

شبیه‌سازی عددی سه بعدی بال غشایی با استفاده از روش اندرکنش سیال با سازه (FSI)

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی نساجی، دانشگاه یزد، یزد، ایران، s.abdinasab@stu.yazd.ac.ir

صفیه عبدی نسب

دانشیار، گروه مهندسی نساجی، دانشگاه یزد، یزد، ایران، eekhtiyari@yazd.ac.ir

اسفندیار اختیاری*

دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران، mhsefid@yazd.ac.ir

محمد سفید

چکیده

در این پژوهش روش کوپل دو طرفه (اندرکنش دو طرفه سیال با سازه) برای شبیه‌سازی بال غشایی مورد مصرف در هواپیماهای فوق سبک ارائه شده است. به این منظور، مدل‌سازی عددی توسط نرم افزار **Ansys** و با استفاده از دو حلگر مجزا یکی برای سیال و دیگری برای سازه انجام گرفته است. برخلاف روش یک طرفه، در روش کوپل دو طرفه تغییر شکل بال غشایی در هر گام زمانی مورد توجه قرار می‌گیرد که باعث افزایش دقت شبیه سازی می‌گردد. بال غشایی از پوشش پارچه روی پلن ناکا ۲۴۱۸ ساخته شده است. پارچه ارتوتروپیک و غیر متخلخل در نظر گرفته شده است. تاثیر زاویه حمله، مدول یانگ و ضخامت نمونه، روی ضرایب آیرودینامیکی و تغییر شکل بال غشایی بررسی و شبیه سازی‌ها در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ انجام شد. نتایج نشان می‌دهد که افزایش مدول یانگ از ۱۸۰/۲۵ به ۲۷۰ مگاپاسکال، باعث کاهش ۸۱ و ۷۸ درصدی حداکثر جابجایی بال غشایی در جهت X و Y می‌گردد. افزایش ضخامت از ۰/۴ به ۰/۶ میلی‌متر نیز، باعث کاهش ۸۵ و ۸۰ درصدی حداکثر جابجایی بال غشایی در جهت X و Y شد.

واژه های کلیدی: اندرکنش سیال با سازه، بال غشایی، مدول یانگ، ضرایب آیرودینامیکی، ضخامت پارچه، جابجایی بال غشایی.

Three-Dimensional Numerical Simulation of a Membrane Wing Using the Two-Way Fluid Structure Interaction Approach

S. Abdinasab

Department of Textile Engineering, University of Yazd, Yazd, Iran

E Ekhtiyari

Department of Textile Engineering, University of Yazd, Yazd, Iran

M. Sefid

Department of Mechanical Engineering, University of Yazd, Yazd, Iran

Abstract

In this study the strongly coupled method (two-way fluid structural interaction (FSI)) is presented to simulate the membrane wings used in ultralight aircraft. In the present study, numerical modeling is performed by commercial software ANSYS using two separate solvers one for fluid and one for structure. Unlike the one-way method, the two-way coupled method, membrane wing deformation is considered at each time step, which increases the accuracy of the simulation. The membrane wings are made of fabric covering on the naca 2418 plan. fabric is considered to be orthotropic and non-porous. Influence of angle of attack, Young's modulus and thickness of fabric on the aerodynamic coefficients and membrane wing deformation were investigated. All simulations were performed at $Re=100000$. The results show that increasing the Young's modulus from 180.25 to 270 MPa reduces the maximum membrane displacement in X and Y direction by 81% and 78%, respectively. Increasing the fabric thickness from 0.4 to 0.6 mm also reduced the maximum displacement of the membrane wings in the X and Y directions by 85 and 80%, respectively.

Keywords: Fluid structure interaction (FSI), Membrane wing, Young's modulus, Aerodynamic coefficients, Thickness of fabric, Membrane displacement.

برای ایرفویل با لبه حمله قابل تغییر فرم را در جریانی با عدد ماخ ۰/۳ و ۰/۴ انجام داد. نتایج مقدار هیستریزس برآ، پسا و گشتاور دورانی کمتری برای این ایرفویل نسبت به ایرفویل صلب نشان می‌دهد. در ماخ ۰/۳، ایرفویل یاد شده متغیرهای واماندگی بهتری نسبت به ایرفویل صلب نشان داده است [۱].

در سال ۲۰۰۶ مشود و آمورا رفتار دینامیکی پاراگلایدر را در تونل باد آزمایش کردند. مدل مورد بررسی از دو ریب موازی یکدیگر که پارچه سطوح بالا و پایین آن را در برمی‌گیرد، ساخته شده است. پوسته به نحوی روی ریب قرار گرفت که لبه حمله قابل تغییر فرم و لبه فرار تیز باشد. در این مطالعه پروفایل سطح مقطع مدل با استفاده از

۱- مقدمه

با توسعه سریع فن‌آوری هوانوردی سازه‌های انعطاف‌پذیر مانند صفحه، پوسته و غشا به صورت متناوب برای وسایل نقلیه فضایی، هواپیماهای با عملکرد بالا، وسایل هوایی کوچک و غیره استفاده می‌شود. یکی از مزایای سازه انعطاف‌پذیر این است که امکان انطباق شکل با جریان های مختلف را داراست. از این رو، محققان برای توسعه مدل‌هایی که توانایی پیش‌بینی رفتار آیرودینامیکی سازه‌های انعطاف پذیر را داشته باشد، تلاش بسیار انجام داده‌اند.

شاهین در سال ۲۰۰۰ بررسی نظری روی واماندگی دینامیکی

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: eekhtiyari@yazd.ac.ir

اندازه‌گیری فشار داخلی و فشار خارجی در سطوح بالا و پایین به دست آمده است [۲].

در سال ۲۰۰۸ سونگ و همکارانش، بال‌های غشایی را در تونل باد مورد بررسی قرار دادند. هدف از این پژوهش اندازه‌گیری ضرایب برآ و پسا برای نسبت منظری متفاوت و نیز اندازه‌گیری عملکرد استاتیک و دینامیک غشا بود. به علاوه، آن‌ها مدلی برای غشای دو بعدی ارائه دادند. آزمایشات نشان داد که منحنی برآی این نوع بال در مقایسه با بال صلب، شیب و حداکثر ضریب بیشتری داشته و باعث تاخیر واماندگی می‌شود [۳].

راجراتسیریکل و همکارانش در سال ۲۰۰۹ بررسی تجربی اندرکنش سیال با سازه در رینولدز پایین انجام دادند. آزمایش‌ها در سه ضریب الاستیسته مختلف و در محدود رینولدز ۱۰۶۰۰۰-۵۳۱۰۰ انجام شد. نتایج نشان داد که شکل غشا به تغییرات زاویه حمله بستگی چندانی ندارد. همچنین افزایش عدد رینولدز و کاهش الاستیسته باعث افزایش دامنه ارتعاشات ایرفویل می‌شود. مقایسه ایرفویل با غشای صلب و انعطاف‌پذیر نشان داد که انعطاف‌پذیری باعث کاهش پسا شده و واماندگی را به تاخیر می‌اندازد [۴].

خالد و همکاران در سال ۲۰۱۳ شبیه‌سازی عددی سه بعدی را با استفاده از روش کوپل همزمان ساختار و سیال ارائه کردند. شبیه‌سازی روتور توربین با چهار پره با طول ۴ متر، طول وتر ۰/۶ متر و ایرفویل naca0018 انجام شد. مدل اغتشاشی مورد استفاده مدل انتقال تنش برشی $k-\omega$ ، زمان شبیه‌سازی ۵ ثانیه و گام زمانی ۰/۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. در این مطالعه عددی، روش کوپل دو طرفه و یک طرفه با هم مقایسه شد و نتایج نشان داد کوپل دو طرفه دقت بیشتری در مقایسه با کوپل یک طرفه دارد [۵].

کنتگ و همکارانش در سال ۲۰۱۴ مدلی نظری برای ایرفویل دارای لبه حمله انعطاف‌پذیر ارائه کردند. در این مقاله، جریان هوا لایه‌ای و غیر قابل تراکم در نظر گرفته شده است. اثر تغییرات سختی الاستیسته سازه روی ضریب برآ مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که در ابتدا با افزایش سختی الاستیسته سازه ضریب برآ کاهش می‌یابد و در سختی الاستیسته بالاتر از 3×10^4 ضریب برآ مشابه حالت صلب عمل می‌کند [۶].

در سال ۲۰۱۵ مطالعه عددی برای بررسی اندرکنش سیال با سازه روی بال AGARD 445.6 ارائه شد. در این پژوهش از کوپل یک طرفه در نرم افزار Ansys استفاده شد و جابجایی بال در اثر فشار ایجاد شده از نیروی آیرودینامیکی محاسبه گردید، به این صورت که نیرو در یک سمت بال اعمال و سمت دیگر تکیه‌گاه در نظر گرفته شد. شبیه‌سازی در ماخ ۰/۸، ۰/۹، ۱، ۱/۱ و ۱/۲ انجام و جابجایی کل بال به منظور بررسی حرکت نوک بال رسم شد [۷].

در سال ۲۰۱۶، مدل سازی پارافویل چتر نجات، با استفاده از اندرکنش سیال با سازه در اعداد رینولدز پایین انجام شده است. مدل انتقال برشی $k-\omega$ ، به عنوان مدل اغتشاشی مورد استفاده قرار گرفته است. در این پژوهش مدل برای یک بخش تک سلوله از پارافویل چتر نجات و با هدف بهینه سازی چترنجات ارائه شده است [۸].

در سال ۲۰۱۷، بررسی تجربی و عددی روی بال غشایی دو بعدی و در عدد رینولدز ۲۸۰۰۰۰ برای زوایای حمله ۰-۱۸ انجام شد. نتایج نشان داد که انحنای بال با فشار دینامیکی و زاویه حمله تغییر می‌کند

که باعث واماندگی دیرتر و نرم‌تر می‌شود. دو مدل اغتشاشی متفاوت در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفت. مقایسه نتایج شبیه سازی با آزمایشات تجربی نشان می‌دهد که تغییر شکل غشای اندازه گیری شده با تغییر هندسه مورد انتظار ایرفویل همخوانی دارد [۹].

در این مقاله اندر کنش سیال با بال غشایی در حالت ۳ بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. در تحقیقاتی که تاکنون انجام شده است محدودیت‌هایی چون صلبیت غشا، دوبعدی بودن جریان، ایزوتروپیک فرض نمودن پارچه و کوپل یک طرفه اعمال شده است. بنابراین بررسی‌های دقیق روی نیروهای آیرودینامیک وارد بر بال غشایی ضروری به نظر می‌رسد. به منظور بررسی تاثیر مدول یانگ و ضخامت بر نیروهای آیرودینامیکی و میزان حداکثر جابجایی بال غشایی، شبیه سازی روی سه نمونه پارچه متفاوت و در ۴ زاویه حمله انجام شده است. در این مطالعه پارچه ارتوتروپیک در نظر گرفته شده است.

۲- مبانی و روش‌ها

۲-۱- فرضیات مسئله

قبل از بیان معادلات حاکم بر مسئله ابتدا فرضیات در نظر گرفته شده برای شبیه‌سازی ارائه می‌گردد.

۱. فاز سیال (هوا) تراکم ناپذیر و دارای چگالی ثابت است.
۲. دمای فرآیند ثابت در نظر گرفته شده و از حل معادله انرژی صرف نظر شده است.
۳. پارچه ارتوتروپیک فرض شده و از تخلخل آن صرف نظر شده است.

۲-۲- معادلات حاکم

۲-۲-۱- معادله پیوستگی و مومنتوم

معادله پیوستگی یا بقای جرم و معادله مومنتوم به ترتیب در معادلات (۱-۲) بیان شده است [۱۰].

$$\frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial (U_i U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{\partial P}{\partial x_i} \quad (2)$$

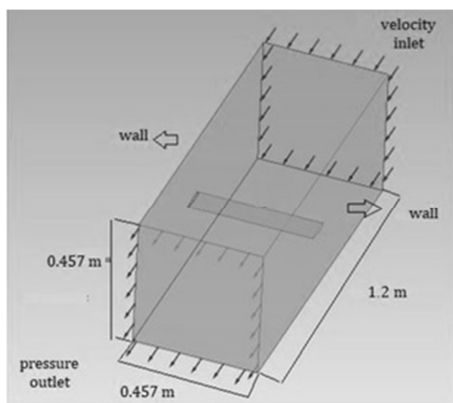
۲-۲-۲- معادله جریان مغشوش

با توجه به عدد رینولدز باید از مدل اغتشاشی مناسب استفاده شود. در این حالت، جریان لایه مرزی نقش مهمی در نتایج ایجاد می‌کند. بنابراین مدل کردن جریان نزدیک دیوار روی دقت نتایج تاثیر مهمی دارد. در مقایسه با مدل‌های دیگر اغتشاشی مدل $k-\omega$ دقت مناسبی برای جریان‌های با رینولدز پایین دارد [۱۱-۱۵]. بنابراین مدل انتقال تنش برشی $k-\omega$ برای شبیه‌سازی استفاده شد.

مدل انتقال تنش برشی $k-\omega$ به طور همزمان قابلیت مدل $k-\omega$ در شبیه‌سازی نواحی با رینولدز پایین و قابلیت مدل $k-\epsilon$ در شبیه‌سازی نواحی با رینولدز بالا را در اختیار گرفته است. معادلات (۳-۶) معادلات انتقال برای k و ω را بیان می‌کند [۸].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega U_j) + G_\omega = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] - Y_\omega + S_\omega \quad (4)$$



شکل ۱- ابعاد ناحیه حل و شرایط مرزی

۲-۴- حرکت شبکه

با توجه به اینکه هدف پژوهش شبیه‌سازی سه بعدی رفتار بال غشایی است ناحیه حل به دو زیر بخش تقسیم شده که مرز مشترک، ارتباط بین این دو را در حین شبیه‌سازی برقرار می‌کند. حرکت شبکه در این مرز رخ می‌دهد.

در نرم افزار CFX امکان انتخاب نحوه تغییر شکل شبکه وجود دارد. انتخاب گزینه حرکت مناطق مشخص^۱، تعیین حرکت گره‌ها روی مرز یا نواحی شبکه را امکان پذیر می‌کند و حرکت بقیه گره‌ها به وسیله مدل حرکت شبکه تعیین می‌شود.

با استفاده از این مدل، جابجایی‌هایی که در مرزهای ناحیه حل یا زیردامنه اعمال شده با حل معادله (۱۳) به نقاط دیگر تعمیم داده می‌شود[۸].

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \delta) = 0$$

(۱۳)

در این معادله، δ جابجایی نسبت به محل قبلی شبکه و γ ضریب انتشار است. ضریب انتشار بیانگر میزان حرکت هر ناحیه از گره‌ها نسبت به یکدیگر است. این معادله در هر گام زمانی، حل می‌شود و جابجایی در هر مرحله با مرحله قبلی سنجیده می‌شود. نحوه حرکت شبکه هر مرز در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- شرایط مرزی و نحوه حرکت شبکه

مرز	حرکت شبکه	شرط مرزی
ورودی	ثابت	سرعت ورودی
خروجی	ثابت	فشار ثابت
سایر مرزها	ثابت	دیوار
بال غشایی	متغیر	مرز مشترک

۲-۵- آزمایش روی پارچه

در این پژوهش آزمایشات متعددی روی نمونه پارچه‌ها انجام گردید. این آزمایش‌ها شامل اندازه‌گیری مدول یانگ، ضریب پواسن و

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (5)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (6)$$

۲-۲-۳- معادلات سازه‌ای پارچه

محاسبات برای ساختار پارچه با استفاده از معادله (۷) انجام می‌شود. این معادله با استفاده از روش المان محدود حل می‌شود[۱۶].

$$([K_e] + [K_e^f])\{u\} = [M_e]\{\ddot{u}\} + \{F_e^{pr}\} + \{F_e^{nd}\} \quad (7)$$

در این معادله $\{F_e^{nd}\}$ بردار نیروهای گرهی اعمالی به المان است. همچنین $[K_e]$ ماتریس سختی المان، $[K_e^f]$ ماتریس سختی پایه المان، $[M_e]$ ماتریس جرم المان، $\{\ddot{u}\}$ بردار شتاب و $\{F_e^{pr}\}$ بردار فشاری المان است که از معادلات (۸-۱۲) به دست می‌آید.

$$[K_e] = \int_{vol} [B]^T [Q] [B] dV \quad (8)$$

$$[K_e^f] = K \int_{area} [N_n]^T [N_n] dA \quad (9)$$

$$[M_e] = \rho \int_{vol} [N]^T [N] dV \quad (10)$$

$$\{\ddot{u}\} = \frac{\partial^2}{\partial t^2} \{u\} \quad (11)$$

$$\{F_e^{pr}\} = \int_{area} [N_n]^T \{P\} dA \quad (12)$$

در این معادلات $[B]$ ماتریس تغییرشکل - کرنش، $[Q]$ ماتریس الاستیسیته، K سختی پایه، $[N_n]$ ماتریس تابع شکل برای حرکت عمود، ρ چگالی، $[N]$ ماتریس تابع شکل، $\{u\}$ بردار تغییر شکل گرهی و $\{P\}$ بردار فشار است.

۲-۳- هندسه مسئله، شرایط مرزی

ایرفویل مورد بررسی ناکا ۲۴۱۸ در زوایای حمله متفاوت و عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ است. طول وتر ایرفویل ۱۰ سانتی‌متر و پهنای آن برابر با پهنای ناحیه حل در نظر گرفته شده است. همانطور که در شکل ۱ قابل مشاهده است ابعاد ناحیه حل به ترتیب ۱۲۰، ۴۵/۷ و ۴۵/۷ سانتی‌متر انتخاب شده است. شرایط مرزی در جدول ۱ آورده شده است.

به منظور حل معادلات از نرم افزار CFX نسخه ۲۰۱۷ استفاده شده است. با توجه به شرایط ناپایدار مسئله، شبیه‌سازی در شرایط غیر دائم و با گام زمانی ۰/۰۰۲ ثانیه انجام شده است. معیار همگرایی برای تمام مراحل 10^{-5} در نظر گرفته شده است.

¹Regions of Motion Specified

مدول برشی است. برخی از متغیرها نیز با کمک معادلات محاسبه شد. ساختار پارچه، ارتوتروپیک در نظر گرفته شده است. در این مواد، تعداد متغیرهای ماتریس سختی ۹ متغیر بوده که با ۹ خصوصیت ماده شامل ۳ مدول یانگ، ۳ مدول برشی و ۳ ضریب پواسن در جهت تار، پود و ضخامت مرتبط است. زیرنویس ۲،۱ و ۳ به ترتیب مربوط به جهت تار، پود و ضخامت است.

۲-۵-۱- اندازه‌گیری مدول یانگ

برای اندازه‌گیری خواص کششی پارچه دو روش نرخ ثابت ازدیاد طول و نرخ ثابت نیرو وجود دارد. در این پژوهش از دستگاه اینسترون با نرخ ثابت ازدیاد طول استفاده شده است. برای تولید نمونه‌ها طبق استاندارد از هر پارچه، ۵ نمونه با ابعاد ۳۰۰ در ۵۰ میلی‌متر در ۲ جهت تار و پود مورد آزمایش قرار گرفته است. در این آزمایش طول بین فک‌ها ۲۰۰ میلی‌متر و نرخ ازدیاد طول ۵۰ میلی‌متر بر دقیقه در نظر گرفته شد [۱۷]. در نهایت برای هر نمونه نمودار نیرو- ازدیاد طول به دست آمد و با استفاده از معادله (۱۴) مدول یانگ در دو جهت تار و پود محاسبه گردید [۱۸].

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} = \frac{F}{\varepsilon \times b \times h} \quad (14)$$

در معادله (۱۴) E و σ به ترتیب، مدول یانگ و تنش بر حسب مگاپاسکال است. F، نیروی کششی بر حسب نیوتن، ε ازدیاد طول بر حسب درصد، b و h به ترتیب عرض و ضخامت نمونه بر حسب میلی‌متر است.

۲-۵-۲- اندازه‌گیری ضریب پواسن

زمانی که کشش به تار وارد می‌شود، پارچه در جهت تار کشیده و در جهت پود جمع می‌شود. این پدیده با ضریب پواسن تعریف می‌گردد و مقدار آن برای پارچه‌ها بین ۰/۱ تا ۲ متغیر است [۱۸]. تمام ضرایب پواسن به جز ν_{13} و ν_{23} با اعمال ده درصد ازدیاد طول تا حد پارگی به نمونه‌ها و اندازه‌گیری نسبت کرنش عرضی به کرنش طولی به دست آمد. برای محاسبه ν_{13} از معادلات (۱۶-۱۵) استفاده شد [۱۹]. نتایج مربوط به مدول یانگ و ضرایب پواسن در جدول ۲ آورده شده است. در این جدول، زیرنویس ۲،۱ و ۳ به ترتیب مربوط به نمونه پارچه با ضخامت ۰/۴، ۰/۵ و ۰/۶ میلی‌متر است.

$$\nu_{13} = \frac{\nu_{31}E_{11}}{E_{33}} \quad (15)$$

$$\nu_{23} = \frac{\nu_{32}E_{22}}{E_{33}} \quad (16)$$

جدول ۲- مدول یانگ و ضریب پواسن نمونه پارچه‌ها

کد	E_{11} (Mpa)	E_{22} (Mpa)	E_{33} (Mpa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
PV۱	۳۷۰	۱۴۰	۱۱۰۱۲/۵	۰/۷۶	۰/۰۴	۰/۰۴
PE۱	۱۸۰/۲۵	۸۱/۳۶	۶۷۵/۹۳۸	۰/۶	۰/۰۴	۰/۰۴
C۱	۲۳۰	۱۵۰	۸۶۲/۵	۰/۷	۰/۰۴	۰/۰۴
PV۲	۲۵۰	۱۶۰	۸۳۳/۳۳	۰/۷	۰/۰۳	۰/۰۳
PV۳	۲۷۰	۱۴۰	۷۳۸/۰۵	۰/۶	۰/۰۵	۰/۰۵

۳-۵-۲- اندازه‌گیری مدول برشی

کیلی فرمولی ارائه کرده است که به وسیله آن می‌توان مدول یانگ پارچه را در جهت‌هایی که با نخ تار زاویه دارند به دست آورد [۲۰]. با توجه به این فرمول اگر پارچه‌ها در جهتی کشیده شوند که با نخ‌های تار زاویه ۴۵ درجه بسازد مدول در آن جهت- E_{45} - با مدول برشی G_{12} توسط معادله (۱۷) مرتبط خواهد بود [۲۰].

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{4}{E_{45}} - \frac{1 - \nu_{21}}{E_{11}} - \frac{1 - \nu_{12}}{E_{22}} \quad (17)$$

در این معادله E_{11} ، E_{22} مدول یانگ در جهت تار و پود و ν_{12} ، ν_{21} ضریب پواسن درجهت تار و پود است. برای تعیین مدول برشی G_{12} از آزمایش استحکام پارچه در جهت ۴۵ درجه استفاده شد. از هر پارچه، ۵ نمونه به ابعاد ۳۰۰ در ۵۰ میلی‌متر در جهت ۴۵ درجه نسبت به تار بریده و آزمایشات کشش روی نمونه‌ها انجام گرفت [۲۰]. سپس با استفاده از معادله (۱۷) مدول برشی محاسبه شد. مدول‌های برشی G_{23} و G_{13} با استفاده از معادلات (۲۶-۱۸) - معادلاتی که کو و همکاران [۱۹] ارائه کردند - محاسبه گردید. داده‌های حاصل از انجام آزمایشات و محاسبات در جدول ۳ آورده شده است.

$$Q_{12} = E_{11} \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{\Delta} \quad (18)$$

$$Q_{13} = E_{11} \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{\Delta} \quad (19)$$

$$Q_{23} = E_{22} \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{\Delta} \quad (20)$$

$$Q_{44} = G_{23} \quad (21)$$

$$Q_{55} = G_{13} \quad (22)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (23)$$

$$\Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13} \quad (24)$$

$$(Q_{12} - Q_{13} + Q_{66} - Q_{55}) = 0 \quad (25)$$

$$(Q_{23} - Q_{12} + Q_{44} - Q_{66}) = 0 \quad (26)$$

جدول ۳- مدول برشی نمونه پارچه‌ها

کد	G_{12} (Mpa)	G_{13} (Mpa)	G_{23} (Mpa)
PV۱	۱۸/۲۳	۷۲/۷۵	۱۴۲/۱۲
PE۱	۸/۶۲	۱۶/۳۹	۴۵/۳۹
C۱	۶/۸۰۷	۷۵/۷۳۳	۱۵۹/۸۱۹
PV۲	۱۵/۹۷	۱۱۸/۸۲	۱۶۲/۶۸
PV۳	۱۵/۱۵	۳۵/۹۱	۷۹/۵۳

۲-۶- استقلال شبکه سیال

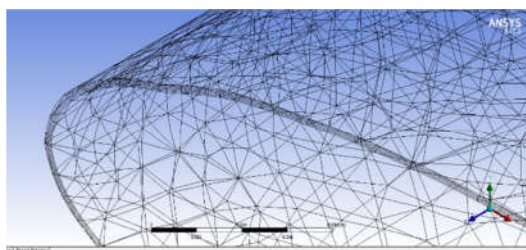
به منظور بررسی استقلال شبکه ۴ نوع مختلف مورد بررسی قرار گرفت (جدول ۴). معیار بررسی استقلال از مش، ضریب برای محاسبه شده برای عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و زاویه حمله صفر است. با توجه به

۷-۲- استقلال شبکه سازه پارچه‌ای

۴ نوع شبکه بندی برای بررسی استقلال شبکه سازه پارچه انجام شد. در جدول ۵ تعداد سلول‌ها، کیفیت شبکه و نیز نتایج ضرایب برآ قابل مشاهده است. معیار بررسی استقلال از شبکه، ضریب برآ محاسبه شده برای عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و زاویه حمله صفر است. نتایج نشان می‌دهد که با تغییر تعداد مش شبکه از ۳ به ۴ تغییر قابل توجهی در مقدار ضریب برآ دیده نمی‌شود. به همین دلیل شبکه ۳ برای انجام محاسبات انتخاب شد. نمایی از شبکه ۳ در شکل ۴ آورده شده است.

جدول ۵- نتایج حاصل از استقلال شبکه سازه

شبکه	تعداد سلول	کیفیت شبکه	ضریب برآ
شبکه ۱	۲۴۲۳۵	۰/۳۱۶۶	۰/۱۷۷۳۴
شبکه ۲	۹۵۷۹۱	۰/۳۱۹۵	۰/۱۷۵۷۴
شبکه ۳	۱۱۷۱۳۸	۰/۳۴۶۹	۰/۱۵۹۶۰
شبکه ۴	۱۴۱۹۷۷	۰/۳۰۵۰	۰/۱۵۹۴۵



شکل ۴- نمایی از شبکه ۳ موجود در جدول ۵

۸-۲- استقلال نتایج از گام زمانی

برای بررسی اثر انتخاب گام زمانی روی ضرایب برآ و پسا نتایج حاصل از حل برای ۴ گام زمانی متفاوت در نمونه پارچه PV و برای زاویه حمله صفر در جدول ۶ آورده شده است. با کاهش گام زمانی از ۲ به ۱/۵ میلی‌ثانیه، تغییرات ضرایب برآ و پسا کمتر یک درصد به دست آمد. بنابراین گام زمانی ۲ میلی‌ثانیه برای محاسبات انتخاب گردید.

جدول ۶- نتایج حاصل از گام‌های زمانی متفاوت

گام زمانی (ms)	ضریب برآ	ضریب پسا
۳	۰/۱۵۴۲۹۵	۰/۰۲۴۱۹۹
۲/۵	۰/۱۵۵۱۰	۰/۰۲۳۰۹۰
۲	۰/۱۵۵۲۸۳	۰/۰۲۲۲۸۱
۱/۵	۰/۱۵۵۱۷۱	۰/۰۲۲۶۹۶

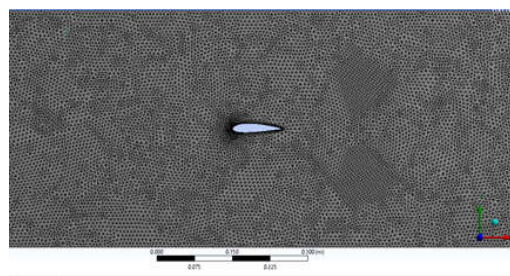
۹-۲- اعتبار سنجی نتایج

به منظور اعتبار سنجی نتایج به دست آمده توسط نرم افزار Ansys از داده‌های تجربی مرجع [۲۲] استفاده شده است. در شکل ۵ و ۶ به ترتیب نتایج ضریب برآ و پسای به دست آمده در رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و در زوایای حمله ۰ تا ۱۷/۵ در برابر نتایج آزمایشگاهی رسم شده است. میزان متوسط خطای نسبی بین نتایج عددی و آزمایشگاهی برای این دو نمودار به ترتیب ۷/۴۴۲ و ۵/۲۶۶ درصد است که نشان دهنده

نتایج مشاهده گردید که با تغییر تعداد مش شبکه از ۳ به ۴ تغییر قابل توجهی در مقدار ضریب برآ دیده نمی‌شود. از سوی دیگر زمان محاسبه توسط شبکه ۴ نسبت به شبکه ۳ بسیار بیشتر است. از اینرو شبکه ۳ برای انجام محاسبات انتخاب شد. در شکل ۲ نمایی از شبکه ۳ نشان داده شده است.

جدول ۴- نتایج حاصل از استقلال شبکه سیال

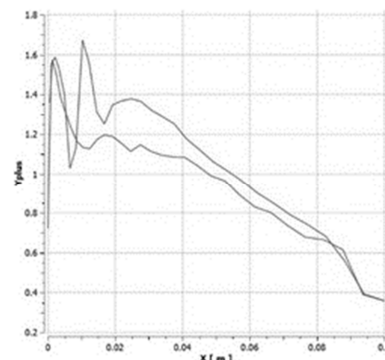
شبکه	تعداد سلول	کیفیت شبکه	ضریب برآ
شبکه ۱	۸۶۴۳۷۹	۰/۷۹۳۹	۰/۲۲۰۳
شبکه ۲	۱۶۱۷۷۳۸	۰/۸۱۴۹	۰/۲۱۷۴
شبکه ۳	۲۷۲۶۷۶۶	۰/۸۶۳۸	۰/۱۹۷۵
شبکه ۴	۲۷۳۲۵۵۱	۰/۸۶۳۷	۰/۱۹۶۸



شکل ۲- نمایی از شبکه ۳ از جدول ۴

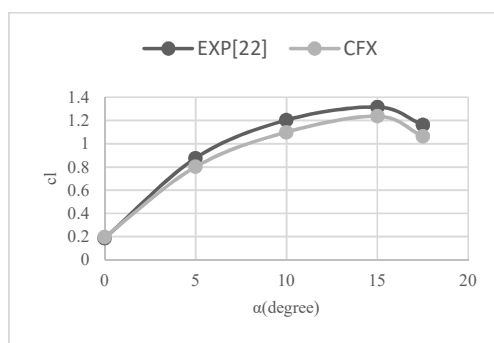
۱-۶-۲- توزیع γ^+ بر روی ایرفویل

به طور کلی دو روش برای مدل کردن نواحی نزدیک دیوار وجود دارد. در روش اول ناحیه تحت تاثیر لزجت به کمک فرمول‌های نیمه تجربی - توابع دیوار- حل می‌شوند. در روش دیگر، میدان جریان تا لبه دیوار به طور کامل به صورت عددی تحلیل می‌شود؛ بنابراین مدل‌های مغشوش باید اصلاح گردند تا بتوانند ناحیه‌های تحت اثر لزجت را شبیه‌سازی کنند. برای حالت‌هایی که عدد رینولدز جریان پایین است روش توابع دیوار مناسب نمی‌باشد و باید از روش مدل کردن نزدیک دیوار استفاده نمود [۲۱]. هنگامی که از این شیوه استفاده می‌شود، مقدار γ^+ در نزدیک دیوار باید کمتر از ۲ باشد تا بتوان سرعت میانگین را در این ناحیه حل نمود. شکل ۳ نحوه توزیع γ^+ را بر روی ایرفویل نشان می‌دهد.

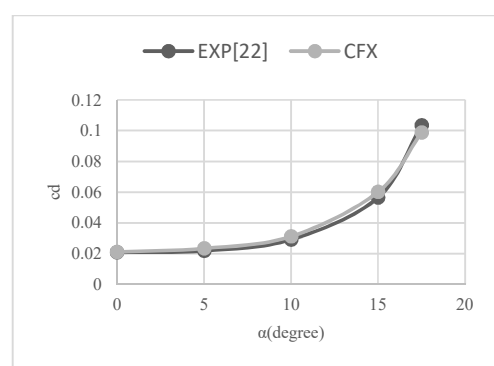


شکل ۳- نحوه توزیع γ^+ بر روی ایرفویل

توانایی مناسب مدل برای پیش‌بینی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل است.



شکل ۵- نتایج ضریب برآی شبیه‌سازی و داده‌های تجربی مرجع در رینولدز ۱۰۰۰۰۰ [۲۲]



شکل ۶- نتایج ضریب پسا شبیه‌سازی و داده‌های تجربی مرجع در رینولدز ۱۰۰۰۰۰ [۲۲]

۳- نتایج

در این پژوهش شبیه‌سازی رفتار بال غشایی در زوایای حمله مختلف روی پارچه PV انجام گرفت (کد ۱). در ادامه، به منظور بررسی اثر الاستیسیته ۳ نوع پارچه با مدول یانگ متفاوت در زوایای حمله ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه مورد بررسی قرار گرفت (کد ۲، ۳ و ۴). در نهایت اثر ضخامت روی نمونه پارچه PV بررسی گردید (کد ۴، ۵ و ۶). تمام شبیه‌سازی‌ها در رینولدز ۱۰۰۰۰۰ انجام شد. جدول ۷ متغیرهای نمونه مورد بررسی را نشان می‌دهد.

جدول ۷- متغیرهای سازه مورد استفاده در شبیه‌سازی

کد	α (degree)	E_{11} (Mpa)	h (mm)
۱	۰،۵،۱۰،۱۵	۲۷۰	۰/۶
۲	۰،۵،۱۰،۱۵	۱۸۰/۲۵	۰/۶
۳	۰،۵،۱۰،۱۵	۲۳۰	۰/۶
۴	۰،۵،۱۰،۱۵	۲۵۰	۰/۵
۵	۰،۵،۱۰،۱۵	۲۳۰/۶۴	۰/۴

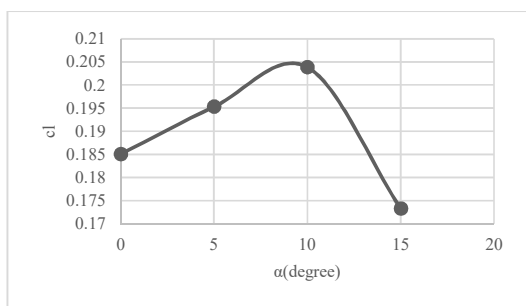
۳-۱- اثر زاویه حمله

ضرایب آیرودینامیکی پسا، برآ و میزان تغییر شکل بال غشایی برای نمونه پارچه PV در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ با ضخامت ۰/۶

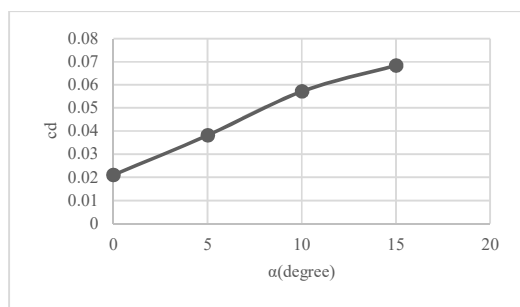
میلی‌متر محاسبه شد. برای بررسی اثرات زاویه حمله این شبیه‌سازی در محدوده زاویه حمله ۰-۱۵ درجه و با فاصله ۵ درجه انجام گردید.

۳-۱-۱- ضرایب آیرودینامیکی

ضرایب برآ و پسا به دست آمده در این پژوهش برای نمونه پارچه PV در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و در ۴ زاویه حمله به ترتیب در شکل ۷ و ۸ آورده شده است. ضخامت نمونه ۰/۶ میلی‌متر انتخاب شد.



شکل ۷- ضریب برآی به دست آمده مربوط به نمونه پارچه PV در زوایای حمله مختلف

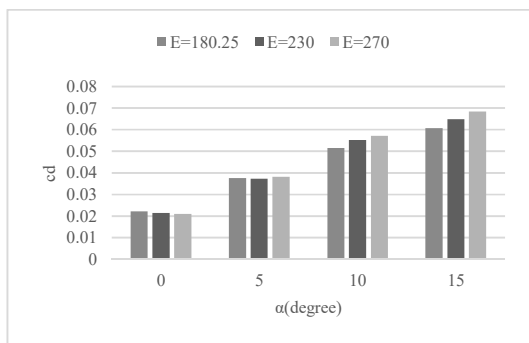


شکل ۸- ضریب پسا به دست آمده مربوط به نمونه پارچه PV در زوایای حمله مختلف

با توجه به نتایج به دست آمده مشخص است که برخلاف ایرفویل صلب که واماندگی در زاویه حمله ۱۷/۵ رخ می‌دهد (شکل ۵) در بال غشایی واماندگی قبل از زاویه ۱۵ درجه مشاهده می‌شود. همچنین، مقایسه نتایج بال غشایی با نوع صلب نشان می‌دهد که ضرایب برآ و پسا در بال پارچه‌ای نسبت به بال صلب (شکل‌های ۵ و ۶) کاهش یافته است.

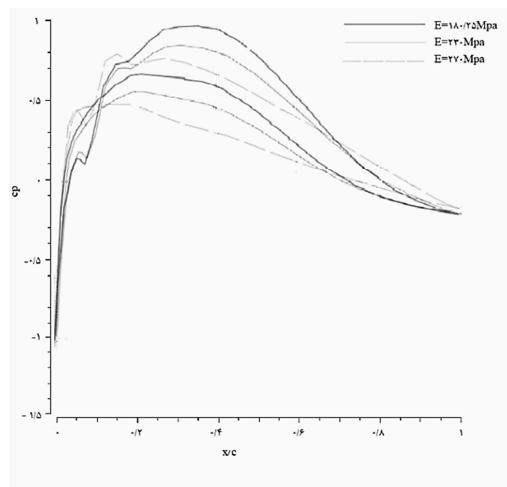
۳-۱-۲- تغییر شکل ایجاد شده در بال غشایی

به منظور بررسی تاثیر زاویه حمله بر تغییر شکل روی داده در بال غشایی از متغیر حداکثر مقدار جابجایی، در جهت X و Y استفاده شد. مقادیر حداکثر جابجایی در جهت X و Y برای نمونه پارچه PV به ترتیب در شکل ۹ و ۱۰ آورده شده است. بررسی نمودارها نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله تغییر شکل‌ها در هر دو جهت یاد شده افزایش یافته است. افزایش زاویه حمله از صفر به ۱۵ درجه باعث افزایش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۱۳ و ۱۲ درصد شده است. در مرجع [۲۳] نیز، افزایش تغییر شکل در اثر افزایش زاویه حمله گزارش شده است.



شکل ۱۲- ضریب پسیای به دست آمده مربوط به نمونه پارچه‌ها با مدول یانگ متفاوت در زاویای حمله متفاوت

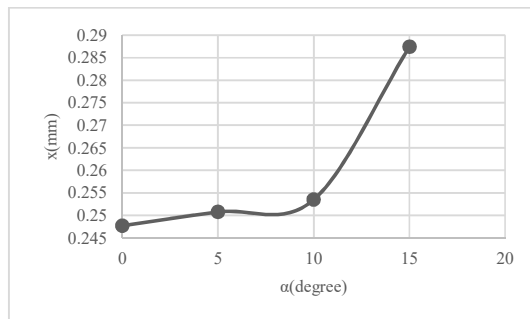
نتایج نشان می‌دهد که با افزایش مدول یانگ، ضریب برآ و پسا افزایش می‌یابد، گرچه تغییرات در ضریب پسا کمتر است. این تفاوت را می‌توان با بررسی نمودار ضریب فشار ۳ نمونه پارچه بررسی کرد. همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود حداکثر اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین مربوط به نمونه با مدول ۲۷۰ مگاپاسکال است که بیشترین ضریب برآ را داراست. با توجه به نظریه ایرفویل نازک توقع داریم که با افزایش انحنای بال میزان برآ افزایش یابد [23].



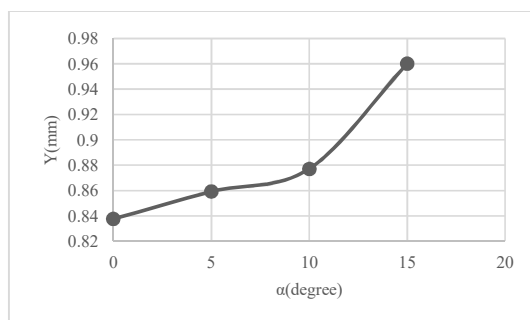
شکل ۱۳- ضریب فشار به دست آمده مربوط به نمونه پارچه‌ها با مدول یانگ متفاوت در زاویه حمله ۱۰ درجه

۳-۲-۲- تغییر شکل ایجاد شده در بال غشایی

مقادیر حداکثر جابجایی در جهت X و Y برای نمونه‌ها با مدول یانگ متفاوت به ترتیب در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ آورده شده است. از آنجایی که مدول یانگ بیانگر مقاومت مواد در برابر تغییر شکل است انتظار می‌رود که با افزایش مدول یانگ تغییر شکل کاهش یابد. بررسی نمودارها نشان می‌دهد که افزایش مدول یانگ از ۱۸۰/۲۵ به ۲۷۰ مگاپاسکال باعث کاهش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۸۱ و ۷۸ درصد شده است. کاهش جابجایی با افزایش مدول یانگ با نتایج ارائه شده در مرجع [۲۳] همخوانی دارد.



شکل ۹- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت X مربوط به نمونه پارچه PV در زاویای حمله مختلف



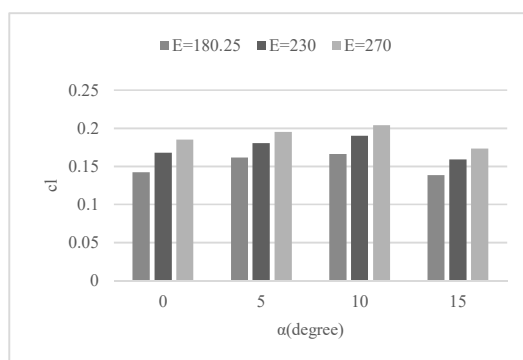
شکل ۱۰- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت Y مربوط به نمونه پارچه PV در زاویای حمله مختلف

۳-۲- اثر تغییر مدول یانگ

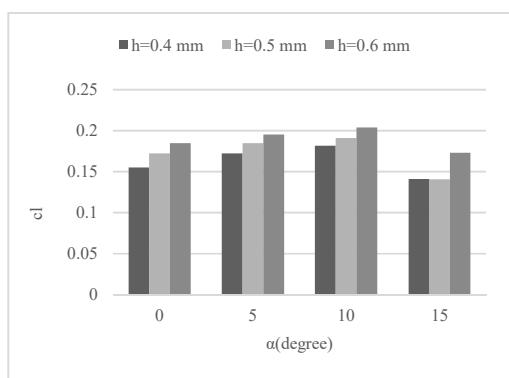
در این پژوهش، برای بررسی اثر تغییر مدول یانگ عملکرد بال پارچه‌ای، ۳ نمونه پارچه با زاویای حمله متفاوت مورد بررسی قرار گرفت.

۳-۲-۱- ضرایب آیرودینامیکی

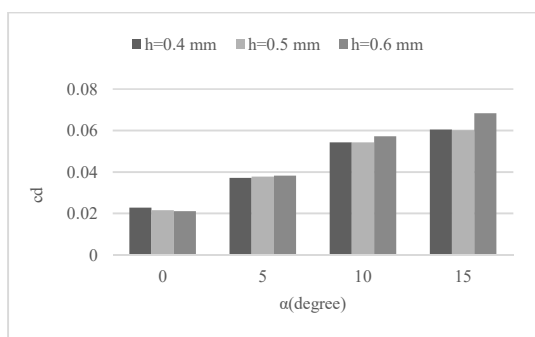
به منظور بررسی اثر مدول یانگ، ضرایب برآ و پسیای برای ۳ نمونه پارچه به ترتیب در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ آورده شده است. محاسبات برای عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ و در زاویای حمله ۱۰، ۵۰ و ۱۵ درجه مورد بررسی قرار گرفت. ضخامت تمام نمونه‌ها ۰/۶ میلی‌متر انتخاب گردید.



شکل ۱۱- ضریب برآی به دست آمده مربوط به نمونه پارچه‌ها با مدول یانگ متفاوت در زاویای حمله متفاوت

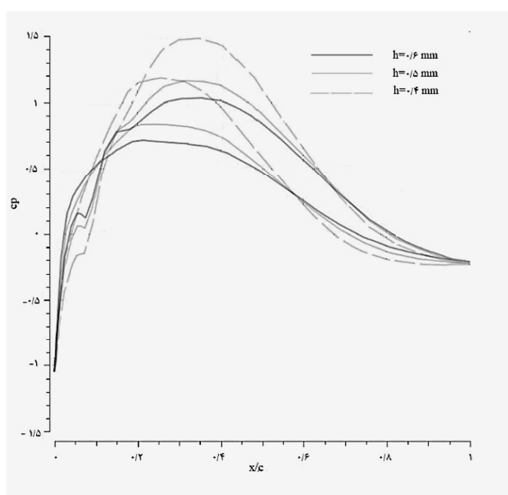


شکل ۱۶- ضریب برآی به دست آمده مربوط به نمونه پارچه PV با ضخامت متفاوت در زاویای حمله متفاوت

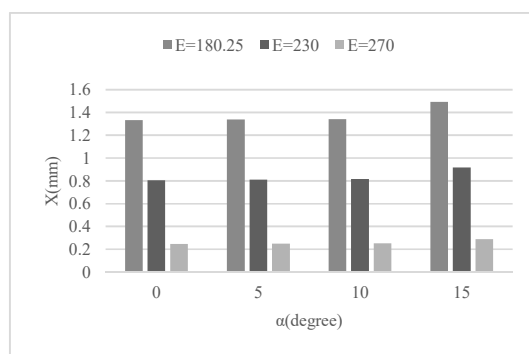


شکل ۱۷- ضریب پسای به دست آمده مربوط به نمونه پارچه PV با ضخامت متفاوت در زاویای حمله متفاوت

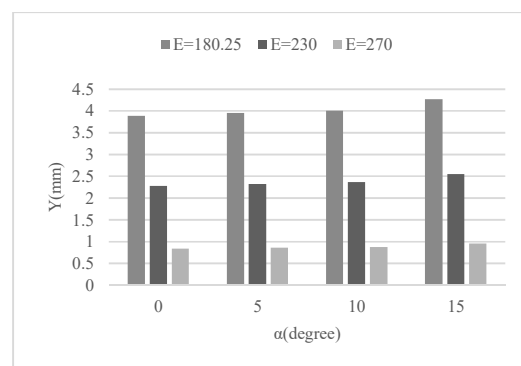
نمودار ضریب فشار ۳ نمونه پارچه در شکل ۱۸ آورده شده است. در این نمودار، مشاهده می‌شود که حداکثر اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین مربوط به نمونه با ضخامت ۰/۶ میلی‌متر است که باعث افزایش ضریب برآ در این پارچه شده است.



شکل ۱۸- ضریب فشار به دست آمده مربوط به نمونه پارچه PV با ضخامت متفاوت در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۴- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت X مربوط به نمونه پارچه‌ها با مدول یانگ متفاوت در زاویای حمله متفاوت



شکل ۱۵- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت Y مربوط به نمونه پارچه‌ها با مدول یانگ در زاویای حمله متفاوت

۳-۳-۳- اثر تغییر ضخامت

ضرایب آیرودینامیکی پسا و برآ و میزان تغییر شکل بال غشایی برای نمونه پارچه PV در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ در ۳ ضخامت ۰/۴، ۰/۵ و ۰/۶ میلی‌متر محاسبه شد.

۳-۳-۱- ضرایب آیرودینامیکی

ضرایب برآ و پسای به دست آمده برای نمونه پارچه PV در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و در ۳ ضخامت به ترتیب در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش ضخامت از ۰/۴ به ۰/۶ میلی‌متر، ضریب برآ و پسا به ترتیب به صورت میانگین ۱۶ و ۷ درصد افزایش می‌یابد. در مرجع [24] نیز، نمونه پارچه‌ها با ضخامت‌های متفاوت در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفتند که در نهایت نمونه‌های ضخیم‌تر پسای بیشتری تولید کردند.

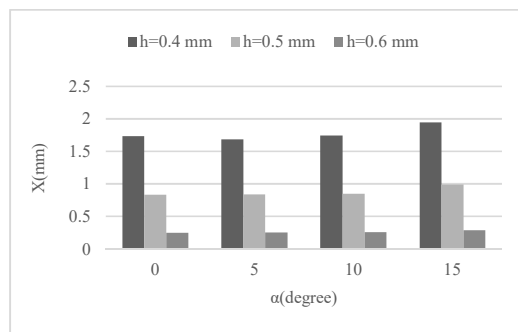
یانگ ضریب برآ و پسا افزایش می‌یابد. این تفاوت را می‌توان با بررسی نمودار ضریب فشار ۳ نمونه پارچه بررسی کرد. حداکثر اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین مربوط به نمونه با مدول ۲۷۰ مگاپاسکال است که باعث افزایش ضریب برآ در این پارچه شده است. افزایش مدول یانگ از ۱۸۰/۲۵ به ۲۷۰ مگاپاسکال باعث کاهش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۸۱ و ۷۸ درصد شده است. ضرایب برآ و پسی به دست آمده برای نمونه پارچه PV در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و در ضخامت و زوایای حمله متفاوت مقایسه شد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش ضخامت از ۰/۴ به ۰/۶ میلی‌متر، ضریب برآ و پسا به ترتیب ۱۶ و ۷ درصد افزایش می‌یابد. افزایش ضخامت پارچه باعث کاهش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۸۵ و ۸۰ درصد شده است.

۵- نمادها

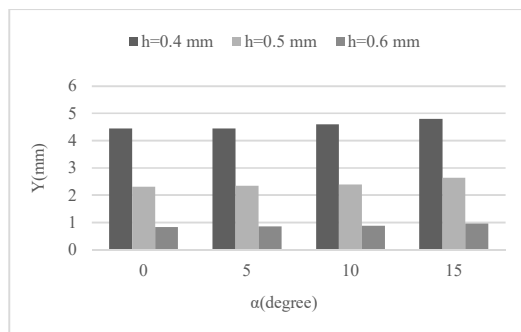
B	ماتریس تغییر شکل - کرنش (-)
E	مدول یانگ (MPa)
F_e^{nd}	بردار نیروهای گرهی اعمالی به المان (N)
F_e^{pr}	بردار فشاری المان (N)
G	مدول برشی (MPa)
K	سختی پایه (N/m)
K_e	ماتریس سختی المان (N/m)
K_e^f	ماتریس سختی پایه المان (N/m)
M_e	ماتریس جرم المان (Kg)
N	ماتریس تابع شکل (-)
N_n	ماتریس تابع شکل برای حرکت عمود (-)
P	بردار فشار (MPa)
Q	ماتریس سختی (MPa)
U_i	سرعت (m/s)
X_i	مختصات دکارتی (m)
b	عرض نمونه (mm)
cd, cl, cp	ضریب پسا، برآ و فشار (-)
h	ضخامت (mm)
u	بردار جابجایی (m)
$\ddot{u}$	بردار شتاب (m/s^2)
y^+	فاصله دیوار (-)
α	زاویه حمله (degree)
γ	ضریب انتشار (-)
δ	جابجایی نسبت به محل قبلی شبکه (-)
ε	نرخ اضمحلال لزجی انرژی جنبشی آشفته (m^2/s^3)
κ	انرژی جنبشی جریان آشفته (m^2/s^2)

۳-۳-۲- تغییر شکل ایجاد شده در بال غشایی

شکل ۱۹ و ۲۰ حداکثر جابجایی را در جهت X و Y برای نمونه PV با ضخامت های مختلف نشان می‌دهد. در نمونه‌های پارچه‌ای انتظار می‌رود که با افزایش ضخامت میزان جابجایی کاهش یابد. با توجه به نتایج، افزایش ضخامت پارچه از ۰/۴ به ۰/۶ میلی‌متر، باعث کاهش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۸۵ و ۸۰ درصد شده است.



شکل ۱۹- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت X پارچه PV با ضخامت متفاوت در زوایای حمله متفاوت



شکل ۲۰- حداکثر تغییر شکل بال غشایی در جهت Y پارچه PV با ضخامت متفاوت در زوایای حمله متفاوت

۴- نتیجه گیری

پژوهش حاضر مدل‌سازی سه بعدی بال غشایی را در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ با ضریب رعنایی ۴/۵ ارائه کرده است. شبکه‌بندی سیال با نتایج تجربی مقایسه شده است که تطابق خوبی را نشان داده است. در این پژوهش، تاثیر زاویه حمله، مدول یانگ و ضخامت روی ضرایب آیرودینامیکی و تغییر شکل بال غشایی بررسی شده است. نتایج شبیه سازی بیانگر آن است که واماندگی در بال غشایی زودتر از نوع صلب آن رخ می‌دهد. در بال صلب زاویه واماندگی ۱۷/۵ درجه است ولی در بال غشایی واماندگی قبل از ۱۵ درجه رخ داده است. نتایج همچنین نشان داد که افزایش زاویه حمله باعث افزایش حداکثر جابجایی در جهت X و Y به ترتیب به میزان ۱۳ و ۱۲ درصد شده است.

به منظور بررسی اثر مدول یانگ، ضرایب برآ و پسی برای ۳ نمونه پارچه برای عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰ و با زوایای حمله متفاوت و ضخامت ۰/۶ میلی‌متر محاسبه شد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش مدول

- [15] Shankara P. and Snyder D., Numerical simulation of high lift trap wing using STAR-CCM+. In *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, USA, 2012.
- [16] Benra F.K., Dohmen H.J., Pei J., Schuster S. and Wan B., A Comparison of One-Way and Two-Way Coupling Methods for Numerical Analysis of Fluid-Structure Interactions. *Journal of Applied Mathematics*. pp.1-17, 2011.
- [۱۷] داداشیان ف. و گودرزی ر.، *آزمایشات فیزیکی پارچه*، مرکز جهاد دانشگاهی، تهران، ۱۳۸۴.
- [18] Penava Ž., Šimić Penava D. and Knezić Ž., Determination of the Elastic Constants of Plain Woven Fabrics by a Tensile Test in Various Directions, *Fibers and Textiles in Eastern Europe*. Vol.22, No. 104, pp. 57-63, 2014.
- [19] Kuo Y., Lin H. and Wang C., Estimating the Elastic Modulus through the Thickness Direction of a Uni-Direction Lamina Which Possesses Transverse Isotropic Property. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Vol. 26, No. 16, 2007.
- [۲۰] ملکی و. و انصاری ن.، *اصول و نظریات آزمایش های فیزیکی الیاف، نخ و پارچه*، مرکز جهاد دانشگاهی، تهران، ۱۳۹۴.
- [۲۱] صنعی نژاد م.، *مقدمه ای بر مفاهیم جریان های آشفته و مدل سازی آن*، ویرایش سوم، ۱۳۸۳.
- [22] NACA 2418 (naca2418-il) Xfoil prediction polar at $RE=100,000$. Accessed on 8 September 2018; <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-naca2418-il-100000>
- [23] Gordnier R.E., High Fidelity Computational Simulation of a Membrane Wing Airfoil. *Journal of Fluids and Structures*. Vol.25, pp. 897-917, 2009.
- [24] Oggiano, U., and Sætran, L., A Low Drag Suit for Ski-Cross Competitions, *Procedia Engineering*, Vol.2, pp. 87-92, 2010.

μ	لزجت (Kg/m.s)
ν	ضریب پواسن (-)
ρ	چگالی (Kg/m^3)
σ	تنش (MPa)
ω	فرکانس آشفتنی (1/s)
۱، ۲ و ۳	زیرنویس مربوط به جهت تار، پود و ضخامت
i, j	زیرنویس مربوط به جهت محورهای مختصات

۶- مراجع

- [1] Sahin M., Sankar L., Chandrasekhara M. and Tung C., Dynamic Stall Alleviation Using a Deformable Leading Edge Concept - A Numerical Study. *Journal of Aircraft*. Vol.40, pp.77-89, 2003.
- [2] Mashud M. and Umemura A., Experimental Investigation on Aerodynamic Characteristics of a Paraglider Wing. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 49, No. 163, pp. 9-17, 2006.
- [3] Song A., Tian X., Israeli E., Galvao R., Bishop K., Swartz S. and Breuer K., Aeromechanics of Membrane Wings with Implications for Animal Flight. *AIAA Journal*. Vol.46, pp.2096-2106, 2008.
- [4] Rojratsirikul P., Wang Z. and Gursul I., Unsteady Fluid-Structure Interactions of Membrane Airfoils at Low Reynolds Number. *Experiments in fluids*. Vol. 46, pp. 859-872, 2009.
- [5] Khalid S.S., Zhang L., Zhang X.W. and Sun K., Three-Dimensional Numerical Simulation of a Vertical Axis Tidal Turbine Using the Two-way Fluid Structure Interaction Approach. *Journal of Zhejiang University-Science a (Applied Physics & Engineering)*. Vol. 14, No.8, pp. 574-582, 2013.
- [6] Kang W., Zhang J., Lei P. and Xu M., Computation of Unsteady Viscous Flow Around a Locally Flexible Airfoil at Low Reynolds Number. *Journal of Fluids and Structures*. Vol. 46, pp. 42-58, 2014.
- [7] Sangeetha C., Veeranjanyulu M. and Guptha D., Fluid Structure Interaction on AGARD 445.6 Wing at Transonic Speeds. *International Journal of Engineering Trends and Applications (IJETA)*. Vol. 2, No. 4, pp.28-34, 2015.
- [8] Burnett B., *Coupled Fluid-Structure Interaction Modeling of a Parafoil*. MSc. Thesis, Embry-Riddle Aeronautical University, 2016.
- [9] Piquee J. and Breitsamter C., Numerical and Experimental Investigations of an Elasto-Flexible Membrane Wing at a Reynolds Number of 280,000. *Journal of Aerospace*. Vol. 4, No. 39, pp. 1-17, 2017.
- [10] White F.M., *Fluid Mechanics*, Fourth Edition, McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering, p.236.
- [11] Mohamed M. H., Ali A. M. and Hafiz A. A., CFD Analysis for H-rotor Derrieuss Turbin as a Low Speed Wind Energy Converter. *Journal of Engineering Science and Technology*. pp.1-13, 2014.
- [12] Bui T. T., Analysis of low-speed stall aerodynamics of a swept wing with seamless flaps. In *34th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, California, USA, 2016.
- [13] Garcia J. A., Melton, J. E., Schuh, M., James, K. D., Long, K. R., Vicroy, D. D., and Stremel, P. M., NASA ERA Integrated CFD for Wind Tunnel Testing of Hybrid Wing-Body Configuration. In *54th AIAA Aerospace Meeting*, California, USA, 2016.
- [14] Sagmo K. F., Bartl, J., and Sætran, L., Numerical simulations of the NREL S826 airfoil. *Journal of Physics*. Vol.753, 2016.