود ۰/۹ است.

شکل ۷ کیفیت شبکه مورد نظر را به صورت کیفی نشان می‌دهد. با توجه به اینکه از روش لاگرانژی-اولری قراردادی برای حل مسأله استفاده شده است، اعوجاج شبکه بعد از تغییر شکل ایرفویل بسیار ناچیز است. شکل ۸ شبکه‌بندی اطراف ایرفویل را قبل و بعد از تغییر شکل به خوبی نشان می‌دهد. برای بررسی استقلال شبکه محاسباتی، نمودار ضریب برآ در زوایای حمله مختلف به ازای تعداد المانهای مختلف بررسی شده است و نتایج نشان‌دهنده استقلال شبکه محاسباتی است (شکل ۹).

۴-۲- نمودارهای مربوط به خصوصیات ایرودینامیکی جریان

با توجه به شکل ۱۰، میزان تغییر شکل (زاویه انحراف) تأثیر محسوسی در نحوه تغییرات نسبت برآ به پسا دارد، به عبارتی هرگونه

به عنوان مثال، برای تغییر ضخامت شکم به میزان ۶ درصد با طول وتر ۶۰۰ میلی‌متر و زاویه پیشش ۲ درجه، میزان جابه‌جایی لبه حمله و لبه فرار به ترتیب ۲۵/۵۲ و ۴۶/۴۷ میلی‌متر به سمت پایین خواهد بود. قسمت‌های الاستیک در لبه حمله و لبه فرار به ترتیب، ۳۸ درصد و ۴۸ درصد وتر ایرفویل را شامل می‌شوند و تنها ۱۴ درصد برای قسمت صلب در وسط ایرفویل باقی می‌ماند. با اعمال نیروهای به دست آمده از معادلات (۱۲) و (۱۳)، قسمت‌های الاستیک (لبه حمله و لبه فرار) به صورت کاملاً روان به سمت پایین منحرف می‌شوند سپس، تغییرات رفتار جریان به واسطه تغییر شکل به وجود آمده بررسی می‌شود. در این مطالعه، سه حالت مختلف تغییر شکل بررسی شده است: ۱- تغییر شکل ملایم ۲- تغییر شکل متوسط ۳- تغییر شکل محسوس^۳. مقایسه این سه نوع میزان انحراف بهترین تغییر شکل را بر اساس عملکرد ایرودینامیکی مشخص خواهد نمود. جدول ۲ میزان زاویه انحراف را در لبه فرار و لبه حمله برای سه نوع تغییر شکل بالا نشان می‌دهد.

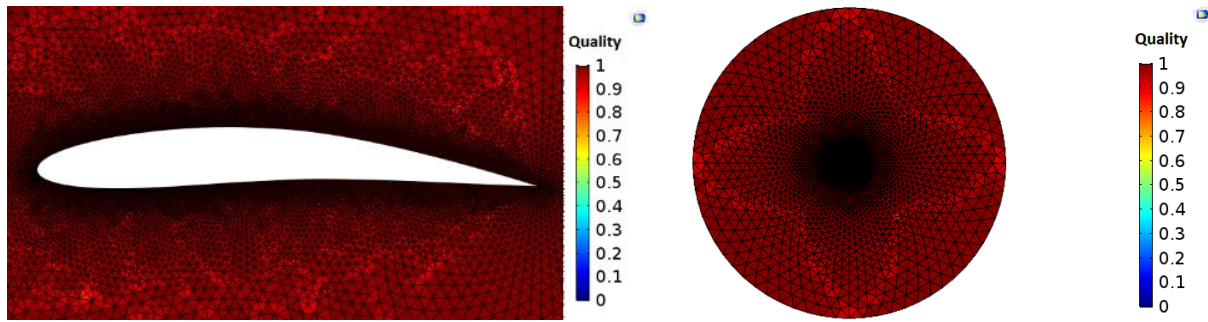
۴- نتایج و بحث

در این بخش نتایج به دست آمده از حل عددی بررسی شده و با داده‌های حاصل از ایرفویل صلب مقایسه می‌شوند. همچنین، نتایج به دست آمده از ایرفویل صلب با نتایج آزمایش شده در تونل باد مقایسه شده تا صحت داده‌های به دست آمده از حل عددی تأیید شوند (شکل ۶).

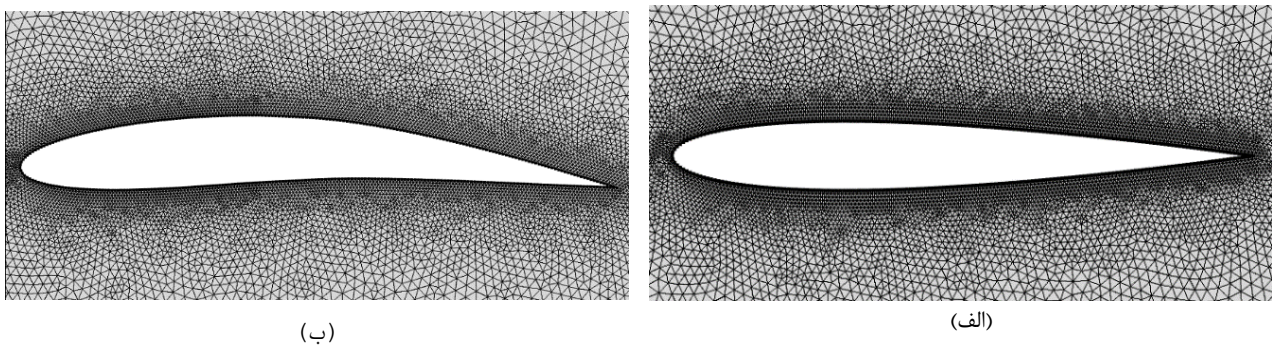
۴-۱- شبکه بندی محاسباتی

لازمه حل عددی یک مسأله، داشتن شبکه‌بندی مناسب است. در این پژوهش شبکه مثلثی سازمان نیافته به کار گرفته شده است. از آنجایی که با یک مسأله تعامل سیال-سازه مواجه هستیم، بنابراین بدیهی است که شبکه‌بندی ایجاد شده در طی حل مسأله دچار تغییر آرایش خواهد شد، لذا با انتخاب شبکه سازمان نیافته، انعطاف بیشتری در شبکه محاسباتی وجود خواهد داشت و همگرایی مسأله دچار مشکل نخواهد شد. برای

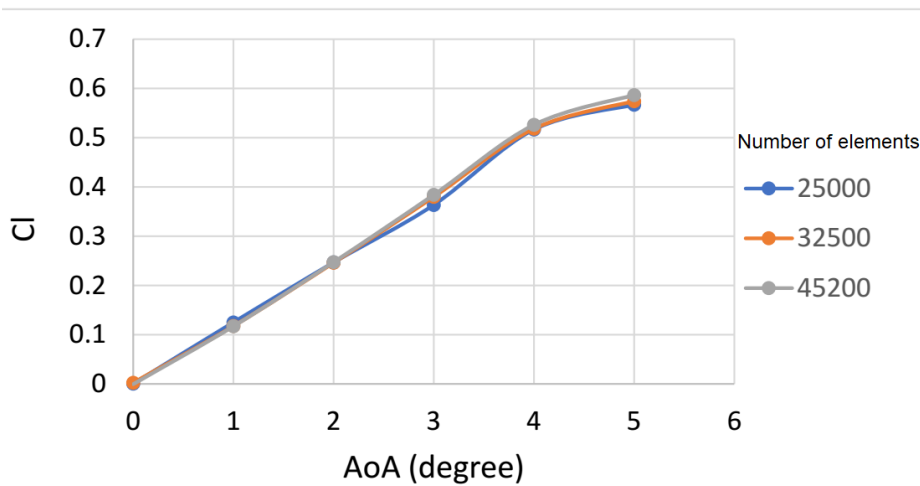
- 1 Mild deformation
- 2 Intermediate deformation
- 3 Dominant deformation



شکل ۷: کیفیت متوسط شبکه بندی محاسباتی.
Fig.7: Average quality of computational grid



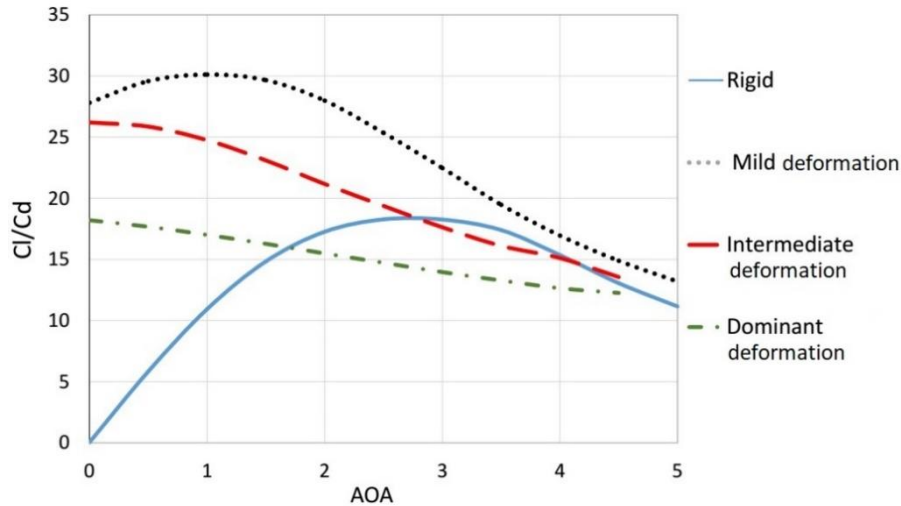
شکل ۸: شبکه بندی محاسباتی در (الف) پیکربندی تغییر شکل نیافته و (ب) پیکربندی تغییر شکل یافته.
Fig.8: Computational grids in a) undeformed and b) deformed configuration.



شکل ۹: نمودار بررسی استقلال از شبکه برای ضریب برآ در زوایای حمله مختلف.
Fig.9: Grid independence for lift coefficient versus different angles of attack.

دارد. با این وجود، عملکرد بهینه تغییر شکل متوسط و محسوس در زوایای حمله معینی از بین رفته و عملکرد ایرفویل صلب بهتر از ایرفویل الاستیک می شود. این مقایسه ها نشان می دهد که هرچه زاویه انحراف و زاویه حمله کوچک باشد، تغییر شکل در راستای وتر موجب

تغییر شکل دلخواه یا هر زاویه انحراف دلخواه در لبه فرار و لبه حمله از نظر عملکرد ایرودینامیکی مؤثر نیست. مشاهده می شود که تغییر شکل ملایم در گستره زیادی از زاویه حمله مورد بررسی عملکرد خوبی داشته و نسبت به ایرفویل صلب، نسبت برآ به پسای بیشتری



شکل ۱۰: نمودار نسبت ضریب برآ به پسا به ازای زوایای حمله و زوایای انحراف مختلف (عدد ماخ = ۰.۷).

Fig.10: Lift/Drag ratio for various AoAs at three different time instants, $M_\infty=0.7$.

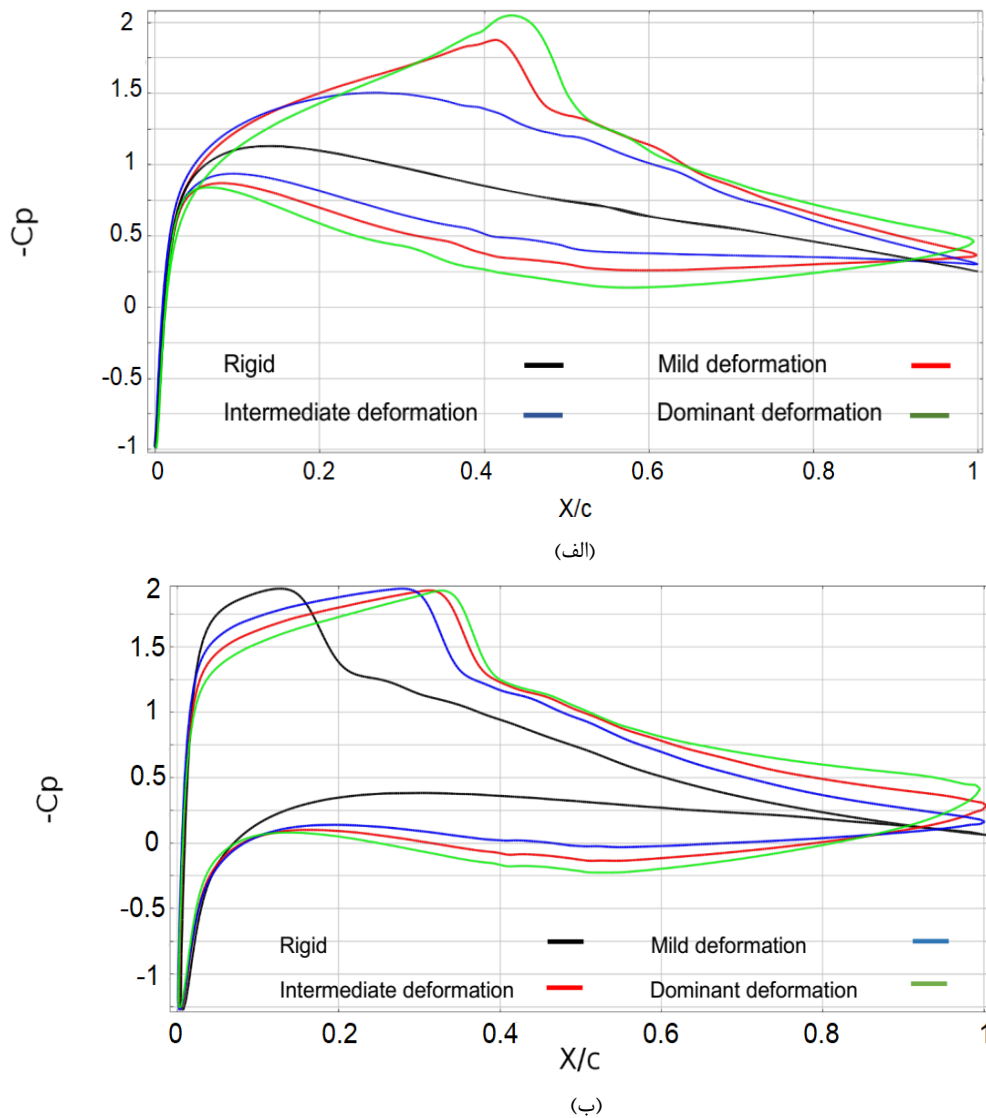
غیر از صفر درجه اتفاق می‌افتد.

با توجه به توضیحات بالا، مناسب بودن این نوع تغییرشکل (تغییرشکل در راستای وتر) برای زوایای حمله کوچک توجیه می‌شود. هدف از ایجاد این نوع تغییرشکل در بال هواپیما بیشتر برای شرایط پروازی کروز است که هم بیشترین زمان پروازی را داراست و هم اینکه زاویه حمله در حال کروز نزدیک به صفر است. بنابراین، به این نتیجه می‌رسیم که با اندکی تغییر شکل در پیکره بال می‌توان شرایط ایروودینامیکی هواپیما را بهبود داده و با صرف کمترین توان، بیشترین بازده را به دست آورد. بهبود شرایط ایروودینامیکی به معنای مصرف سوخت کمتر و همچنین پرواز با حداکثر توان ممکن است. برای سایر شرایط پروازی از جمله: برخاستن، فرود آمدن، دور زدن که دارای زاویه حمله بزرگتری هستند، ایجاد این نوع تغییر شکل در پیکره بال پیشنهاد نمی‌شود.

شکل ۱۱ اختلاف فشار ایجاد شده در ایرفویل الاستیک را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که تغییرشکل در راستای وتر، اختلاف فشار قابل توجهی را در سطح بالایی و پایینی ایرفویل تولید می‌کند که به معنای تولید نیروی برآ است. برای مثال، با در نظر گرفتن زاویه حمله صفر درجه، اختلاف فشار ایجاد شده برای ایرفویل صلب صفر است و هیچگونه نیروی برآیی تولید نمی‌شود، اما تغییر شکل تدریجی در لبه فرار و لبه حمله منجر به ایجاد اختلاف فشار شده و هرچه میزان تغییر شکل افزایش می‌یابد، اختلاف فشار به وجود آمده هم به مراتب افزایش یافته و در نهایت منجر به ظاهر شدن موج ضربه‌ای در سطح

بهبود عملکرد ایروودینامیکی هواپیما می‌شود.

علاوه بر این، با تغییرشکل ایرفویل، $(Cl/Cd)_{max}$ در تمامی زوایای انحراف (ملایم، متوسط، محسوس) در زوایای حمله کوچک اتفاق می‌افتد. با توجه به شکل ۱۰، این نسبت برای زاویه انحراف ملایم در حدود ۴۰ درصد نسبت به ایرفویل صلب افزایش یافته است، با این وجود، برای زوایای انحراف متوسط و محسوس، این نسبت بیشینه در زاویه حمله صفر درجه اتفاق افتاده و با افزایش زاویه حمله کاهش می‌یابد، دلیل آن این است که با افزایش زاویه حمله، موج ضربه‌ای ایجاد شده به سمت لبه حمله ایرفویل جاروب می‌شود که از نظر ایروودینامیکی نامناسب بوده و بهتر است در جهت عکس آن حرکت کند، چرا که با حرکت به سمت جلوی ایرفویل جدایش جریان ایجاد شده در لبه فرار مهار نخواهد شد و به تدریج با افزایش زاویه حمله، بر ناحیه جدایش افزوده خواهد شد. در نتیجه، نیروی پسای ناشی از جدایش افزایش یافته و عملکرد بهینه بال به همان میزان کاهش می‌یابد. دلیل اینکه چرا در تغییر شکل ملایم نقطه بیشینه در زاویه حمله صفر درجه ایجاد نشده، این است که در این حالت موج ضربه‌ای ایجاد شده تا حدی بر نیروهای ایروودینامیکی لبه فرار غلبه کرده و به اندازه کمی به سمت لبه فرار جاروب می‌شود، اما دوباره بعد از زمان بسیار کمی نیروهای ایروودینامیکی بر آن غالب شده و موج ضربه‌ای دوباره به سمت لبه حمله جاروب می‌شود. در همین زمان اندک عملکرد ایرفویل تا حدی افزایش یافته و بیشینه نسبت برآ به پسا $(Cl/Cd)_{max}$ برخلاف تغییرشکل متوسط و محسوس در زاویه‌ای



شکل ۱۱: نمودار ضریب فشار برای ایرفویل صلب و ایرفویل الاستیک در زاویه حمله الف) صفر درجه، ب) ۴ درجه
Fig.11: Pressure coefficient variations along chord for rigid and morphing airfoils at AoA a) 0° and b) 4°, $M_\infty = 0.7$.

حمله مربوطه نسبتاً کوچک است. علاوه بر این، با تولید نیروی برای اضافی، برد عملیاتی هواپیما^۱ نیز افزایش یافته و می‌توان با صرف توان کمتر (مصرف سوخت کمتر) مدت زمان پرواز در حالت کروز را افزایش داد.

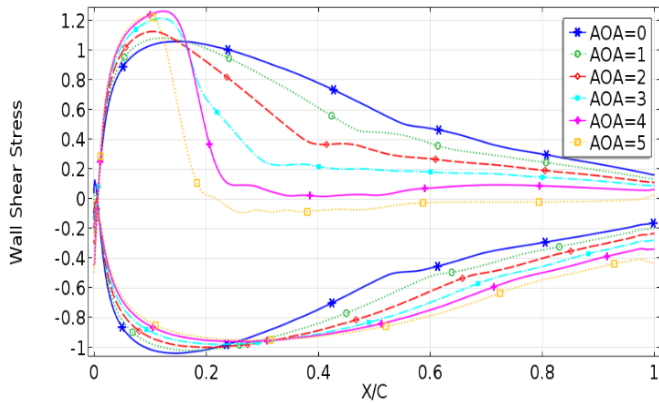
برای ارزیابی بیشتر، مقایسه‌ای میان جدایش جریان در دو نوع ایرفویل صلب و الاستیک انجام گرفته است. برای این کار، تنش برشی دوباره در سطح بالایی و پایینی ایرفویل طبق معادله زیر محاسبه شده است.

$$\tau_{wall} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) = 2\mu \epsilon \quad (18)$$

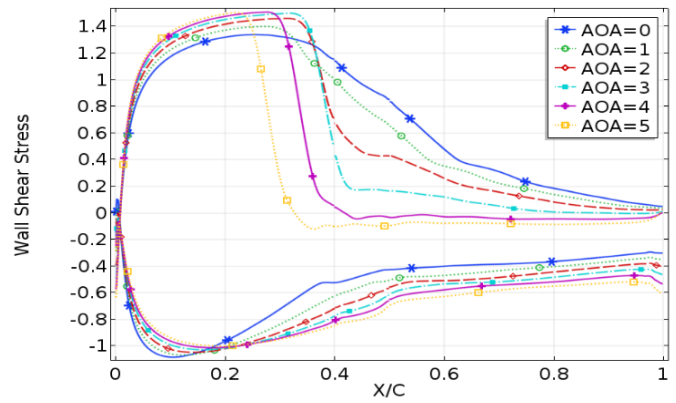
1 Endurance

بالایی ایرفویل می‌شود (شکل ۱۱ الف)). علاوه بر این، با در نظر گرفتن شکل ۱۱ ب)، موج ضربه‌ای ایجاد شده با افزایش تغییر شکل (زاویه انحراف)، به سمت قسمت صلب میانی رانده می‌شود و ناپایداری جریان در لبه حمله تا حدی کاهش می‌یابد. با این وجود، با افزایش زاویه حمله، موج ضربه‌ای دوباره به سمت لبه حمله رانده می‌شود، به طوری که به ازای هر ۱ درجه تغییر در زاویه حمله، موج ضربه‌ای به میزان ۰/۰۵ وتر جابه‌جا می‌شود.

باتوجه به توضیحات بالا، مشخص می‌شود که تغییر شکل پیوسته در راستای وتر نیروی برای کافی را برای مانورهای هوایی متنوع تولید می‌کند، از جمله: کنترل ارتفاع در شرایط پروازی کروز که زاویه



ب



الف

شکل ۱۲: نمودار تنش برشی دیواره برای الف) ایرفویل الاستیک (تغییر شکل ملایم)، ب) ایرفویل صلب (عدد ماخ ۰/۷).

Fig.12: Wall shear stress variations for a) morphing airfoil (mild deformation), b) rigid airfoil $M_\infty = 0.7$.

از عدم تقارن در سطح بالایی و پایینی ایرفویل ایجاد می‌شود، هرچه زاویه انحراف یا شدت تغییر شکل افزایش می‌یابد، اختلاف فشار نیز همسو با آن افزایش می‌یابد، به طوری سطح بالایی دچار افت فشار شده و سطح پایینی دچار افزایش فشار می‌شود. با افت فشار در سطح بالایی، سرعت جریان در این ناحیه افزایش یافته و نهایتاً موجب ظاهر شدن موج ضربه‌ای در سطح بالایی می‌شود که شدت آن با افزایش زاویه انحراف زیادتر می‌شود. این موج ضربه‌ای ایجاد شده همان جهش ناگهانی در نمودارهای مربوط به ضریب فشار است. در تغییر شکل ملایم شدت موج ضربه‌ای بسیار ناچیز است و نمی‌توان مرز خاصی برای تغییرات خصوصیات جریان مانند دما، چگالی و یا سرعت را در آن مشخص نمود، اما با محسوس‌تر نمودن تغییر شکل، بر شدت آن نیز افزوده می‌شود. علاوه بر این، با افزایش شدت تغییر شکل موج ضربه‌ای ایجاد شده به عقب (لبه فرار) جاروب می‌شود و نمودارهای مربوط به ضریب فشار به طور کمی گویای همین مطلب است، به طوری که در تغییر شکل ملایم موج ضربه‌ای در ۰/۴ وتر است و در تغییر شکل محسوس به ۰/۵ وتر رانده شده است.

در مورد تغییرات مربوط به زاویه حمله، با توجه به اینکه این پژوهش در ۹ زاویه حمله با افزایش تدریجی ۰/۵ درجه انجام یافته است، برای مشاهده تأثیر زاویه حمله، مقایسه میان زاویه اولیه (صفر درجه) و زاویه نهایی (۴ درجه) انجام یافته است. البته گفتنی است که هدف از بررسی در زوایای حمله کوچک، همانطور که پیش‌تر بیان شد، به خاطر مناسب بودن این نوع تغییر شکل برای شرایط پروازی

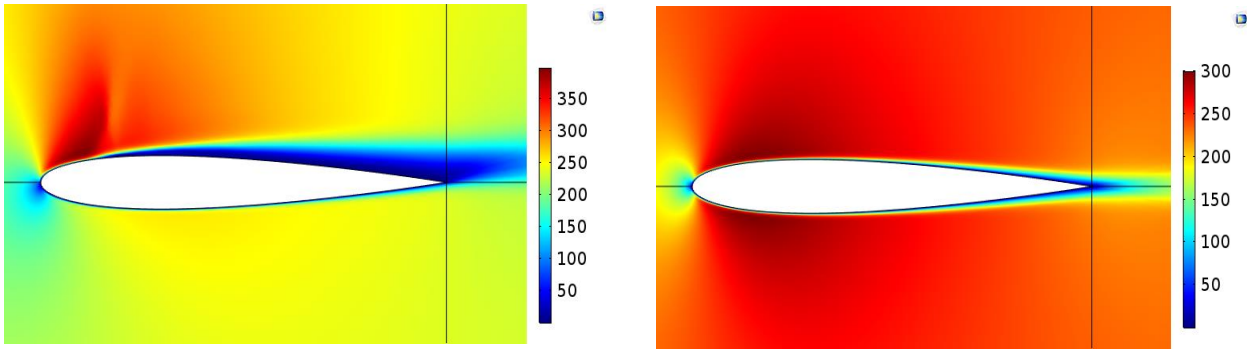
که در آن، ϵ تانسور کرنش می‌باشد.

گفتنی است که در این مقایسه تنها تغییر شکل در زاویه انحراف ملایم در نظر گرفته شده است، چرا که این حالت با توجه به شکل ۱۰، عملکرد بهتری دارد.

شکل ۱۲ نقطه شروع جدایش جریان را برای دو نوع ایرفویل صلب و الاستیک در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، با تغییر شکل ملایم در ایرفویل الاستیک، نقطه شروع جدایش به سمت عقب جابه‌جا شده و یک تأخیر زمانی قابل ملاحظه در جدایش جریان به وجود می‌آید. برای مثال، در زاویه حمله ۵ درجه، نقطه جدایش در ۰/۲۵ وتر ظاهر می‌شود، این در حالی است که برای ایرفویل صلب این نقطه در ۰/۱ وتر است. برای زوایای حمله کوچکتر این اختلاف قابل توجه به تدریج از بین رفته و الاستیسیته‌ی ایرفویل تأثیر چندانی بر محل جدایش نخواهد داشت.

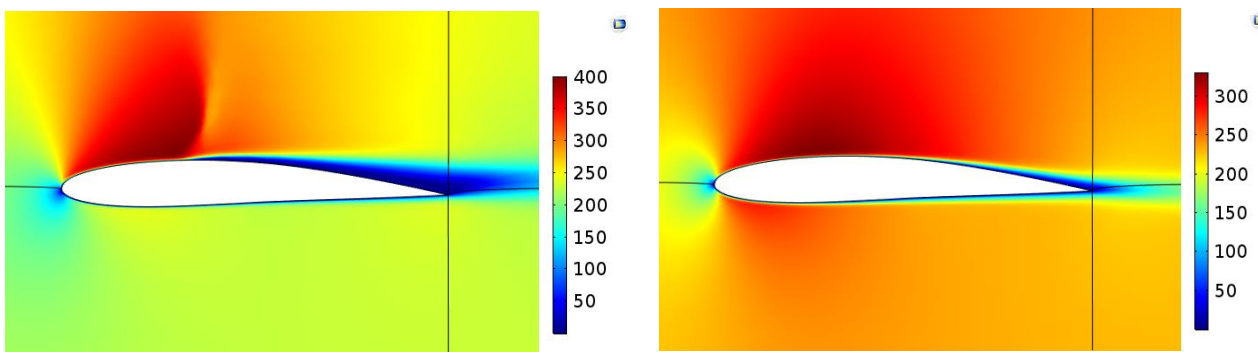
برای تحلیل بیشتر جزئیات و مطالعه بیشتر رفتار جریان، کانتورهای سرعت با یکدیگر مقایسه شده‌اند. شکل‌های ۱۳ تا ۱۶ نتایج به دست آمده از ضریب فشار و تنش برشی دیواره برای تحلیل جدایش جریان را تأیید می‌کنند.

با توجه به شکل‌های ۱۳ تا ۱۶، اگر تنها زاویه صفر درجه را در نظر بگیریم، مشاهده می‌شود که در حالت صلب به خاطر تقارن ایرفویل NACA0012 رفتار جریان در بالا و پایین ایرفویل مشابه بوده و هیچ‌گونه اختلاف فشاری ایجاد نشده است، با ایجاد تغییر شکل تدریجی در ایرفویل این تقارن از بین رفته و یک اختلاف فشار ناشی



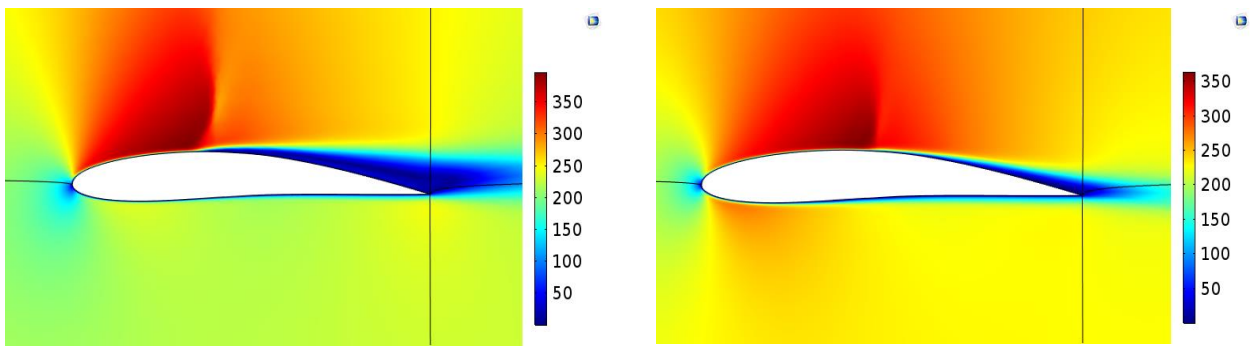
شکل ۱۳: کانتور سرعت برای ایرفویل صلب در زاویه حمله الف) صفر درجه، ب) ۴ درجه.

Fig.13: Velocity contour for rigid airfoil, AoA= a) 0° , b) 4°



شکل ۱۴: کانتور سرعت برای تغییر شکل ملایم در زاویه حمله الف) صفر درجه، ب) ۴ درجه.

Fig.14: Velocity contour for mild deformation, AoA= a) 0° , b) 4°

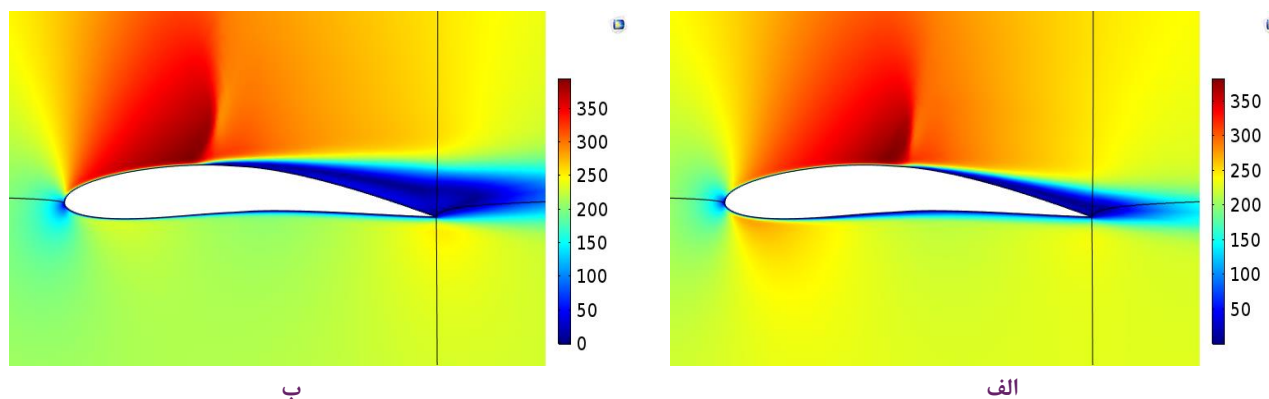


شکل ۱۵: کانتور سرعت برای تغییر شکل متوسط در زاویه حمله الف) صفر درجه، ب) ۴ درجه.

Fig.15: Velocity contour for intermediate deformation, AoA= a) 0° , b) 4°

کروز است که که دارای زاویه حمله کوچک است. در تمامی زوایای انحراف مورد بررسی، افزایش زاویه حمله منجر به رشد ناحیه جدایش شده است، به طوری که موجب جاروب نمودن موج ضربه‌ای به سمت لبه حمله می‌شود، اما اگر کانتورهای ایرفویل تغییر شکل یافته با ایرفویل صلب مقایسه شود، مشاهده می‌شود که در زاویه حمله ۴ درجه، ناحیه جدایش به واسطه تغییر شکل انجام

کروز است که که دارای زاویه حمله کوچک است. در تمامی زوایای انحراف مورد بررسی، افزایش زاویه حمله منجر به رشد ناحیه جدایش شده است، به طوری که موجب جاروب نمودن موج ضربه‌ای به سمت لبه حمله می‌شود، اما اگر کانتورهای ایرفویل تغییر شکل یافته با ایرفویل صلب مقایسه شود، مشاهده می‌شود که در زاویه حمله ۴ درجه، ناحیه جدایش به واسطه تغییر شکل انجام



شکل ۱۶: کانتور سرعت برای تغییر شکل محسوس در زاویه حمله الف) صفر درجه، ب) ۴ درجه.

Fig.16: Velocity contour for dominant deformation, $AoA = a) 0^\circ, b) 4^\circ$

ایرופویل الاستیک شده و در نهایت تمامی خصوصیات ایرودینامیکی بهینه شده نسبت به ایرفویل صلب از بین می‌رود. به طور کلی، با توجه به نتایج و مطالب ارائه شده، مزایای ایرفویل الاستیک در مقایسه با ایروفیل صلب عبارتند از:

۱- تولید نیروی برآی اضافی برای مانورهای مختلف پروازی در حالت کروز،

۲- افزایش برد عملیاتی هواپیما و کاهش مصرف سوخت به واسطه بهبود عملکرد ایرودینامیکی و صرف توان کمتر،

۳- به تأخیر انداختن جدایش جریان و محدود نمودن ناحیه جدایش،

۴- افزایش پایداری جریان به واسطه انتقال موج ضربه‌ای به عقب بال،

۵- کاهش آشفتگی جریان به واسطه تغییر شکل روان و نبودن ناپیوستگی در اتصالات مکانیکی بال،

۶- افزایش ضریب اطمینان محرکه‌های بال در شرایط مختلف جوی.

مراجع

- [1].S. Du, H. Ang, Design and feasibility analyses of morphing airfoil used to control flight attitude, *Strojniški vestnik-Journal of Mechanical Engineering*, 58(1) (2012) 46-55.
- [2].E. Dileep, M. Nebish, V. Loganathan, Aerodynamic

یافته محدودتر شده و پایداری جریان نسبت به حالت صلب افزایش یافته است. نمودار مربوط به تنش برشی دیواره (شکل ۱۲) نیز به صورت کمی این مطلب را تأیید می‌کند، به طوری که نقطه جدایش جریان در حالت صلب در 0.12 وتر است، در حالی که برای ایروفیل الاستیک به 0.3 وتر انتقال یافته است

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، عملکرد ایرودینامیکی ایرفویل‌های تغییر شکل پذیر الاستیک در راستای وتر مورد بررسی قرار گرفت و نتایج به دست آمده با ایرفویل صلب مقایسه شدند. این بررسی شامل سه زاویه انحراف و همچنین نه زاویه حمله مختلف بود. تحلیل نتایج به دست آمده از پارامترهای ایرودینامیکی نشان دادند که در اثر تغییر شکل الاستیک بال، عملکرد ایرودینامیکی هواپیما افزایش یافته و شرایط پروازی برای حالت کروز تا حد زیادی بهبود می‌یابد. سازوکار تغییر شکل الاستیک به گونه‌ای است که هیچ‌گونه اتصالات خارجی که منجر به ناپیوستگی در پیکره بال شود، وجود ندارد. بنابراین، تغییر شکل کاملاً روان بوده و ضریب اطمینان در شرایط مختلف جوی مانند گرد و غبار یا یخ زدگی در دماهای پایین بسیار بالاست. در این پژوهش، با بررسی زوایای انحراف و زوایای حمله مختلف، بهترین حالتی که دارای خصوصیات ایرودینامیکی بهینه باشد، مشخص شد. بر اساس این نتایج، تغییر شکل ملایم بهترین حالت تغییر شکل بوده و از نظر نسبت برآ به پسا، جدایش جریان و تغییرات فشار دارای نقاط قوت نسبت به تغییر شکل‌های متوسط و محسوس است. بنابراین، تغییر شکل بیش از حد در راستای وتر، باعث از بین بردن عملکرد بهینه

- of Aircraft, 50(2) (2013) 337-353.
- [13]. T.P. Combes, A.S. Malik, G. Bramesfeld, M.W. McQuilling, Efficient fluid-structure interaction method for conceptual design of flexible, fixed-wing micro-air-vehicle wings, *AIAA Journal*, 53(6) (2015) 1442-1454.
- [14]. P. Chinnassamy, Y. Chen, Application of computational fluid dynamics on smart wing design, in: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, pp. 637.
- [15]. N. Pern, J. Jacob, Wake vortex mitigation using adaptive airfoils-The Piezoelectric Arc Airfoil, in: 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999, pp. 524.
- [16]. T. Noyon, W. Tay, B. Van Oudheusden, H. Bijl, Effect of chordwise deformation on unsteady aerodynamic mechanisms in hovering flapping flight, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 6(4) (2014) 265-277.
- [17]. P. Prempraneerach, F. Hover, M.S. Triantafyllou, The effect of chordwise flexibility on the thrust and efficiency of a flapping foil, *Proceedings Unmanned, Untethered Submersible Technology*, (2003).
- [18]. C.-K. Kang, H. Aono, C.E. Cesnik, W. Shyy, Effects of flexibility on the aerodynamic performance of flapping wings, *Journal of fluid mechanics*, 689 (2011) 32-74.
- [19]. F. Armero, Elastoplastic and viscoplastic deformations in solids and structures, *Encyclopedia of Computational Mechanics Second Edition*, (2018) 1-41.
- [20]. A.F. Duran, R.C. Rovira, J.M. Molist, A numerical formulation to solve the ALE Navier-Stokes equations applied to the withdrawal of magma performance optimization of smart wing using SMA actuator, *Research Journal of Recent Sciences*, 2(6) (2013) 17-22.
- [3]. S. Barbarino, W.G. Dettmer, M.I. Friswell, Morphing trailing edges with shape memory alloy rods, in: *Proceeding of*, 2010.
- [4]. G. Spirlet, Design of Morphing Leading and Trailing Edge Surfaces for Camber and Twist Control, (2015).
- [5]. S. Barbarino, O. Bilgen, R.M. Ajaj, M.I. Friswell, D.J. Inman, A review of morphing aircraft, *Journal of intelligent material systems and structures*, 22(9) (2011) 823-877.
- [6]. M.H. Djavareshkian, A. Esmaeli, A. Parsani, Aerodynamics of smart flap under ground effect, *Aerospace Science and Technology*, 15(8) (2011) 642-652.
- [7]. W. Tay, K. Lim, Numerical analysis of active chordwise flexibility on the performance of non-symmetrical flapping airfoils, *Journal of Fluids and Structures*, 26(1) (2010) 74-91.
- [8]. W.W. Gilbert, Mission adaptive wing system for tactical aircraft, *Journal of Aircraft*, 18(7) (1981) 597-602.
- [9]. J.-N. Pederzani, H. Haj-Hariri, Numerical analysis of heaving flexible airfoils in a viscous flow, *AIAA journal*, 44(11) (2006) 2773-2779.
- [10]. J. Szodruich, R. Hilbig, Variable wing camber for transport aircraft, *Progress in Aerospace Sciences*, 25(3) (1988) 297-328.
- [11]. J. Fincham, M. Friswell, Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil, *Aerospace Science and technology*, 43 (2015) 245-255.
- [12]. T.A. Weisshaar, Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges, *Journal*

- BURROWS, Measurements of Maximum Lift on z6 Aerofoil Sections at High Mach Number, Technical Report for the Year, 1 (1960) 325.
- [23]. Y. Bazilevs, K. Takizawa, T.E. Tezduyar, Computational fluid-structure interaction: methods and applications, John Wiley & Sons, 2013.
- chambers, Universitat Politècnica de Catalunya, 2000.
- [21]. T. Ahmed, M.T. Amin, S.R. Islam, S. Ahmed, Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying mach numbers, Global Journal of Research In Engineering, (2014).
- [22]. J. BEAVA, R.S. MA, R. NORT, M.P.

