

طراحی معکوس ایرفویل با استفاده از روش پوسته الاستیک در جریان لزج مادون صوت و گذر صوت

مریم صفری^۱، مهدی نیلی احمدآبادی^{۱*}، عباس قائی^۱ و ابراهیم شیرانی^۲

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

۲- مهندسی مکانیک، موسسه آموزش عالی صنعتی فولاد، فولادشهر، اصفهان

(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۱۱/۲۶ - دریافت نسخه نهایی: ۱۳۹۳/۰۷/۲۰)

چکیده - در این پژوهش، یک روش جدید به نام الگوریتم پوسته الاستیک برای طراحی معکوس ایرفویل دو بعدی در رژیم جریان لزج ارائه شده است. در این روش که جزء روش‌های تکراری است، دیواره ایرفویل به صورت یک تیر خمیده انعطاف پذیر در نظر گرفته می‌شود. اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود در هر مرحله از محاسبات، عامل جابه‌جایی تیر انعطاف پذیر است که مقدار آن از حل معادلات المان محدود تیر تیموشنکو دو گرهی به دست می‌آید. به منظور ارزیابی روش ارائه شده، ایرفویل‌های مختلفی در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوت مورد بررسی قرار گرفته‌اند و توانمندی روش را در حضور جدایش جریان و شوک عمودی نشان می‌دهد. سه مثال طراحی جهت اثبات کارایی این روش ارائه شده است.

واژگان کلیدی: طراحی معکوس، ایرفویل، الگوریتم پوسته الاستیک، بهبود عملکرد آیرودینامیکی، رژیم جریان لزج.

Inverse Design of Airfoil using Elastic Surface Method in Viscous Subsonic and Transonic Flow

M. Safari¹, M. Nili Ahmadabadi^{1*}, A. Ghaei¹ and E. Shirani²

1. Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology

2. Department of Mechanical Engineering, Foolad Institute of Technology, Fooladshahr

Abstract: In this research, a new method called elastic surface algorithm is presented for inverse design of 2-D airfoil in a viscous flow regime. In this method as an iterative one, airfoil walls are considered as flexible curved beams. The difference between the target and the current pressure distribution causes the flexible beams to deflect at each shape modification step. In modification shape algorithm, the finite element equations of two-node Timoshenko beam are solved to calculate the deflection of the beams. In order to validate the proposed method, various airfoils in subsonic and transonic regimes are studied, which show the robustness of the method in the viscous flow regime with separation and normal shock. Also, three design examples are presented here, which show the capability of the proposed method.

Keywords: Inverse design, airfoil, elastic surface algorithm, aerodynamic performance improvement, viscous flow regime.

*: مسئول مکاتبات، پست الکترونیکی: m.nili@cc.iut.ac.ir

u_Y	جابه‌جایی در جهت Y	A_0	مساحت سطح مقطع در شکل مرجع
u'_X	مشتق X جابه‌جایی در جهت X	AOA	زاویه حمله
u'_Y	مشتق X جابه‌جایی در جهت Y	C_L	ضریب لیفت
v^0	نیروی برشی عرضی در شکل مرجع	C_D	پارامتر خطای فشار
v	نیروی برشی عرضی در شکل اخیر	E	ضریب کرگ
w	بردار جابه‌جایی داخلی	Error P	پارامتر خطای فشار
w'	مشتق X بردار جابه‌جایی داخلی	e	کرنش محوری
X	مختصه X در شکل مرجع	f	بردار نیرو
z	بردار تنش	G	مدول برشی
علائم یونانی		h	بردار کرنش کلی
Δ	اختلاف	I_0	ممان اینرسی دوم در شکل مرجع
θ	چرخش سطح مقطع	K	ماتریس سختی
θ'	مشتق X چرخش سطح مقطع	M	عدد ماخ
γ	کرنش برشی	m	ممان خمشی در شکل اخیر
κ	انحنای تیر	M^0	ممان خمشی در شکل مرجع
ζ	مختصات بی بعد	N	ماتریس تابع شکل
بالانویس‌ها		n	نیروی محوری در شکل اخیر
Low	مرتبط با دیواره پایین ایرفویل	N^0	نیروی محوری در شکل مرجع
Up	مرتبط با دیواره بالا ایرفویل	P	فشار بی بعد
IG	حدس اولیه	p	بردار نیروی داخلی
Target	هدف	TPD	توزیع فشار هدف
زیرنویس‌ها		u	بردار جابه‌جایی
n	مرتبط با جابه‌جایی اخیر	U	انرژی کرنش
n+1	مرتبط با جابه‌جایی جدید	u_X	جابه‌جایی در جهت X

۱- مقدمه

یکی از مهمترین اهداف در طراحی ایرفویل، تعیین هندسه ایرفویل براساس توزیع فشار تعیین شده است، که این نوع طراحی مسئله اغلب به نام روش طراحی معکوس^۱ شناخته می‌شود. در روش طراحی معکوس با توجه به توزیع سرعت یا

توزیع فشار داده شده (هدف)، هندسه ایرفویلی مشخص می‌گردد که از لحاظ عملکرد آیرودینامیکی بهینه باشد. در مسائل طراحی معکوس، هندسه دیواره مجهول و توزیع فشار در راستای آن معلوم است. روش‌های طراحی معکوس ابزاری مفید در طراحی ایرفویل

هستند که بعد از دینامیک سیالات محاسباتی توسعه یافته‌اند. قبل از روش طراحی معکوس، روش مستقیم به منظور طراحی ایرفویل مورد استفاده قرار می‌گرفت. بدین منظور عملکرد هندسه واقعی مورد ارزیابی قرار می‌گرفت و هندسه براساس قواعد تجربی و تجربه فردی طراح اصلاح می‌شد. این روش وقت‌گیر و ناکارآمد است [۱]. روش طراحی معکوس، هندسه ایرفویل را در هر مرحله اصلاح می‌کند تا به توزیع فشار هدف^۲ برسد، بنابراین این روش، روش قدرتمندی است که در زمان کمتر و با هزینه پایین‌تر، هندسه ایرفویل با توزیع فشار بهینه را طراحی می‌کند [۲].

دو الگوریتم متفاوت برای حل مسائل طراحی شکل اجسام وجود دارد که عبارتند از: الگوریتم‌های تکراری و غیرتکراری. در روش‌های تکراری، معادلات حاکم در شکل متغیرهای اولیه یا ثانویه مورد استفاده قرار می‌گیرد و پس از حل میدان جریان، تغییر شکل مرزها برای رسیدن به توزیع فشار هدف صورت می‌گیرد. معادلات حاکم بر روش‌های تکراری همان معادلات حاکم بر روش‌های عددی-تحلیلی است. به عبارت دیگر با داشتن یک کد تحلیل جریان و یک الگوریتم برای اصلاح هندسه می‌توان طراحی را انجام داد. به این ترتیب در روش‌های تکراری می‌توان از بهترین و سریع‌ترین کدهای تحلیلی موجود مانند نرم افزارهای تحلیلی قوی بهره برد. روش‌های غیرتکراری شکل جسم را به متغیرهای وابسته‌ای در معادله حاکم ارتباط داده و در واقع شکل جدیدی از معادلات حاکم را ایجاد کرده که با حل آنها مستقیماً شکل جسم به دست می‌آید [۲ و ۳].

همچنین، روش‌هایی نیز ارائه شده‌اند که بعد از هر مرحله حل میدان جریان از الگوریتم‌های ریاضی در اصلاح هندسه استفاده می‌کنند. از جمله این روش‌ها، می‌توان به روش غشای انعطاف‌پذیر^۳ اشاره کرد. روش غشای انعطاف‌پذیر یک روش تکراری با مبنای غیرفیزیکی است. در این روش، سطح ایرفویل به صورت پوسته‌ای در نظر گرفته می‌شود که با اعمال توزیع فشار روی آن تغییر شکل می‌دهد. معادله GM برای اولین بار توسط گرابدین و مکفدن [۴ و ۵] ارائه شد. معادله GM توسط

روش‌های عددی در مهندسی، سال ۳۴، شماره ۱، تابستان ۱۳۹۴

مالون و همکاران [۸-۶] اصلاح شد و به صورت MGM^۴ نامگذاری شد.

باکر و دلیکراویچ [۲ و ۹] طراحی معکوس شکل‌های آیرودینامیکی را با استفاده از سری فوریه‌ی غشای انعطاف‌پذیر انجام دادند. نتایج کار آنها نشان داد که روش سری فوریه که از عبارات تحلیلی به دست می‌آید، از معادله اصلی MGM که از روش اختلاف محدود به دست می‌آید، سریع‌تر همگرا می‌شود. روش آنها برای ایرفویل و بال در جریان‌های مادون صوت و گذر صوت با موفقیت مورد ارزیابی قرار گرفت.

پتروسی و فایلهو [۱۰] در سال ۲۰۰۷ به طراحی معکوس ایرفویل با استفاده از یک مدل نفوذپذیر و مدل توسعه یافته ورتیسیته روش پنل پرداختند. اصلاح هندسه با تغییر شیب صفحه‌ها صورت می‌گیرد، در واقع شیب صفحه‌ها به گونه‌ای تغییر می‌کند که سرعت اضافی عمودی (اختلاف سرعت محاسبه شده و سرعت مورد نیاز) حذف شود و توزیع سرعت محاسبه شده به تدریج به آنچه مورد نیاز است، نزدیک شود.

قصدک و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۱۲ روش طراحی معکوس گلوله-اسپاین^۵ را برای مجاری متقارن محوری ارائه دادند. آنها با استفاده از این روش پروفیل دیواره‌های نازل یک موتور جت را بهبود بخشیدند و نیروی پیشرانش را ۷ درصد بهبود دادند. آنها در سال ۲۰۱۳ این روش را برای طراحی معکوس ایرفویل در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوت توسعه دادند [۱۲].

نیلی و همکاران [۳، ۱۳ و ۱۴] در سال ۲۰۱۰ روش طراحی معکوس ریسمان انعطاف‌پذیر^۶ را برای جریان‌های داخلی دو بعدی ارائه کردند. آنها با بهبود توزیع فشار، از این روش برای طراحی آیرودینامیکی دیفیوزرهای S شکل و خم ۹۰ درجه استفاده کردند.

در این تحقیق، یک روش جدید طراحی معکوس ایرفویل به نام الگوریتم پوسته الاستیک^۷ ارائه شده است. جهت طراحی از ترکیب یک کد طراحی معکوس تکراری به منظور اصلاح هندسه و حل گر جریان لزج در تحلیل عددی جریان در هر

جدول ۱- قیود و فرضیات الگوریتم اصلاح هندسه

نوع فرضیات و قیود	توضیحات
تکیه‌گاه	تکیه‌گاه مفصل در دو انتهای تیر ($U_x = 0, U_y = 0$)
جهت نیرو	عمود بر هر المان
جهت جابه‌جایی	در راستای Y
تنش‌های داخلی تیر	صفر در نظر گرفتن تنش‌های داخلی تیر در هر مرحله اصلاح هندسه

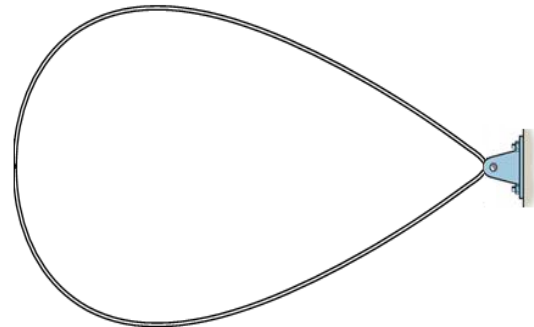
در این پژوهش، عملکرد روش طراحی معکوس پوسته الاستیک با بررسی ایرفویل‌های NACA0011، E61 مورد ارزیابی قرار می‌گیرد؛ سپس سه مثال طراحی ONERA M6، NACA0012 و RISO ارائه شده است، که کارایی روش را اثبات می‌کند.

۲- الگوریتم طراحی معکوس پوسته الاستیک

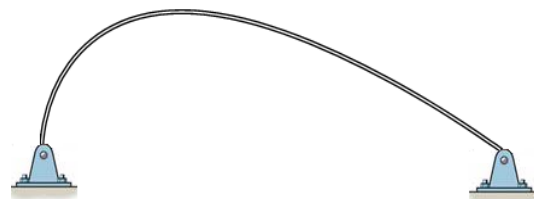
در الگوریتم طراحی معکوس پوسته الاستیک، همان‌گونه که در شکل (۱) نشان داده شده است، دیواره‌های ایرفویل به صورت تیرهای انعطاف‌پذیر خمیده مدل شده‌اند. عبور جریان از اطراف ایرفویل باعث اعمال یک توزیع فشار به قسمت بیرونی دیواره ایرفویل می‌گردد. اگر توزیع فشار هدف به قسمت داخلی دیواره وارد گردد، منطقی است که تیر انعطاف‌پذیر تا زمانی که تنش‌های داخلی، اختلاف فشار بین توزیع فشارهای موجود و هدف را خنثی کنند، تغییر شکل دهد. بنابراین اگر در روند طراحی، تنش‌های داخلی تیر صفر در نظر گرفته شوند، تیر انعطاف‌پذیر نهایتاً به هندسه‌ای می‌رسد که اختلاف فشار بین توزیع فشارهای موجود و هدف به صفر برسد.

روش طراحی معکوس پوسته الاستیک دارای دو مرحله اصلی اصلاح هندسه است: در مرحله اول، دیواره‌های ایرفویل به صورت دو تیر خمیده مدل شده‌اند. همان‌گونه که در شکل (۲) مشاهده می‌شود، تکیه‌گاه دو انتهای تیر مفصل هستند. در مرحله دوم اصلاح هندسه، مدل نشان داده شده در شکل (۱) جایگزین مدل قبل می‌شود. در واقع از یک تیر پیوسته خمیده برای مدل کردن دیواره ایرفویل استفاده شده است.

حل معادلات تیر خمیده با استفاده از روش المان محدود



شکل ۱- مدل دیواره ایرفویل به صورت تیر خمیده پیوسته



شکل ۲- مدل دیواره بالایی ایرفویل به صورت تیر خمیده

مرحله اصلاح هندسه استفاده می‌گردد. ایده اصلی این الگوریتم، جایگزینی دیواره ایرفویل با تیر خمیده الاستیک است. در واقع در هر مرحله اصلاح هندسه اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار به دست آمده از هر مرحله محاسبات جریان به تیر اعمال می‌شود و باعث تغییر شکل دیواره ایرفویل می‌شود. بنابراین، زمانی که این اختلاف فشار به صفر برسد، هندسه ایرفویل متناظر با توزیع فشار هدف به دست می‌آید. به منظور همگرایی به هندسه مورد نظر، در هر مرحله تغییر شکل دیواره، لازم است تنش‌های داخلی تیر صفر شوند. روش پوسته الاستیک، مسئله طراحی معکوس را به یک مسئله ترکیبی جامد-سیال با مبنای فیزیکی قوی تبدیل می‌کند که از فشار برای تغییر شکل دیواره انعطاف‌پذیر استفاده می‌کند.

غیرخطی^۸ صورت گرفته است. در الگوریتم اصلاح هندسه نیروی وارد بر تیر به صورت عمود بر هر المان است، در حالی که تیر فقط در راستای Y حرکت می‌کند و وتر ایرفویل ثابت در نظر گرفته می‌شود. بدین ترتیب فرضیات الگوریتم اصلاح هندسه در جدول ۱ به اختصار بیان گردیده است.

در این الگوریتم، با تعریف باقی مانده به صورت رابطه (۱) معیار همگرایی الگوریتم طراحی کاهش سه مرتبه‌ای اختلاف فشارها است؛ که با رسیدن باقی مانده به این مقدار، فرایند اصلاح هندسه پایان می‌یابد و هندسه متناظر با توزیع فشار مطلوب حاصل می‌شود:

$$\text{Error P} = \frac{\sum (P_{\text{Target}} - P)}{\sum P_{\text{Target}} - P_{I.G}} < 1e-3 \quad (1)$$

در این رابطه P_{Target} ، فشار بی بعد هدف، $P_{I.G}$ ، فشار بی بعد حدس اولیه، P ، فشار بی بعد اخیر و Error P ، پارامتر خطای فشار است.

۲-۱- مدل ریاضی تیر

در این مقاله از فرمولاسیون استاندارد سینماتیکی معادلات لاگرانژین کامل برای به دست آوردن معادلات المان محدود تیر تیموشنکو با المان دو گرهی^۹ استفاده شده است. المان‌های تیر استفاده شده در این پژوهش دو گرهی هستند، که هر گره دارای دو درجه آزادی است: $u_Y i$ جابه‌جایی گره i ام در جهت Y و θ_i چرخش گره i ام است. به منظور حل معادلات غیرخطی المان محدود، ابتدا حدس اولیه‌ای برای جابه‌جایی گره‌ها در نظر گرفته شده و در میدان جابجایی هر المان (رابطه (۲)) قرار داده می‌شود:

$$\mathbf{w} = \begin{Bmatrix} u_X(X) \\ u_Y(X) \\ \theta(X) \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1-\xi & 0 & 0 & 1+\xi & 0 & 0 \\ 0 & 1-\xi & 0 & 0 & 1+\xi & 0 \\ 0 & 0 & 1-\xi & 0 & 0 & 1+\xi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_{X1} \\ u_{Y1} \\ \theta_1 \\ u_{X2} \\ u_{Y2} \\ \theta_2 \end{Bmatrix} = \mathbf{N}\mathbf{u} \quad (2)$$

در این رابطه \mathbf{w} بردار جابه‌جایی داخلی، u_X ، جابه‌جایی در جهت X ، u_Y ، جابجایی در جهت Y ، θ ، چرخش سطح مقطع، \mathbf{N} ، ماتریس تابع شکل و \mathbf{u} بردار جابجایی است. همچنین $\xi = 1 - (2X/L_0)$ مختصات بی‌بعد است، که از $\xi = -1$ در گره ۱ تا $\xi = 1$ در گره ۲ تغییر می‌کند. سپس با محاسبه گرادیان جابه‌جایی (\mathbf{w}')، بردار کرنش کلی هر المان (\mathbf{h}) محاسبه می‌گردد:

$$\mathbf{h} = \begin{Bmatrix} e \\ \gamma \\ \kappa \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} (1+u'_X) \cos \theta + u'_Y \sin \theta - 1 \\ -(1+u'_X) \sin \theta + u'_Y \cos \theta \\ \theta' \end{Bmatrix} \quad (3)$$

e ، کرنش محوری، γ ، کرنش برشی و κ ، انحنای تیر است؛ u'_X ، مشتق X جابه‌جایی در جهت x ، u'_Y ، مشتق Y جابه‌جایی در جهت Y و θ' ، مشتق X چرخش سطح مقطع است.

بدین ترتیب، بردار تنش‌های حاصل شده (\mathbf{z}) به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\mathbf{z} = \begin{Bmatrix} n \\ v \\ m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} N^0 + EA_0 e \\ V^0 + GA_0 \gamma \\ M^0 + EI_0 \kappa \end{Bmatrix} \quad (4)$$

n ، نیروی محوری در شکل اخیر، v ، نیروی برشی عرضی و m ، ممان خمشی در شکل اخیر است. N^0 ، نیروی محوری، V^0 ، نیروی برشی عرضی و M^0 ، ممان خمشی در شکل مرجع است. E ، مدول الاستیسیته و G ، مدول برشی بوده و I_0 و A_0 ، به ترتیب ممان اینرسی دوم و مساحت سطح مقطع در شکل مرجع هستند.

با قرار دادن بردار تنش و بردار کرنش کلی در رابطه (۵) انرژی کرنش (U) و به دنبال آن نیروی داخلی هر المان (\mathbf{p}) محاسبه می‌گردد:

$$\delta U = \int_{L_0} (n \delta e + v \delta \gamma + m \delta \kappa) d\bar{X} \quad (5)$$

$$\delta U = \mathbf{p}^T \delta \mathbf{u} \quad (6)$$

L_0 ، طول المان مرجع است. بدین ترتیب با تعریف رابطه

بیان گردیده است) و بردار نیرو (\mathbf{f}) به صورت زیر بیان می شود:

$$\mathbf{K}(\mathbf{u}^n)\mathbf{u}^{n+1} = \mathbf{f} \quad (8)$$

\mathbf{u}^n و \mathbf{u}^{n+1} به ترتیب بردار جابجایی اخیر و بردار جابجایی جدید هستند.

بدین ترتیب جابه جایی گره ها در هر مرحله جدید می شوند. مراحل فوق تا زمانی که اختلاف بین جابه جایی های دو مرحله متوالی ناچیز گردد، تکرار می شود. نمودار روند طراحی معکوس در شکل (۳) نشان داده شده است. همچنین، ایرفویل های بررسی شده در این پژوهش به صورت جدول ۲ شماره بندی شده اند.

۲-۲- نحوه اعمال اختلاف فشار به تیر

به منظور همگرایی الگوریتم طراحی پوسته الاستیک، نحوه اعمال اختلاف بین توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود به تیر خمیده بسیار مهم است. در رژیم های جریان مادون صوت^{۱۰}، اطلاعات جریان از سمت پایین دست به سمت بالادست جریان منتقل می شوند [۱۲]. با در نظر داشتن این مفهوم فیزیکی، اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود که به مرکز هر المان وارد می گردد، طبق رابطه (۹) باید به اتصال بالادست انتقال داده شود:

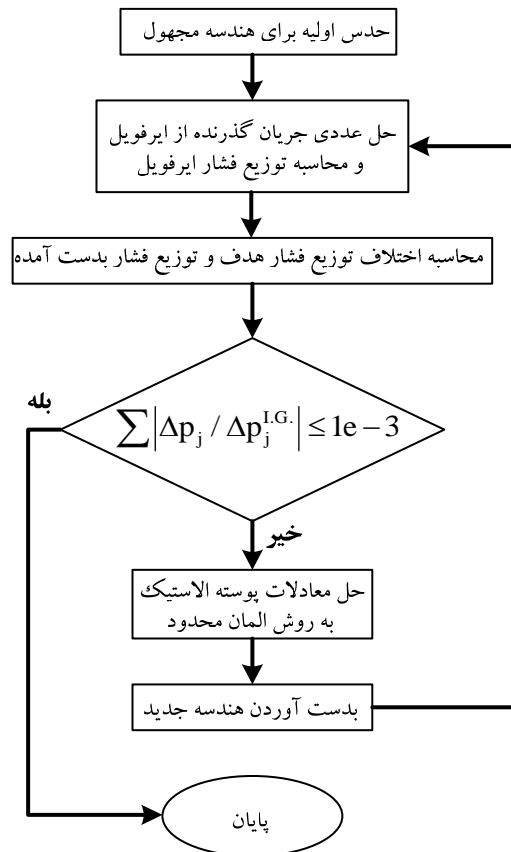
$$P_j = P_i \quad , \quad i = j = 1, \dots, n + 1 \quad (9)$$

در این رابطه i اندیس المان ها و j اندیس گره ها است. در روش طراحی پوسته الاستیک، اگر ایرفویل با دو تیر خمیده دوسر لولا به عنوان دیواره بالایی و پایینی ایرفویل (شکل (۲)) مدل شود، اختلاف فشار اعمالی به دیواره بالایی ΔP_{up} و دیواره پایینی ΔP_{low} در هر گره از روابط زیر به دست می آید:

$$\Delta P_{up(j)} = -(P_{Target_up(j)} - P_{up(j)}) \quad (10)$$

$$\Delta P_{low(j)} = (P_{Target_low(j)} - P_{low(j)}) \quad (11)$$

در این روابط P_{up} و P_{Target_up} به ترتیب فشار بی بعد هدف و فشار بی بعد اخیر دیواره بالایی ایرفویل هستند و P_{low} و P_{Target_low} به ترتیب فشار بی بعد هدف و فشار بی



شکل ۳- نمودار روند طراحی معکوس

جدول ۲- شماره بندی ایرفویل های بررسی شده

شماره ایرفویل	نام ایرفویل
۱	NACA0011
۲	E61
۳	ONERA M6
۴	RISO
۵	NACA0012

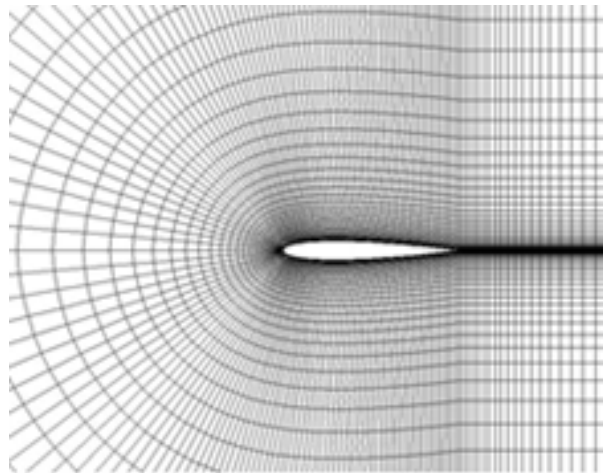
نیروی داخلی و ماتریس سختی به صورت رابطه (۷)، می توان

ماتریس سختی هر المان (\mathbf{K}) را محاسبه نمود:

$$\delta \mathbf{p} = \mathbf{K} \delta \mathbf{u} \quad (7)$$

در روش المان محدود غیرخطی، رابطه بین ماتریس سختی تیر (جزئیات روش به دست آوردن ماتریس سختی در مرجع [۱۵])

و ۲ به عنوان تست‌های ارزیابی در نظر گرفته شده‌اند. با حل عددی جریان اطراف این ایرفویل‌ها توزیع فشار روی آنها محاسبه می‌شود و به عنوان توزیع فشار هدف در نظر گرفته می‌شود. با در نظر گرفتن هندسه‌ای متفاوت به عنوان حدس اولیه و با اعمال الگوریتم طراحی معکوس، برنامه طراحی باید به هندسه ایرفویل مورد نظر همگرا شود تا از درستی روش اطمینان حاصل شود. به منظور حل عددی جریان اطراف ایرفویل از شبکه‌بندی سازمان یافته C شکل استفاده شده است که در شکل (۴) مشاهده می‌شود.



شکل ۴- شبکه‌بندی C شکل اطراف ایرفویل

۱-۳- ایرفویل شماره ۱

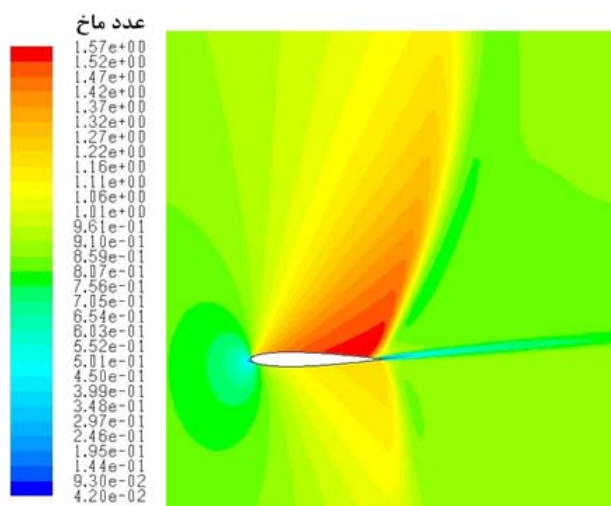
ایرفویل شماره ۱ همراه با شوک عمودی

یکی از حالت‌ها در طراحی معکوس، طراحی ایرفویل در رژیم جریان گذر صوتی^{۱۱} است. این مثال توانایی بالای روش طراحی در جریان همراه با شوک عمودی را به خوبی اثبات می‌کند. توزیع فشار هدف (TPD) مربوط به این مثال ارزیابی از حل عددی جریان اطراف ایرفویل شماره ۱ همراه با شوک عمودی با زاویه حمله^{۱۲} ۵ درجه و ماخ جریان آزاد^{۱۳} ۰/۹ به دست می‌آید. کانتور عدد ماخ در شکل (۵) محل وقوع شوک ایرفویل هدف را نشان می‌دهد.

توزیع فشار روی دیواره جامد حدس اولیه و اختلاف توزیع فشار نهایی و هدف در شکل (۶-الف) نشان داده شده است. با شروع از یک هندسه دلخواه با زاویه حمله ۳ به عنوان حدس اولیه، برنامه طراحی به هندسه هدف همگرا می‌شود که در شکل (۶-ب) نشان داده شده است.

ایرفویل شماره ۱ همراه با جدایش جریان

یکی از مسائل چالشی در طراحی معکوس، جریان همراه با جدایش^{۱۴} است. اگر روش طراحی معکوسی بتواند پایداری خود را با وجود جدایش در جریان حفظ کند، توانمندی و کارایی روش به اثبات می‌رسد. به منظور بررسی رفتار الگوریتم طراحی در جریان همراه با جدایش، ایرفویل شماره ۱ با زاویه



شکل ۵- کانتور عدد ماخ ایرفویل شماره ۱ در زاویه حمله ۵ درجه

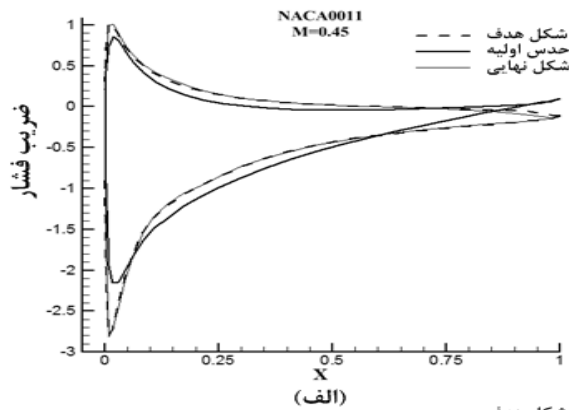
بعد اخیر دیواره پایین ایرفویل هستند.

اگر ایرفویل به صورت یک تیر خمیده پیوسته (شکل (۱)) مدل شود، اختلاف فشار اعمالی به هر گره دیواره پایینی به صورت زیر اصلاح می‌شود:

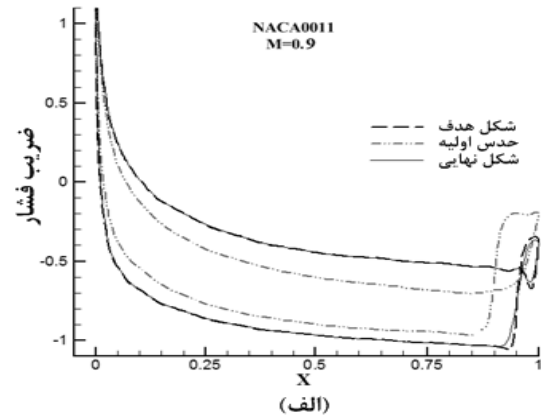
$$\Delta P_{low(j)} = -(P_{Target_low(j)} - P_{low(j)}) \quad (12)$$

۳- ارزیابی روش طراحی معکوس پوسته الاستیک

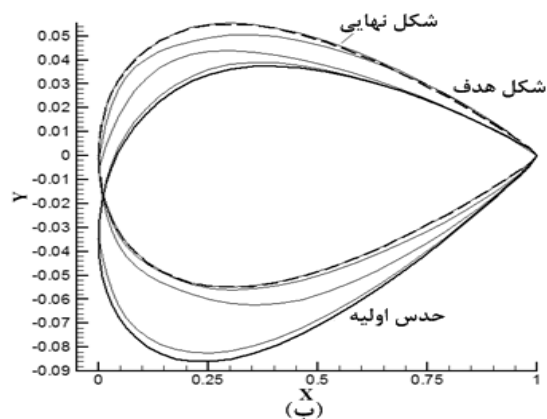
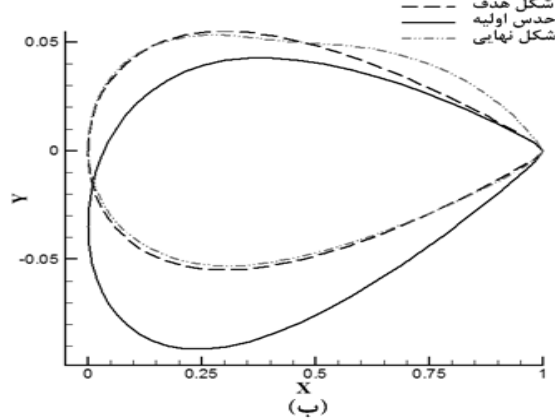
به منظور ارزیابی روش طراحی ارائه شده، ایرفویل‌های شماره ۱



شکل ۸- (الف) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (ایرفویل شماره ۱) و حدس اولیه، (ب) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف

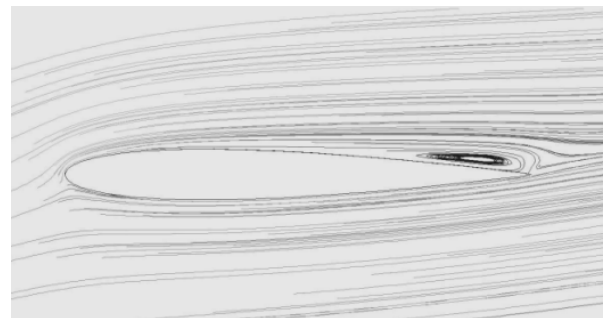


شکل ۶- (الف) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (ایرفویل شماره ۱) و حدس اولیه، (ب) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف



ایرفویل دلخواه با زاویه حمله ۷ درجه به عنوان حدس اولیه، برنامه طراحی به هندسه‌ای مطابق شکل (۸-ب) همگرا می‌شود. این در حالی است که توزیع تنش برشی^{۱۵} روی دیواره بالایی هر دو ایرفویل یکسان نیست (شکل (۹)). بنابراین برای طراحی معکوس ایرفویل همراه با جدایش، علاوه بر ارضاء توزیع فشار دیواره‌ها، توزیع تنش برشی روی آنها نیز باید ارضاء شود. به عبارت دیگر علاوه بر شرط مرزی فشار روی دیواره، شرط مرزی تنش برشی دیواره به عنوان شرط اضافی مسئله طراحی معکوس مورد نیاز است. این نکته قابل توجه است که در جریان‌های لزج بدون جدایش و جریان‌های بدون لزجت، شکل متناظر با یک توزیع فشار هدف یکتا است.

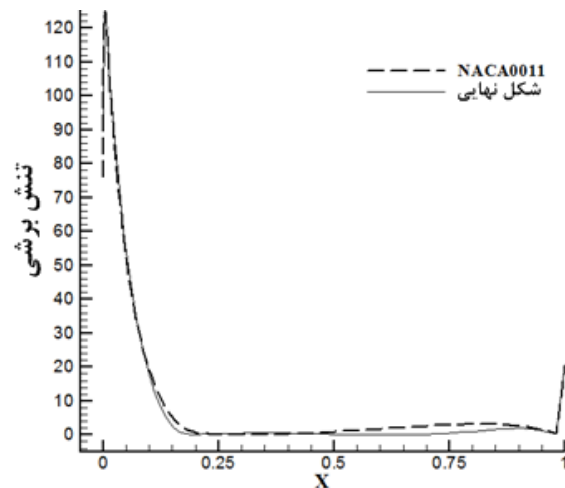
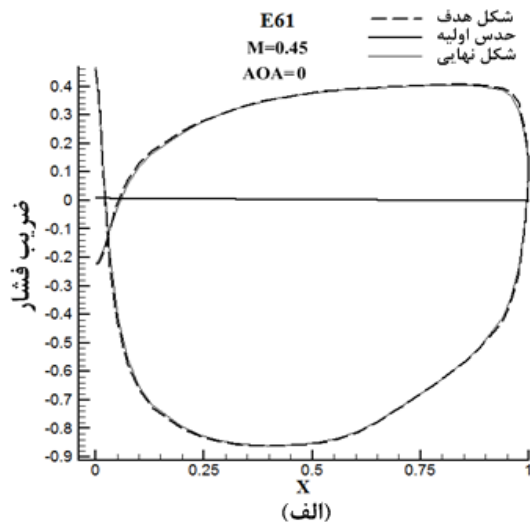
در واقع در این مثال حدس اولیه بدون جدایش جریان



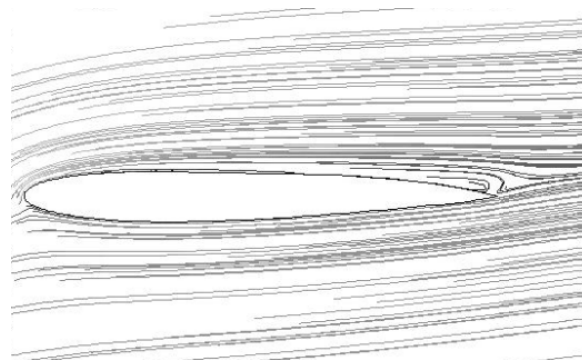
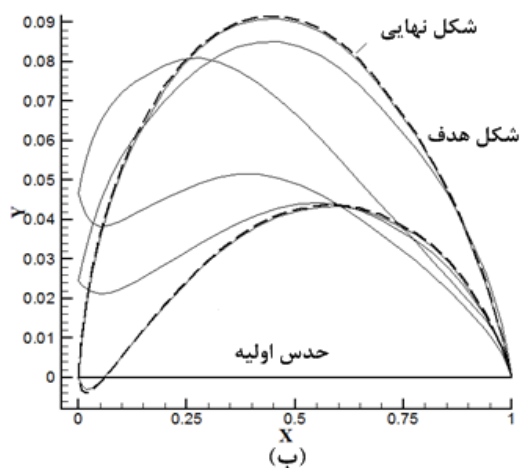
شکل ۷- میدان جریان اطراف ایرفویل شماره ۱

حمله ۹ درجه به عنوان هندسه هدف در نظر گرفته می‌شود. شکل (۷) وقوع جدایش روی دیواره ایرفویل شماره ۱ تحت زاویه ۹ درجه را نشان می‌دهد.

توزیع فشار روی دیواره ایرفویل هدف و هندسه نهایی در شکل (۸-الف) نشان داده شده است. با در نظر گرفتن یک ایرفویل دلخواه با زاویه حمله ۷ درجه به عنوان حدس اولیه،



شکل ۹- مقایسه توزیع تنش برشی دیواره بالایی هندسه هدف (ایرفویل شماره ۱) و هندسه نهایی به دست آمده از طراحی



شکل ۱۰- میدان جریان اطراف هندسه نهایی به دست آمده از طراحی

شکل ۱۱- (الف) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (ایرفویل شماره ۲) و حدس اولیه، (ب) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف

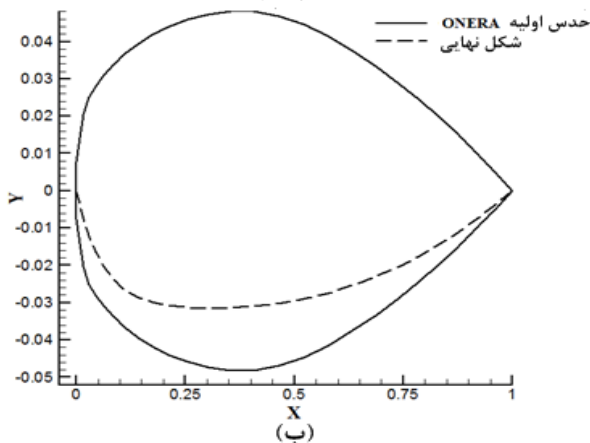
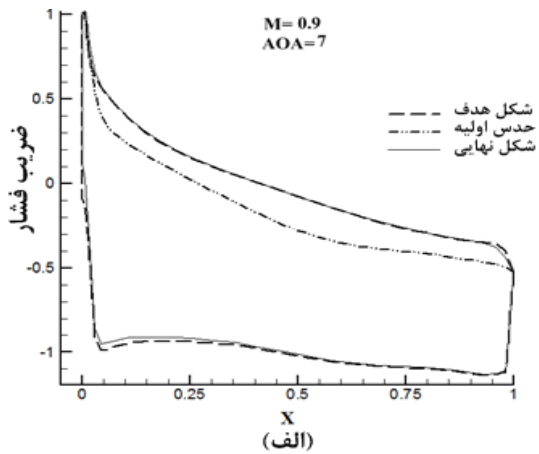
نهایی نسبت به هندسه هدف جدایش جریان کمتری دارد.

۳-۳- ایرفویل شماره ۲

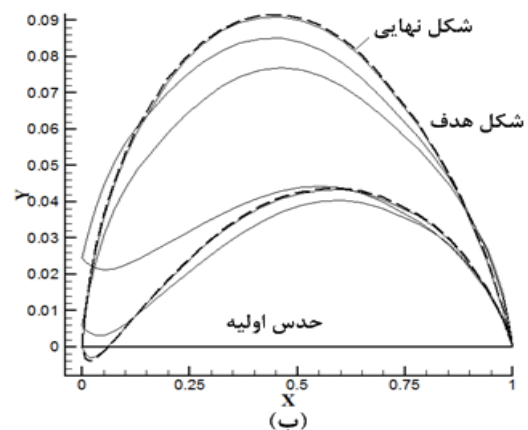
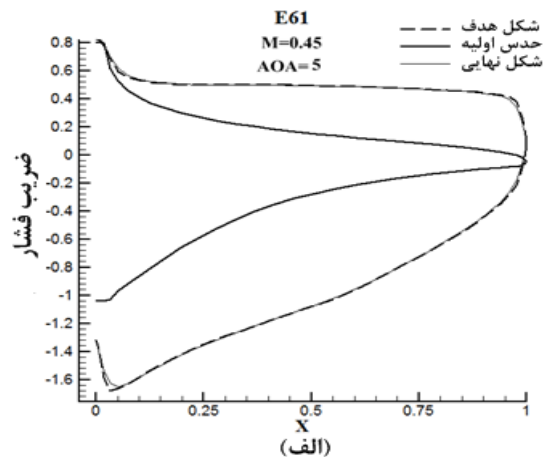
آخرین هندسه مورد ارزیابی، ایرفویل نامتقارن شماره ۲ است. ایرفویل شماره ۲ به عنوان شکل نهایی در نظر گرفته شده و توزیع فشار روی دیواره های آن از طریق حل عددی جریان به دست می آید. این توزیع فشار به عنوان توزیع فشار هدف در مسئله طراحی در نظر گرفته می شود. توزیع فشارهای حدس اولیه و هدف در شکل (۱۱- الف) مشاهده می شود. در این مثال ارزیابی یک صفحه تخت به عنوان حدس اولیه انتخاب می شود. با وجود حدس اولیه نه چندان مناسب، برنامه طراحی مطابق

است. طبق تجربه نگارنده، در نظر گرفتن حدس اولیه ای که جدایش دارد باعث ایجاد نوسانات و به تعویق افتادن همگرایی می شود. به عبارت دیگر در مواردی که احتمال جدایش جریان در روند حل وجود دارد، بهتر است حدس اولیه بدون جدایش در نظر گرفته شود. بنابراین در مورد جریان های لزج همراه با جدایش، شکل متناظر با یک توزیع فشار هدف یکتا نیست و این مطلبی است که در این مثال اثبات شد.

شکل (۱۰) جدایش جریان در میدان جریان اطراف هندسه نهایی به دست آمده از طراحی را نشان می دهد. همان گونه که در این شکل مشاهده می شود، جریان هندسه



شکل ۱۳- (الف) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (ایرفویل شماره ۳) و حدس اولیه، (ب) حدس اولیه (ایرفویل شماره ۳) و شکل نهایی به دست آمده از طراحی



شکل ۱۲- (الف) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (شماره ۲) و حدس اولیه، (ب) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف

در این قسمت ابتدا دو مثال طراحی ایرفویل‌های شماره ۳ و ۴ ارائه شده است. سپس با طراحی ایرفویل شماره ۵ در شبکه‌های مختلف، استقلال از شبکه روش ارائه شده اثبات می‌گردد.

۴-۱- طراحی ایرفویل شماره ۴

در این مثال طراحی، ایرفویل شماره ۴ به عنوان حدس اولیه در نظر گرفته می‌شود. دیواره بالای ایرفویل شماره ۴ ثابت در نظر گرفته شده و دیواره پایینی به گونه‌ای اصلاح می‌شود که لیفت افزایش یابد. توزیع فشار اصلاح شده (هدف) در شکل (۱۳-الف) نشان داده شده است. به منظور تعیین توزیع فشار ایرفویل، ماخ جریان آزاد 0.9 و زاویه حمله 7 درجه در نظر گرفته شده است. روند طراحی از ایرفویل شماره ۴ به عنوان

شکل (۱۱-ب) به هندسه هدف همگرا می‌شود. در این مثال، عدد ماخ جریان بالادست 0.45 و زاویه حمله ایرفویل صفر درجه در نظر گرفته می‌شود.

مثال قبل با زاویه حمله 5 درجه به عنوان آخرین تست ارزیابی مورد بررسی قرار می‌گیرد. اختلاف بین توزیع فشار نهایی به دست آمده از روش طراحی و توزیع فشار هدف در شکل (۱۲-الف)، دقت بالای روش را نشان می‌دهد. همچنین، هندسه ایرفویل هدف و هندسه نهایی در شکل (۱۲-ب) قابل مشاهده هستند.

۴- موارد طراحی

به منظور مشخص نمودن کارایی و توانمندی روش ارائه شده،

جدول ۳- ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ برای ایرفویل شماره ۳ و ایرفویل طراحی شده

نام ایرفویل	C_L	$\frac{C_L}{C_D}$
ایرفویل شماره ۳	۰/۸۳۱۱	۴/۴۸۹۲
ایرفویل طراحی شده	۰/۹۵۲۲	۵/۲۲۱۴

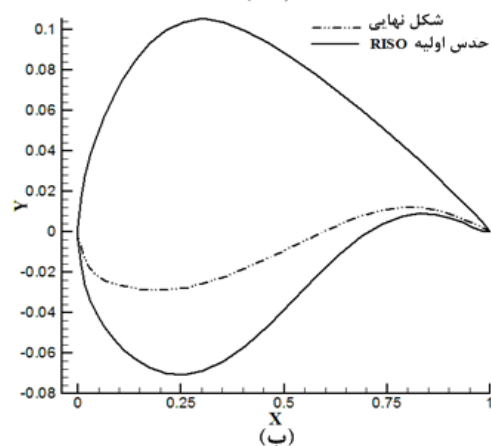
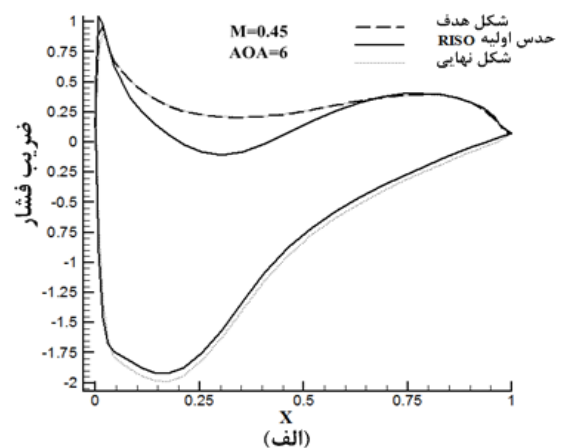
جدول ۴- ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ برای ایرفویل شماره ۴ و ایرفویل طراحی شده

نام ایرفویل	C_L	$\frac{C_L}{C_D}$
ایرفویل شماره ۴	۱/۱۱۶۵	۵۱/۱۳۶۲
ایرفویل طراحی شده	۱/۲۷۲۱	۵۷/۴۹۳۶

۲-۴- طراحی ایرفویل شماره ۴

در این مثال به بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل شماره ۴ که سطح مقطع پره توربین باد است، پرداخته شده است. در این مثال، توزیع فشار ایرفویل شماره ۴ به صورت نشان داده شده در شکل (۱۴- الف) اصلاح شده است. ایرفویل شماره ۴ تحت زاویه حمله ۶ درجه و ماخ جریان آزاد ۰/۴۵ به عنوان حدس اولیه در نظر گرفته می شود. روند طراحی معکوس با شروع از ایرفویل شماره ۴ به عنوان حدس اولیه به هندسه نهایی متناظر با توزیع فشار اصلاح شده، همگرا می شود. شکل نهایی به دست آمده از روند طراحی معکوس در شکل (۱۴- ب) نشان داده شده است.

پس از اتمام طراحی، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل طراحی شده و ایرفویل شماره ۴ مورد بررسی قرار گرفته اند و به تحلیل عددی هر یک توسط حل گر جریان لزج پرداخته شده است. نتایج تحلیل جریان در جدول ۴ نشان می دهد که ضریب لیفت ایرفویل طراحی شده ۱۳/۹۳ درصد نسبت به ضریب لیفت ایرفویل شماره ۴ افزایش می یابد. همچنین، نسبت لیفت به درگ شکل طراحی شده ۱۲/۴۳ درصد افزایش می یابد؛ بنابراین کاملاً واضح است که ایرفویل طراحی شده عملکرد بهتری نسبت به عملکرد ایرفویل شماره ۴ دارد.



شکل ۱۴- (الف) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (ایرفویل شماره ۴) و شکل نهایی، (ب) حدس اولیه (ایرفویل شماره ۴) و شکل نهایی به دست آمده از طراحی

۳-۴- طراحی ایرفویل شماره ۵

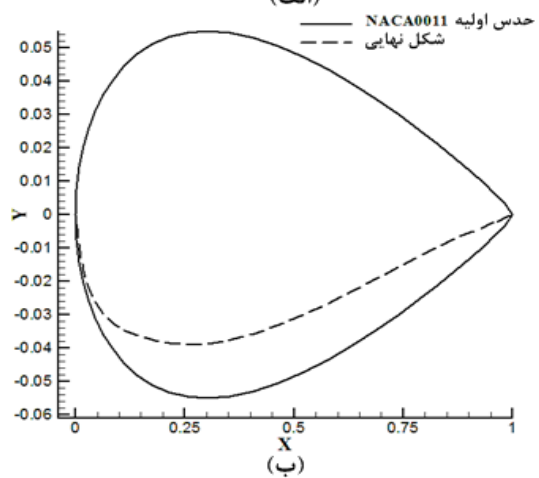
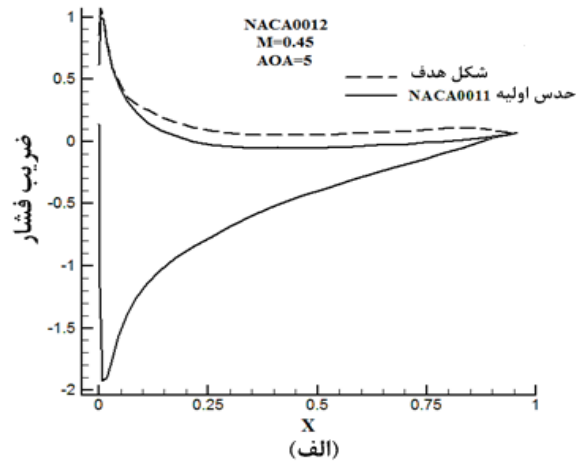
هدف از این مثال طراحی، بررسی اثر اندازه شبکه در طراحی است. در این مثال، توزیع فشار ایرفویل شماره ۵ به گونه‌ای اصلاح می‌شود که عملکرد آیرودینامیکی آن بهبود یابد. ایرفویل شماره ۵ تحت زاویه حمله ۵ درجه و ماخ جریان آزاد ۰/۴۵ به‌عنوان حدس اولیه در نظر گرفته می‌شود. توزیع فشار ایرفویل شماره ۵ و توزیع فشار اصلاح شده در شکل (۱۵-الف) نشان داده شده‌اند. روند طراحی از هندسه ایرفویل شماره ۵ به‌عنوان حدس اولیه شروع می‌شود و به هندسه نشان داده شده در شکل (۱۵-ب) همگرا می‌شود.

به‌منظور بررسی اثر اندازه شبکه بر روی شکل نهایی طراحی شده، ایرفویل شماره ۵ به‌ازای سه اندازه شبکه 210×45 ، 265×60 و 370×75 و همان توزیع فشار هدف نشان داده شده در شکل (۱۵-الف) مجدداً طراحی می‌شود. هندسه نهایی طراحی شده به‌ازای دو شبکه اول در شکل (۱۶) با هم مقایسه می‌شود. هندسه طراحی شده مربوط به شبکه 370×75 در این شکل رسم نشده است؛ زیرا با هندسه مربوط به شبکه 265×60 منطبق است که استقلال از شبکه را اثبات می‌کند.

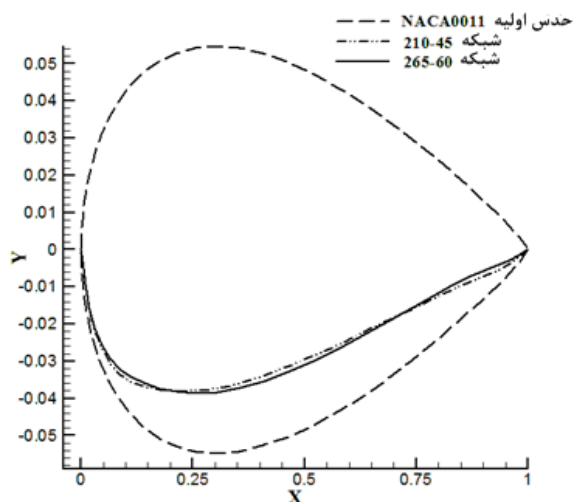
۵- مقایسه روش ارائه شده با روش‌های غشای

انعطاف‌پذیر و گلوله-اسپاین

در این پژوهش روش پوسته الاستیک (ESA) با روش‌های غشای انعطاف‌پذیر (MGM) و گلوله-اسپاین (BSA) در رژیم جریان لزج و غیرلزج مقایسه گردیده است. همچنین، نرخ همگرایی و زمان محاسبات این روش با روش‌های غشای انعطاف‌پذیر و بال-اسپاین در رژیم جریان غیرلزج مقایسه شده است. در جدول ۵، زمان محاسبات، تعداد اصلاحات هندسه، اندازه شبکه و باقی‌مانده حل‌گر جریان برای هر سه روش ذکر شده ارائه شده است. با مقایسه سه روش موجود، مشاهده می‌شود که روش طراحی پوسته الاستیک در رژیم‌های جریان گذر صوتی بسیار قوی‌تر از دو روش دیگر عمل می‌کند. هرچند اکثر روش‌های طراحی در نمونه‌های مورد ارزیابی همراه با



شکل ۱۵- (الف) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (ایرفویل شماره ۵) و شکل نهایی، (ب) حدس اولیه (ایرفویل شماره ۵) و شکل نهایی به‌دست آمده از طراحی



شکل ۱۶- اثر اندازه شبکه بر هندسه طراحی شده

جدول ۵- تعداد مرحله اصلاح هندسه، اندازه شبکه و زمان محاسبات در سه روش پوسته الاستیک، غشای انعطاف پذیر و بال- اسپاین

مثال ارزیابی	روش	زمان کل اجرا (ثانیه)	تعداد مرحله اصلاح هندسه	اندازه شبکه	لگاریتم باقی مانده
NACA0011 AOA=10 M=0/45	ESA	392/36	85	17x105	-4
	BSA	342/12	100	17x105	-4
	MGM	380/37	110	17x105	-4
FX63-137* AOA=2 M=0/45	ESA	1243/94	265	17x105	-4
	BSA	1240/0	255	17x105	-4
	MGM	925/47	230	17x105	-4
ONERA AOA=0 M=0/9	ESA	405/92	87	17x105	-4
	BSA	3668/93	700	17x105	-4
	MGM	1687/8	415	17x105	-4
ONERA AOA=7 M=0/9	ESA	527/05	96	17x105	-4
	BSA	4621/54	750	17x105	-4
	MGM	4855/51	800	17x105	-4

* یک نمونه ایرفویل غیر متقارن

جامع و بهینه اشاره کرد.

همچنین برخلاف روش های ریاضی تصحیح باقی مانده که از ضرایب دلخواه در همگرایی استفاده می کنند، در روش پوسته الاستیک، انتخاب مناسب مشخصات تیر، از قبیل: مدول الاستیسیته و برشی، ضخامت، و عرض تیر و ... به عنوان کنترل کننده های پایداری و نرخ همگرایی می تواند به شکل مؤثری همگرایی را بهبود بخشد.

در این پژوهش ایرفویل شماره ۱ به منظور ارزیابی روش طراحی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل نشان داد که روش طراحی معکوس پوسته الاستیک برای طراحی در رژیم جریان لزج همراه با جدایش جریان و شوک عمودی ابزاری کارآمد است.

همچنین به منظور نشان دادن استقلال از حدس اولیه، ایرفویل شماره ۲ مورد بررسی قرار گرفت. روند طراحی در این مثال ارزیابی نشان داد که با وجود حدس اولیه نه چندان مناسب، روش ارائه شده به خوبی به هندسه هدف همگرا شد.

گرادیان فشار بالا مانند شوک دارای محدودیت های زیادی هستند، ولی روش پوسته الاستیک در این موارد به عنوان یک روش کارآمد ارائه می گردد.

عیب اصلی طراحی معکوس در جریان غیر لزج این است که نمی توان از عدم جدایش جریان در هندسه طراحی شده اطمینان حاصل کرد، بنابراین توانایی روش در طراحی در رژیم جریان لزج اهمیت می یابد. نتایج حاصل شده از مقایسه روش های مذکور نشان داده است که روش پوسته الاستیک می تواند پایداری خود را در حضور جدایش جریان حفظ کند؛ بنابراین این روش می تواند ابزاری مفید در طراحی در رژیم جریان لزج باشد.

۶- نتیجه گیری

در این پژوهش، روش طراحی معکوس پوسته الاستیک به منظور طراحی ایرفویل در رژیم جریان لزج ارائه شد. از مزایای اصلی روش توسعه یافته ابداعی در این پژوهش، می توان به فیزیکی بودن الگوریتم، نرخ همگرایی بالا، قابلیت اصلاح زاویه و ترکیب سریع و آسان آن با یک کد تحلیلی

اولیه دومین مثال طراحی در نظر گرفته شد، که نشان داده شد این روش دارای قابلیت طراحی و بهینه‌سازی ایرفویل است. سپس با طراحی ایرفویل شماره ۵ در سه شبکه‌بندی مختلف، استقلال از شبکه روش ارائه شده اثبات شد.

سپس ایرفویل شماره ۳ به‌عنوان حدس اولیه‌ی مثال طراحی در جریان گذر صوتی در نظر گرفته شد. نتایج حاصل نشان داد که روش ارائه شده ابزاری مناسب در طراحی در رژیم جریان گذر صوت است. همچنین ایرفویل شماره ۴ به‌عنوان حدس

واژه‌نامه

- | | | |
|---------------------------------|------------------------------|---------------------|
| 1. inverse design method | 7. elastic surface algorithm | 13. Mach number (M) |
| 2. target pressure distribution | 8. nonlinear finite element | 14. separation |
| 3. flexible membrane method | 9. two-node beam element | 15. shear stress |
| 4. Malone Garbedian-McFadden | 10. subsonic flow regime | |
| 5. ball-spine algorithm | 11. transonic flow regime | |
| 6. flexible string algorithm | 12. angle of attack (AOA) | |

مراجع

- Jahangirian, A., and Shahrokhi, A., "Inverse Design of Transonic Airfoils Using Genetic Algorithm and a New Parametric Shape Method", *Inverse Problems in Science and Engineering*, Vol. 17, No. 5, pp. 681-699, 2009.
- Dulikravich, G. S., and Baker, D. P., "Aerodynamic Shape Inverse Design Using a Fourier Series Method", *37th AIAA Aerospace Sciences*, pp. 99-185, 1999.
- Nili-Ahmadabadi, M., Durali, M., Hajilouy-Benisi, A., and Ghadak, F., "Duct Design in Subsonic and Supersonic Flow Regimes with and without Normal Shock Waves Using Flexible String Algorithm", *Scientia Iranica Transaction B: Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 3, pp. 179-193, 2010.
- Garabedian, P., and McFadden, G., "Design of Supercritical Swept Wings", *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 3, pp. 289-291, 1982.
- Garabedian, P., and McFadden, G., "Computational Fluid Dynamics of Airfoils and Wings", *Proceedings of Symposium on Transonic, Shock and Multidimensional Flows: Advances in Scientific Computing*, Academic Press, New York, pp. 1-16, 1982.
- Malone, J., Narramore, J., and Sankar, L., "An Efficient Airfoil Design Method Using the Navier-Stokes Equations", *Presented at the AGARD specialists Meeting on Computational Methods for Aerodynamic Design (Inverse) and Optimization*, Loen, Norway, 1989.
- Malone, J., Vadyak, J., and Sankar, L., "A Technique for the Inverse Aerodynamic Design of Nacelles and Wing Configurations", *AIAA Journal*, AIAA-85-4096, 1985.
- Malone, J., Vadyak, J., and Sankar, L., "Inverse Aerodynamic Design Method for Aircraft Components", *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 1, pp. 8-9, 1987.
- Dulikravich, G. S., and Baker, D. P., "Using Existing Flow-Field Analysis Codes for Inverse Design of Three-Dimensional Aerodynamic Shapes", *In: Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies*, Eds., pp. 89-112: Springer, 1999.
- Petrucci, D. R., and Manzaneres Filho, N., "A Fast Algorithm for Inverse Airfoil Design Using a Transpiration Model and an Improved Vortex Panel Method", *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 29, No. 4, pp. 354-365, 2007.
- Ghadak, F., Nili, M., and Dourali Mohammad, H. B. A., "A New Method in Inverse Design, Based on Ball-Spine for Axisymmetric Ducts with Application in Gas Turbines", *Mechanical Aerospace Engineering Journal*, Vol. 7, No. 4, pp. 65-75, 2012.
- Nili Ahmadabadi, M., Ghadak, F., and Mohammadi, M., "Subsonic and Transonic Airfoil Inverse Design via Ball-Spine Algorithm", *Computers & Fluids*, Vol. 84, pp. 87-96, 2013.
- Nili-Ahmadabadi, M., Durali, M., Hajilouy-Benisi, A., and Ghadak, F., "Inverse Design of 2-D Subsonic Ducts Using Flexible String Algorithm", *Inverse Problems in Science and Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 1037-1057, 2009.
- Nili-Ahmadabadi, M., Hajilouy-Benisi, A., Ghadak,

F., and Durali, M., "A Novel 2D Incompressible Viscous Inverse Design Method for Internal Flows Using Flexible String Algorithm", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 132, No. 3, pp. 031401-1-9, 2010.

15. Felippa, C., "Nonlinear Finite Element Methods

(ASEN 6107)", DAES., University of Colorado at Boulder. Published Online ([http://www. colorado. edu](http://www.colorado.edu)). DOI: CAS/courses. d/NFEM. d, 2012.