

طراحی معکوس کسکید پره کمپرسور محوری در جریان غیر لزج مادون صوت با استفاده از روش پوسته الاستیک ارتقاء یافته

سید حسین نصرآزادانی^۱ گروه مهندسی مکانیک، پردیس دانشگاه صنعتی اصفهان
 مهدی نیلی احمد آبادی^۲ دانشکده مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان
 محمدحسین نورصالحی^۳ دانشکده مکانیک دانشگاه صنعتی اصفهان
 فرهاد فدک^۴ دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۰۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۹/۱۸)

چکیده

در مسائل طراحی معکوس، هدف محاسبه هندسه متناظر با توزیع فشار مطلوب در راستای دیواره‌ها می‌باشد. یکی از جدیدترین روش‌های طراحی معکوس روش پوسته الاستیک است که در آن دیواره ایرفویل به صورت یک تیر خمیده انعطاف پذیر مدل شد و اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود در هر مرحله از محاسبات، عامل تغییر شکل دیواره‌های ایرفویل بود. نسخه اول روش پوسته الاستیک در طراحی معکوس پره کمپرسور محوری با لبه تیز به علت گرادبان‌های شدید فشار در لبه ابتدایی پره دچار نوسان، ناپایداری و واگرایی می‌شود به طوری که قابل استفاده برای جریان کسکید پره با لبه تیز نیست. هدف از انجام این پژوهش، توسعه روش طراحی معکوس پوسته الاستیک برای کسکید کمپرسور محوری با پره لبه تیز است. مبنای اصلی این ارتقاء توجه به ویژگی منحنی خیز تیر بوده که در همه نقاط پیوسته و مشتق پذیر است. به عبارت دیگر برخلاف نسخه اول، در نسخه ارتقاء یافته بدون اعمال هیچ گونه فیلتراسیون هندسی جهت برطرف کردن شکستگی‌های پروفیل‌های میانی، تماماً از خاصیت فیزیکی تیر تیموشنکو در تغییر شکل‌های بزرگ استفاده می‌شود. جهت افزایش میزان جابه‌جایی تیر در هر مرحله تغییر شکل، از یک رابطه بهینه بین مشخصات تیر شامل مدول الاستیسیته، ضخامت و عرض تیر استفاده می‌شود. در نهایت، اعتبارسنجی نسخه ارتقا یافته در چند مورد برای رژیم مادون صوت غیر لزج انجام شده است. نتایج بیانگر توانایی، انعطاف پذیری و نرخ هم‌گرایی بالای روش ارتقا یافته در طراحی پره‌های کمپرسور محوری است.

واژه‌های کلیدی: طراحی معکوس، ارتقاء الگوریتم پوسته الاستیک، گرادبان شدید فشار، کسکید کمپرسور محوری، پره لبه تیز، جریان غیرلزج مادون صوت

Inverse Design of Axial Compressor Cascade Blades in Inviscid Subsonic Flow Using Upgraded Elastic Surface Method

S. H. Nasrazadani · M. Nili-Ahmadabadi · M. H. Noorsalehi³ · F. Ghadak

Mechanical Engineering Group, Pardis College, Isfahan University of Technology

Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology

Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology

Emam Hossein University

(Received: 27/May/2018 ; Accepted: 12/September/2018)

Abstract

The aim of inverse design problems is achieving a geometry corresponding to the wall target pressure distribution. One of the newest inverse design methods, was Elastic Surface Algorithm (ESA) in which the airfoil wall was modeled as a flexible curved beam and the difference between target and current pressure distributions in each iteration was the deformation factor of the airfoil wall. The first version of ESA used for the inverse design of sharp leading edge blade of axial flow compressors, is subject to oscillation, instability and divergence due to high pressure gradients on the blade leading edge. Therefore, it cannot be used for a sharp leading edge blade. The purpose of this research is to develop ESA for axial-flow compressor cascade with sharp leading edge blades. The main basis of this Improvement is paying attention to the deflection curve of the beam, which is continuous and differentiable in all points. The physical property of Timoshenko's beam in large deformations is used in the upgraded version without applying any geometric filtration to eliminate the fractures of the intermediate profiles. In order to increase the displacement of the beam at each iteration, an optimal relationship between the beam characteristics including the elasticity modulus, the thickness and width of the beam is used. Finally, the upgraded version has been validated in a few cases for subsonic inviscid flow regime. The results indicate the robustness, flexibility and high convergence rate of the upgraded ESA in the design of axial-flow compressor blades.

Keywords: Inverse Design, Improvement of Elastic Surface Algorithm, High Pressure Gradient, Axial-Flow Compressor Cascade, Sharp Leading Edge Blade, Subsonic Inviscid Flow

۱- دانشجوی دکتری: h.nasrazadani@pa.iut.ac.ir

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): m.nili@cc.iut.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: mh.noorsalehi@me.iut.ac.ir

۴- دانشیار: f.ghadak@gmail.com

فهرست علائم

۱- مقدمه

در گذشته، جهت بهینه‌سازی آیرودینامیکی جریان عبوری از یک جسم، عملکرد آیرودینامیکی جسم موجود با بررسی جریان سیال حول آن مورد ارزیابی قرار می‌گرفت و هندسه بر اساس قواعد تجربی و تجربه طراح و در یک فرآیند سعی و خطا^۱ اصلاح می‌شد. این روش وقت‌گیر و ناکارآمد بود [۱].

در روش‌های طراحی معکوس (برخلاف مسائل طراحی مستقیم) هندسه متناظر با یک توزیع فشار یا سرعت معلوم روی دیواره‌های آن به دست می‌آید. بنابراین، با اصلاح توزیع فشار یا سرعت دیواره‌ها می‌توان پروفیل دیواره‌ها را به گونه‌ای طراحی کرد تا بارگذاری آیرودینامیکی و یا بازده افزایش یابد.

به‌طور کلی دو الگوریتم متفاوت برای حل مسائل طراحی شکل اجسام وجود دارد: تکراری (غیر کوپل) و غیرتکراری (کوپل) [۲، ۳].

روش‌های کوپل یا غیرتکراری فرم جدیدی از معادلات حاکم را ایجاد می‌کنند که با حل آن‌ها شکل جسم همراه با متغیرهای جریان به‌طور مستقیم به دست می‌آید. مشکل اصلی روش‌های کوپل پیچیدگی معادلات حاکم در جریان‌های لزج و هندسه پیچیده است.

دسته دیگر روش‌های طراحی معکوس، روش‌های طراحی تکراری (غیر کوپل) می‌باشند. در این روش‌ها محاسبه میدان جریان و اصلاح هندسه در دو مرحله جداگانه صورت می‌گیرد. تمام روش‌های تکراری با یک حدس اولیه برای هندسه شروع می‌شوند. سپس حل جریان برای هندسه مورد نظر انجام می‌گیرد تا اختلاف میدان جریان فعلی با میدان جریان هدف به دست آید. بر مبنای این اختلاف، اصلاح هندسه توسط یک الگوریتم تصحیح شکل صورت می‌پذیرد و مجدداً جریان حول هندسه جدید حل می‌گردد تا همگرایی توزیع تابع هدف حاصل شود [۴].

با توجه به ارتباط ضعیف‌تر متغیرهای جریان و پارامترهای هندسی در روش‌های تکراری، زمان رسیدن به جواب در این روش‌ها نسبت به روش‌های غیرتکراری بیش‌تر است. اما مزیت این روش‌ها ساده‌تر بودن معادلات حاکم و

N	نیروی محوری در هر المان
V	نیروی برشی در هر المان
M	ممان خمشی در هر المان
N^0	نیروی اولیه محوری در هر المان
V^0	نیروی اولیه برشی در هر المان
M^0	ممان خمشی اولیه در هر المان
E	مدول الاستیسیته المان
G	مدول برشی المان
A_0	سطح مقطع تیر
I_0	ممان اینرسی تیر
e	کرنش محوری
U	انرژی کرنشی المان
u	بردار جابه‌جایی المان
P	بردار نیروهای داخلی
K_e	ماتریس سختی المان
K	ماتریس سختی کل تیر
u_B	بردار جابه‌جایی کل تیر
f	بردار نیروهای وارد بر گره‌های تیر
DCA	ایرفویل دوکمان دایره‌ای
B	عرض تیر
T	ضخامت تیر
P	توزیع فشار استاتیک (pa)
Q	عدد بدون بعد
X	راستای محور افقی
Y	راستای محور عمودی
ESA	الگوریتم پوسته الاستیک
AOA	زاویه حمله
علائم یونانی	
γ	کرنش برشی
κ	انحنای المان
θ	چرخش حول محور قائم
بالانویس‌ها	
T	ترانهاد یک ماتریس
زیرنویس‌ها	
e	مربوط به یک المان
B	مربوط به کل تیر
$target$	مربوط به توزیع فشار هدف
$iteration$	مربوط به توزیع فشار موجود

کورد^۱) ایرفویل در فرآیند تغییر شکل ثابت می‌ماند و اسپاین‌ها به صورت خطوط عمود بر کورد در نظر گرفته شد.

مددی و همکاران [۹] الگوریتم گلوله-اسپاین را برای طراحی شبه سه‌بعدی یک دیفیوزر ک شکل پیاده کردند. سپس این روش را جهت طراحی ایرفویل‌های دوبعدی با لبه حمله پهن^۲ (مورد استفاده در کمپرسورهای محوری) به کار بردند [۱۰].

مددی و همکاران [۱۱] الگوریتم گلوله-اسپاین را برای طراحی سه‌بعدی پره‌های کمپرسور محوری تعمیم دادند و پره‌های روتور و استاتور طبقه سوم کمپرسور محوری (هشت طبقه تحقیقاتی) ناکا^۳ را مجدداً طراحی نمودند. در نهایت آن‌ها با استفاده از این روش، یک پره روتور با ضریب بارگذاری بالاتر را طراحی نمودند که منجر به افزایش فشار خروجی طبقه به میزان ۱۰٪ شد.

مایلی و همکاران [۱۲] یک روش مبتنی بر روش تکراری برای حل مسائل طراحی معکوس انتقال حرارت معرفی کرده‌اند. در این پژوهش روش الگوریتم گلوله اسپاین جهت حل مسائل انتقال حرارت معکوس با استفاده از یک قاعده فیزیکی توسعه یافته است.

حسامی و همکاران [۱۳] روش الگوریتم گلوله اسپاین را جهت حل مسائل عددی انتقال حرارت معکوس در نانو سیال استفاده کرده‌اند.

صفری و همکاران [۱۴] از روش جدید طراحی معکوس پوسته الاستیک^۴ جهت اصلاح هندسه ایرفویل‌های دوبعدی استفاده نمودند و آن را با کد حل جریان غیر لزج ای یو اس ام^۵ ترکیب کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که سرعت همگرایی این روش در طراحی ایرفویل‌های گذر صوت بسیار بالاتر از سایر روش‌های تصحیح باقی‌مانده (از جمله روش گلوله-اسپاین) است. آن‌ها جابه‌جایی گره‌های تیر را به صورت مقید در راستای عمود بر خط کورد در نظر گرفتند.

ترکیب سریع و آسان آن‌ها با هر نوع حل‌گر جریان می‌باشد. در واقع همان حل‌گر که برای تحلیل میدان جریان استفاده می‌شود، در روش‌های تکراری نیز به کار می‌رود. بنابراین، از این روش‌ها می‌توان برای طراحی معکوس هندسه‌های پیچیده‌تر با میدان‌های جریان با معادلات پیچیده‌تر (مانند ناویر-استوکس) استفاده نمود [۴].

برخی از روش‌های تکراری بر مبنای الگوریتم‌های بهینه‌سازی عمل می‌کنند و برخی دیگر، از الگوریتم‌های تصحیح باقی‌مانده (که عمدتاً بر مبنای روش‌های فیزیکی هستند) برای اصلاح هندسه استفاده می‌نمایند [۴].

در روش‌های تصحیح باقی‌مانده عمدتاً از الگوریتم‌های فیزیکی به جای الگوریتم‌های ریاضی برای تصحیح هندسه در هر مرحله استفاده می‌شود. در نتیجه این روش‌ها نسبت به روش‌های تکراری بر مبنای بهینه‌سازی، سرعت همگرایی بیشتر و بازده بالاتری دارند [۴]. همچنین مزیت اصلی این روش‌ها این است که می‌توان از کدهای تحلیل جریان که در رژیم‌های مختلف و هندسه‌های پیچیده توسعه یافته‌اند، به راحتی استفاده کرد.

نیلی و همکاران یک روش طراحی معکوس برای جریان‌های داخلی دوبعدی در رژیم‌های جریان غیرقابل تراکم لزج [۵] و تراکم‌پذیر غیرلزج (در رژیم‌های مادون صوت، گذر صوتی و مافوق صوت) [۶] با استفاده از الگوریتم ریسمان انعطاف‌پذیر ارائه کردند. این روش جزء روش‌های تکراری تصحیح باقی‌مانده بود و جابه‌جایی و اصلاح دیواره‌ها بر اساس جایگزینی دیواره با یک ریسمان انعطاف‌پذیر صورت گرفت.

قدک و همکاران [۷] روشی در طراحی معکوس مبتنی بر گلوله-اسپاین برای مجاری دوبعدی و متقارن محوری ارائه کردند که با اعمال این روش در طراحی نازل توربین گاز یک موتور جت، ضریب پیشرانش حدود ۲٪ و نیروی پیشرانش حدود ۷٪ بهبود یافت.

نیلی و همکاران [۸] روش گلوله-اسپاین را برای طراحی معکوس ایرفویل‌های دوبعدی در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوتی توسعه دادند. طول افقی (طول

1- Chord Length

2- Blunt Leading Edge

3- NACA

4- ESA: Elastic Surface Algorithm

5- AUSM

تئوری‌ها شامل بعضی فرم‌های تقریبی می‌باشند، که رفتار سطح مقطع‌ها بر حسب کمیت‌های معین روی محور طولی را بیان می‌کنند. به‌طور دقیق‌تر، سینماتیک المان تیر در صورت مشخص بودن توابع زیر، توسط دو مدل ارائه‌شده در ادامه بحث بیان می‌شود:

$$U_X(X): \text{جابه‌جایی محوری}$$

$$U_Y(X): \text{جابه‌جایی عرضی}$$

$$\theta_Z(X): \text{چرخش سطح مقطع}$$

که X مختصات طولی در شکل مرجع می‌باشد. در ادامه بحث θ_Z به اختصار به‌صورت θ نوشته می‌شود.

شکل ۱ تعریف سینماتیک تیر برنولی-اویلر بر حسب سه تابع جابه‌جایی $U_X(X)$, $U_Y(X)$, $\theta(X)$ می‌باشد. همان‌گونه که در شکل ۲ نشان داده شده است، در مدل تیر تیموشنکو سطح مقطع تیر الزاماً عمود بر محور طولی نمی‌باشد.

دو مدل ریاضی تیر که عموماً در مکانیک سازه‌ها استفاده می‌شوند، مدل برنولی-اویلر و مدل تیموشنکو می‌باشند که در ادامه شرح داده می‌شوند.

مدل برنولی-اویلر (BE): مدل برنولی-اویلر تئوری تیر کلاسیک یا تئوری تیر مهندسی نامیده شده است. در این مدل نیروهای برشی عرضی از معادلات به‌دست می‌آیند، اما از تاثیر آن‌ها روی تغییر شکل تیر صرف‌نظر می‌گردد (از انرژی کرنش مربوط به تنش برشی صرف‌نظر می‌گردد). فرض اساسی سینماتیک این است که سطح مقطع به‌صورت صفحه عمود بر محور طولی تغییر شکل یافته باقی می‌ماند. این چرخش حول یک محور خنثی موازی محور Z که از مرکز سطح مقطع عبور می‌کند، صورت می‌گیرد. در این پژوهش برای طراحی معکوس به روش پوسته الاستیک ابتدا دیواره ایرفویل توسط تیر برنولی مدل شد. نتایج نشان داد که میزان جابه‌جایی تیر بسیار محدود می‌باشد و نمی‌تواند به اندازه‌ای تغییر شکل دهد که از هندسه ایرفویل اولیه به هندسه ایرفویل هدف برسد. بنابراین، حل معادلات تیر خمیده با تغییر شکل بزرگ^۲ ضرورت یافت، که در این راستا

در پژوهش حاضر، هدف اصلی ارتقاء روش پوسته الاستیک برای ایرفویل لبه تیز در کسکید کمپرسور محوری در رژیم جریان زیر صوت و غیرلزج می‌باشد که قابلیت رسیدن به گرادیان‌های شدید فشار در لبه تیز را داشته باشد. مبنای اصلی این ارتقاء توجه به ویژگی منحنی خیز تیر تیموشنکو است که در همه نقاط پیوسته و مشتق‌پذیر است.

۲- معرفی روش پوسته الاستیک

در روش پوسته الاستیک، ابتدا یک هندسه (مانند ایرفویل یا پره) به‌عنوان حدس اولیه در نظر گرفته می‌شود و دیواره آن به‌صورت یک تیر الاستیک خمیده فرض می‌گردد. سپس میدان جریان پیرامون آن توسط یک حل‌گر جریان حل می‌شود تا توزیع فشار روی دیواره‌ها محاسبه گردد. توزیع فشار به‌دست‌آمده به قسمت داخلی دیواره‌های ایرفویل و توزیع فشار هدف به قسمت بیرونی آن اعمال می‌گردد. تیر انعطاف‌پذیر تا زمانی که تنش‌های داخلی، اختلاف بین توزیع فشارهای موجود و هدف را خنثی کنند، تغییر شکل می‌دهد. برای هم‌گرایی به هندسه مورد نظر، در هر مرحله تغییر شکل دیواره لازم است تنش‌های داخلی تیر صفر شوند. حل معادلات تیر خمیده با استفاده از معادلات المان محدود غیرخطی بر مبنای تئوری تیموشنکو انجام می‌گیرد.

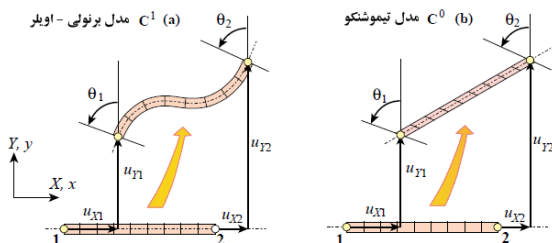
برخلاف روش‌های ریاضی تصحیح باقی‌مانده که از ضرایب دلخواه برای هم‌گرایی استفاده می‌کنند، در روش پوسته الاستیک، انتخاب مناسب مشخصات تیر از قبیل: مدول الاستیسیته، ضخامت و عرض تیر به‌عنوان کنترل‌کننده، پایداری و نرخ هم‌گرایی را به‌طور مؤثری بهبود می‌بخشد [۱۴].

جهت اصلاح هندسه پره در هر مرحله، از یک کد به زبان فرترن^۱ برای حل معادلات المان محدود غیرخطی حاکم استفاده می‌شود که در بخش بعد به اختصار معرفی می‌گردد. نحوه کوپل حل‌گر جریان و کد اصلاح هندسه المان محدود نیز به اختصار توضیح داده خواهد شد.

۳- معرفی معادلات حاکم

مدل ریاضی: تیرها اجسام سه‌بعدی می‌باشند، اما مدل‌های ریاضی تیر یک‌بعدی بر اساس تئوری‌های تیر می‌باشد. این

وقتی که مساله واقعی با یک مدل ساده‌تر جایگزین می‌شود، ما به حل تقریبی دست خواهیم یافت و رسیدن به حل دقیق مستلزم استفاده از یک مدل مناسب با تعداد المان دقیق مناسب می‌باشد. ابزارهای ریاضی برای یافتن جواب دقیق اکثر مسائل کافی نیستند. بنابراین، به خاطر عدم وجود روش مناسب ما ناگزیر به استفاده از روش اجزاء محدود خواهیم شد. در روش اجزاء محدود با صرف محاسبات کامپیوتری بیشتر می‌توان حل تقریبی را بهبود بخشید و به حل دقیق نزدیک‌تر شد. در این روش ناحیه حل به صورت ناحیه‌های کوچک و متصل به هم به نام المان‌های محدود در نظر گرفته می‌شود. المان در نظر گرفته شده برای تیر در این مسئله دارای دو گره پایانی می‌باشد. گره نام تیر دارای سه درجه آزادی می‌باشد: دو جابه‌جایی گرهی U_{xi} و U_{yi} ، و یک چرخش گرهی θ_i ، همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، جهت مثبت خلاف جهت عقربه‌های ساعت حول محور Z می‌باشد.

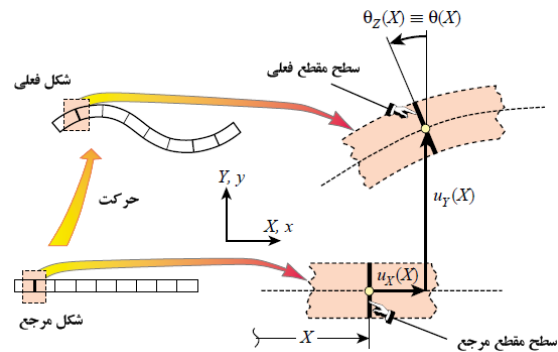


شکل ۳: المان دو گرهی، شش درجه آزادی

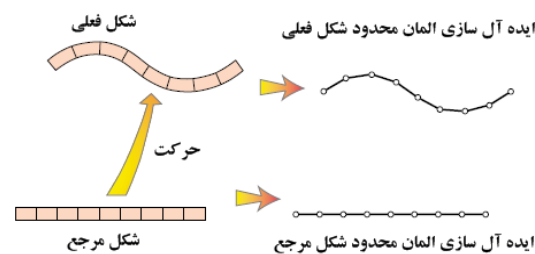
در هر دو مدل چرخش سطح مقطع از حالت مرجع به شکل فعلی θ نامیده می‌شود، که در مدل برنولی- اوپلر همان چرخش ψ محور طولی می‌باشد. در مدل تیموشنکو، همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است، زاویه کرنش برشی $\psi - \theta$ می‌باشد. میانگین کرنش برشی دارای علامت مخالف می‌باشد $(\bar{\gamma} = -\gamma = \psi - \theta)$ ، تا کرنش برشی e_{xy} مقداری مثبت داشته باشد.

هر دو مدل می‌توانند برای فرمولاسیون المان تیر استفاده شوند، ولی ظاهراً به نظر می‌رسد که انتخاب مدل تیموشنکو به دلیل در نظر گرفتن تأثیرات برشی به‌عنوان تیرهای تیغه‌ای مناسب‌تر می‌باشد، در حالی که از مدل برنولی- اوپلر برای تیرهای عادی استفاده می‌شود.

به حل معادلات المان محدود غیرخطی تیر تیموشنکو پرداخته شده است.



شکل ۴: المان دو گرهی، شش درجه آزادی



شکل ۵: ایده آل سازی المان محدود شکل مرجع

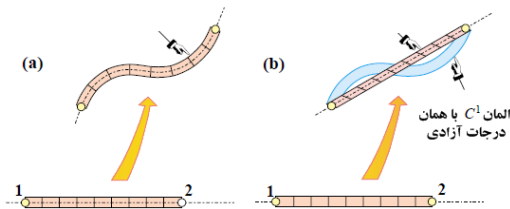
مدل تیموشنکو: مدل تیموشنکو با استفاده از تأثیرات تغییر شکل برشی مرتبه اول، مدل برنولی- اوپلر را اصلاح می‌کند. در این مدل سطح مقطع در صفحه باقی می‌ماند و حول همان محور خنثی موازی محور Z می‌چرخد، اما عمود بر محور طولی تغییر شکل یافته باقی نمی‌ماند. این انحراف از حالت عمودی به دلیل تنش برشی عرضی می‌باشد که در تمام سطح مقطع ثابت فرض می‌شود.

در هر دو مدل از هرگونه تغییری در بعد سطح مقطع تیر تغییر شکل یافته صرف‌نظر می‌شود. همچنین تئوری می‌تواند برای رفتارهای هندسی غیرخطی به دلیل جابه‌جایی و تغییر شکل‌های بزرگ به کار رود.

مدل‌های المان محدود: هدف اصلی در روش اجزاء محدود^۱ پیدا کردن یک راه‌حل برای یک مساله پیچیده به‌وسیله جایگزین کردن آن با یک مدل ساده‌تر می‌باشد.

درجه آزادی دارند، ولی حرکت قسمت داخلی المان تیر بسیار راحت تر می باشد.

المان C^0 (جابه جایی و چرخش خطی) دو گرهی برای مدل تیر تیموشنکو: سطح مقطع به صورت صفحه ای باقی می ماند، ولی عمود بر محور طولی نمی باشد.



شکل (۵): مقایسه سینماتیک مدل های المان محدود تیر دو گرهی

حل معادلات تیر خمیده با استفاده از مدل المان محدود غیرخطی بر مبنای تئوری تیموشنکو انجام می گیرد.

برای یافتن ماتریس سختی المان، ابتدا بردار جابه جایی آن حدس زده می شود. به کمک بردار جابه جایی المان، میدان جابه جایی و گرادینان جابه جایی المان محاسبه می گردد. سپس با استفاده از میدان جابه جایی و گرادینان جابه جایی المان، کرنش محوری (ϵ)، کرنش برشی (γ)، انحنای المان (κ)، به دست می آید. با استفاده از مقادیر کرنش ها، نیروهای داخلی المان محاسبه می گردند:

$$N = N^0 + EA_0 \epsilon \quad (1)$$

$$V = V^0 + GA_0 \gamma \quad (2)$$

$$M = M^0 + EI_0 \kappa \quad (3)$$

N نیروی محوری، V نیروی برشی و M ممان خمشی المان می باشد. مقادیر اولیه این نیروها با بالانویس \cdot مشخص شده و در هر مرحله اصلاح شکل برابر با صفر می باشد. E مدول الاستیسیته و G مدول برشی المان می باشد. A_0 سطح مقطع تیر و I_0 ممان اینرسی تیر که ثابت می باشد.

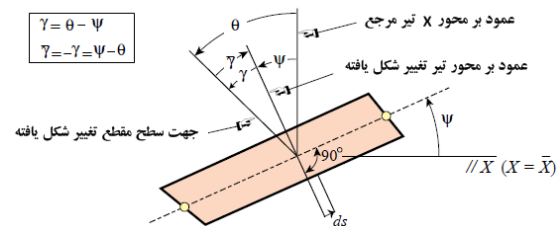
به کمک روابط بین کرنش و نیروهای داخلی، انرژی کرنشی المان (U) به دست می آید و با استفاده از انرژی کرنشی و بردار جابه جایی (u)، بردار نیروهای داخلی (P) محاسبه می گردد:

$$\delta U = P^T \delta u \quad (4)$$

اگرچه معادلات تیموشنکو به دلیل در نظر گرفتن تغییر شکل های برشی پیچیده تر به نظر می رسد، ولی در حقیقت به دو دلیل ذکر شده در زیر ساده تر نیز می باشد:

۱: در مدل تیموشنکو می توان $\theta(X)$ را مستقل از $U_X(X)$ و $U_Y(X)$ در نظر گرفت. در نتیجه المان های تیموشنکو دو گرهی می توانند از تغییرات خطی در هر دو جابه جایی و چرخش ها استفاده کنند. به عبارت دیگر مدل برنولی-اویلر دو گرهی به یک چندجمله ای مکعبی برای $U_Y(X)$ نیاز دارد، زیرا چرخش $\theta(X)$ مستقل نمی باشد.

۲- تغییرات خطی جابه جایی عرضی با فرضیات تغییر شکل محوری منطبق می باشد (رفتار میله مانند). می توان گفت فرضیات جابه جایی عرضی و محوری برقرار هستند.



شکل (۴): زاویه کرنش برشی در مدل تیموشنکو

همان گونه که در شکل ۴ مشاهده می شود، در مدل تیر تیموشنکو، ψ و θ به ترتیب چرخش برنولی-اویلر و چرخش کامل مقطع می باشند. میانگین زاویه انحراف برشی $\gamma = \theta - \psi$ می باشد، ولی اندازه زاویه کرنش برشی به صورت $\bar{\gamma} = -\gamma = \psi - \theta$ بیان می شود تا با علامت قرارداد معمول مکانیک سازه مطابق باشد. برای تغییر شکل مواد مهندسی $1 \ll |\bar{\gamma}|$ می باشد. مقدار $|\bar{\gamma}|$ از مرتبه 10^{-3} رادیان می باشد، در حالیکه چرخش، ψ و θ می توانند خیلی بزرگتر و حدود ۱-۲ رادیان باشند. مقدار $\bar{\gamma}$ برای سادگی در تصور آن، به صورت اغراق آمیز در شکل نشان داده شده است.

این سادگی در تجزیه و تحلیل های هندسی غیرخطی بیشتر حائز اهمیت می باشد، که با مقایسه در شکل ۵ به وضوح مشخص می گردد. اگر چه هر دو المان تیر شش

جدول (۱): جزییات طراحی معکوس پوسته الاستیک برای

کسکید با ایرفویل DCA

نوع مش	با سازمان	فشار استاتیک ورودی	۱ bar
شرط مرزی بین پرها	پریودیک	فشار استاتیک خروجی	۱/۲ bar
شرط مرزی ورودی	دبی ورودی	زاویه نصب پره	۴۴ درجه
شرط مرزی خروجی	فشار خروجی	زاویه حمله	۱ درجه
معادلات جریان	اویلر	تعداد المان تیر	۵۰
دبی جرمی ورودی	۵ (kg/s)	تعداد مش روی پره	۵۰
ماخ ورودی	۰/۴۹		

۵- ارتقاء الگوریتم پوسته الاستیک

همان‌طور که در قسمت قبلی توضیح داده شد جهت اصلاح هندسه از الگوریتم پوسته الاستیک استفاده می‌شود که در آن تیر الاستیک جایگزین دیواره‌های پره است.

۵-۱- اعتبارسنجی طراحی معکوس کسکید پره لبه

تیز با استفاده از نسخه اول

از معضلات نسخه قبلی این روش کم بودن میزان خیز تیر یا تغییر شکل‌های میانی در هر تکرار طراحی معکوس بود. در نسخه قبلی الگوریتم پوسته الاستیک، برای برطرف کردن این مشکل از دو راهکار استفاده شد. در راهکار اول، معادلات المان محدود تیر با دقت همگرایی 10^{-2} به‌طور کامل همگرا نمی‌شد. این کار اگرچه تغییر شکل‌های میانی را تا حدی افزایش می‌داد اما باعث به وجود آمدن نواساناتی در پروفیل‌های میانی می‌شد که با روش فیلتراسیون برطرف می‌گشت. راهکار دوم چند تکه کردن تیر و استفاده از چند مرحله اصلاح هندسه در هر تکرار طراحی معکوس بود که صفری و همکاران در پژوهش خود گزارش کردند [۱۴]. در این بخش، اعتبارسنجی نسخه اول روش برای طراحی معکوس ایرفویل لبه تیز در کسکید کمپرسور محوری مطابق با شرایط ذکر شده در جدول ۱ صورت گرفته است که نتایج آن در شکل‌های ۷ و ۸ نشان داده شده است. برای یک هندسه حدس اولیه متفاوت با هندسه هدف شروع می‌شود تا در روند طراحی معکوس در نهایت به هندسه هدف همگرا شود. مطابق شکل ۷، تغییر شکل‌های میانی دچار نوسانات شدید می‌شود که به سختی قابل کنترل می‌باشند.

به کمک تغییرات مرتبه اول بردار نیروی داخلی، ماتریس سختی المان (K_e) به صورت رابطه (۵) تعریف می‌گردد:

$$\delta P = K_e \delta u \quad (5)$$

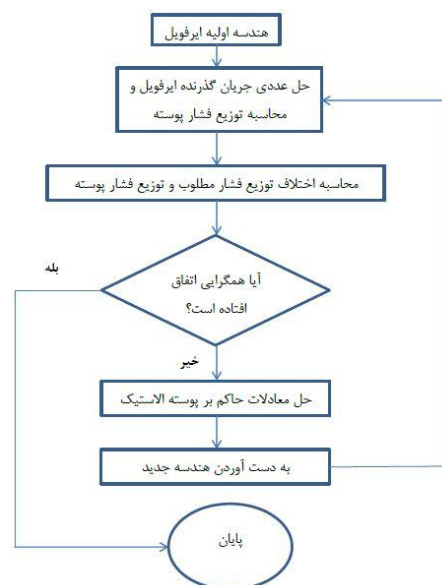
با برهم نهی ماتریس‌های سختی المان‌ها، ماتریس سختی کل تیر خمیده به دست می‌آید. با حل معادله زیر بردار جابه‌جایی کل تیر مجدداً محاسبه می‌شود:

$$K u_B = f \quad (6)$$

(K) ماتریس سختی کل تیر خمیده، (u_B) بردار جابه‌جایی آن و (f) بردار نیروهای وارد بر گره‌های تیر است. با حل معادله جابه‌جایی و چرخش، موقعیت تمام گره‌ها مجدداً به دست می‌آیند. کل مراحل مطرح‌شده در این قسمت مجدداً تکرار می‌شوند تا جایی که بردار (u_B) به یک بردار ثابت همگرا شود. در این حالت جابه‌جایی تیر خمیده به دست می‌آید.

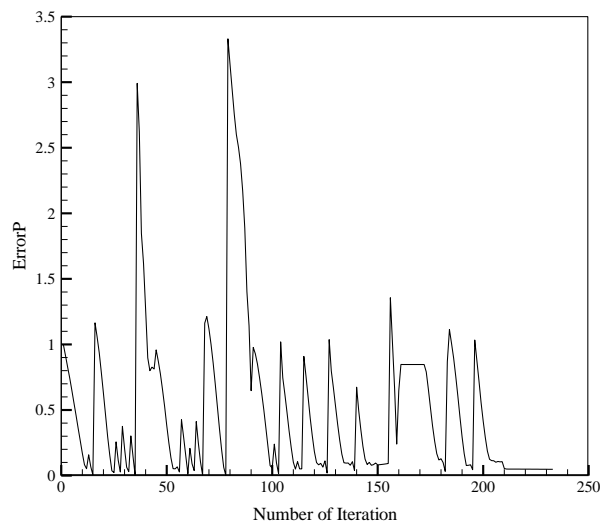
۴- حل گر عددی جریان سیال

در این پژوهش، از نرم‌افزار فلونتت به‌عنوان حل‌گر جریان سیال استفاده می‌شود. معادلات بقای جرم، بقای مومنتم و بقای انرژی معادلات حاکم بر جریان هستند. رژیم جریان در کسکید کمپرسور، پایا، غیر لزج و تراکم‌پذیر است و جزییات حل عددی و شرایط مرزی در جدول ۱ آورده شده است. روند طراحی معکوس ذکر شده به‌صورت فلوچارت در شکل ۶ آورده شده است.



شکل (۶): فلوچارت روند طراحی معکوس پوسته الاستیک

پوسته الاستیک برای طراحی معکوس ایرفویل‌های لبه پهن در جریان آزاد مورد استفاده قرار گرفته است [۱۴]. ولی به دلیل نوسانات شدید برای کاربرد در ایرفویل لبه تیز در کسکید کمپرسور محوری جوابگو نمی‌باشد. در بخش‌های بعدی روند ارتقاء نسخه اول روش طراحی معکوس پوسته الاستیک مرحله به مرحله به تفصیل بیان خواهد شد.



شکل (۸): روند کاهش خطای اختلاف فشار مطابق رابطه ۷ برای ایرفویل DCA در طراحی معکوس با نسخه اول الگوریتم پوسته الاستیک

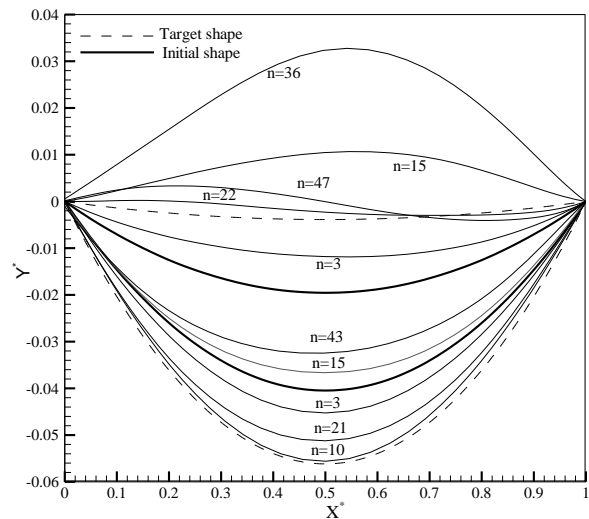
برای حل معادلات المان محدود خیز انجام شده که نتایج آن در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نشان داده شده است.

در شکل ۱۰ روند اصلاح هندسه در هر دو سطح مکشی و فشاری ایرفویل لبه تیز در طراحی معکوس اولیه نمایش داده شده است. مطابق این شکل، علیرغم ۲۳۰۰۰ اصلاح هندسه، هنوز انطباق‌پذیری کامل برای سطوح فشاری و مکشی ایرفویل حاصل نشده است. همچنین به دلیل عدم فیلتراسیون هندسی، تغییر شکل‌های میانی دارای شکستگی‌هایی می‌باشد که در نسخه اول این شکستگی‌ها با اعمال یک زیربرنامه فیلتراسیون در کد فرترن اصلاح می‌گردید. در شکل ۶ نمایش باقی‌مانده اختلاف فشار بر حسب تعداد اصلاح هندسه نشان داده شده است. مطابق این شکل، به دلیل دقت همگرایی ناکافی برای معادلات المان محدود تیر و عدم استفاده از فیلتراسیون هندسی در

شکل ۸ روند کاهش خطای اختلاف بین توزیع فشار هدف و موجود را در فرایند طراحی معکوس نشان می‌دهد.

$$\text{Error P} = \frac{|P_{\text{target}} - P|}{\sum |P_{\text{target}} - P_{\text{iteration}}|} \quad (7)$$

مطابق شکل، نوسانات شدیدی در خطای فشار نیز وجود دارد که بیانگر نوسانات شدید تیر و در نهایت عدم همگرایی به هندسه هدف می‌باشد. نسخه قبلی الگوریتم

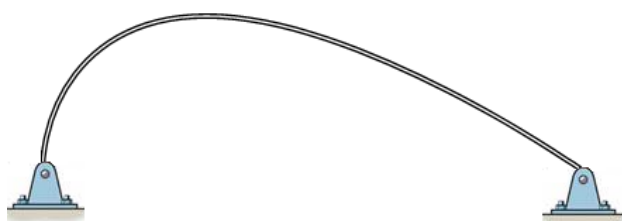


شکل (۷): روند اصلاح هندسه برای ایرفویل لبه تیز در طراحی معکوس با نسخه اول الگوریتم پوسته الاستیک

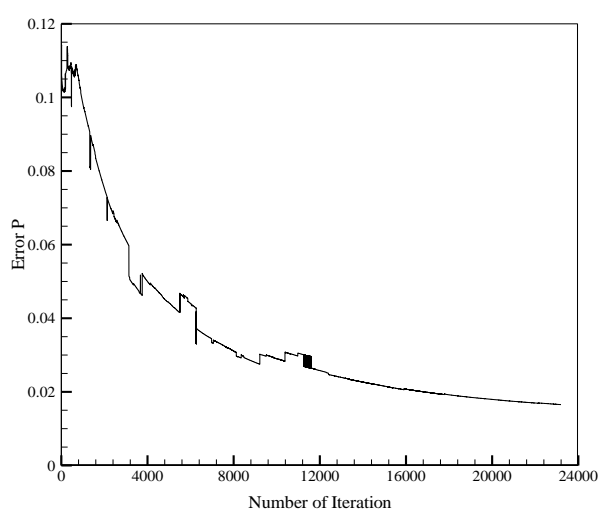
۵-۲- اصلاح سطح فشاری و مکشی پره بر مبنای تیر دو سر مفصل

در اولین ارتقاء، سطوح مکشی و فشاری پره به صورت دو تیر خمیده دو سر مفصل (مطابق شکل ۹) در نظر گرفته می‌شود که هر تکرار طراحی معکوس فقط شامل یک مرحله تغییر شکل است. در این اصلاح هندسه لبه حمله^۱ و لبه فرار^۲ پره به عنوان تکیه‌گاه مفصلی در نظر گرفته شده و سطوح بالایی و پایینی پره به صورت دو تیر خمیده دو سر مفصل جدا از هم فرض می‌شود که تحت اختلاف فشار تغییر شکل می‌یابند. بر این اساس، یک طراحی معکوس مطابق با شرایط مندرج در جدول ۱، بدون اعمال فیلتراسیون هندسی و دقت همگرایی 10^{-2} (مطابق دقت همگرایی نسخه اول)

1- LE: Leading Edge
2- TE: Trailing Edge



شکل (۹): مدل سازی هر یک از سطوح بالا و پایین پره به صورت تیر خمیده دو سر مفصل



شکل (۱۱): روند کاهش خطای اختلاف فشار مطابق رابطه ۷ برای ایرفویل DCA با طراحی معکوس در اولین مرحله ارتقاء الگوریتم پوسته الاستیک

معکوس بدون استفاده از فیلتراسیون هندسی از بین خواهد رفت که این نتایج در بخش اعتبارسنجی ارائه شده است.

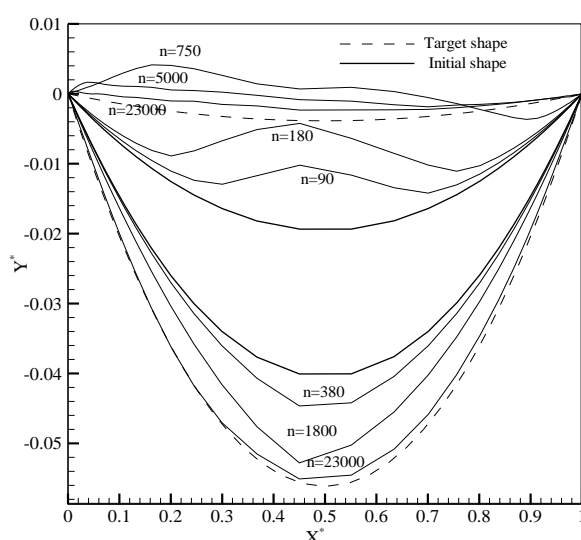
۴-۵- تعیین رابطه مشخصه‌های تیر برای پیشینه

تغییر شکل در تکرار اول

ایجاد پیشینه تغییر شکل در اولین اصلاح هندسه کمک زیادی در سرعت هم‌گرایی الگوریتم طراحی معکوس می‌کند. در الگوریتم پوسته الاستیک، این هدف با تعیین بهینه مشخصه‌های تیر امکان‌پذیر است. به این منظور در سه نسبت منظری عرض به ضخامت مقطع تیر برابر ۱، ۵ و ۰/۲ پیشینه تغییر شکل تیر محاسبه شده است. همچنین، در هر حالت برای رسیدن به پیشینه جابه‌جایی تیر، مدول الاستیسیته کمینه تیر که به ازای آن معادله خیز تیر امکان

الگوریتم پوسته الاستیک، منحنی باقی‌مانده اختلاف فشار در روند طراحی معکوس نوسان می‌کند.

بنابراین، عدم استفاده از چند تکه کردن سطح پره (مطابق نسخه قبلی) و استفاده از یک مرحله اصلاح هندسه در الگوریتم پوسته الاستیک تعداد تکرار طراحی معکوس را افزایش می‌شود. در ادامه، اصلاحاتی روی الگوریتم طراحی معکوس پوسته الاستیک جهت برطرف کردن این مشکل ارائه خواهد شد.



شکل (۱۰): روند اصلاح هندسه برای ایرفویل DCA با طراحی معکوس در اولین مرحله ارتقاء الگوریتم پوسته الاستیک

۵-۳- عدم نیاز به فیلتراسیون هندسه

منحنی خیز تیر در همه نقاط پیوسته و مشتق‌پذیر است [۱۵]. به عبارت دیگر، یک تیر انعطاف‌پذیر تحت یک بارگذاری واقعی بدون شکستگی باید تغییر شکل دهد. پس در نگاه فیزیکی به مسئله نباید هیچ‌گونه شکستگی در تغییر شکل‌های میانی طراحی معکوس مشاهده شود. لذا، دقت همگرایی معادلات المان محدود تیر باید افزایش یابد تا هیچ شکستگی در منحنی خیز تیر به وجود نیاید. دقت همگرایی حل معادلات المان محدود تیر در نسخه اول 10^{-2} بوده است که در مسئله حاضر، باعث تغییر شکل‌های غیر فیزیکی همراه با شکستگی می‌شود. با افزایش دقت هم‌گرایی معادلات المان محدود تیر به 10^{-6} در حل معادلات المان محدود تیر، شکستگی در تغییر شکل‌های میانی طراحی

۵-۵- تعیین مدول الاستیسیته تیر برای تکرارهای

دوم به بعد و جلوگیری از نوسان تیر

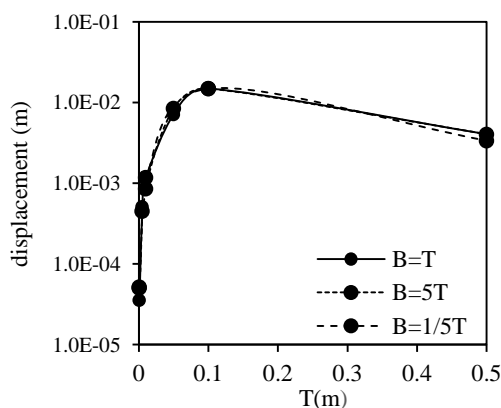
اگر مقدار E کمینه محاسبه شده برای تکرار اول طراحی معکوس عیناً برای تکرارهای میانی در نظر گرفته شود، با کاهش اختلاف فشار هدف و موجود جابه‌جایی‌ها کوچک شده و باعث کند شدن هم‌گرایی طراحی معکوس می‌شود. لذا، لازم است یک روند منطقی و خودکار جهت کاهش E در روند طراحی معکوس در نظر گرفته شود. تجربه‌های عددی صورت گرفته در این مقاله نشان می‌دهد اگر E متناسب با کاهش اختلاف فشار موجود و هدف کاهش یابد، روند هم‌گرایی بهبود می‌یابد بدون آنکه باعث واگرایی و ناپایداری طراحی معکوس شود. بنابراین، پارامتر بی بعد Q مطابق رابطه (۸) تعریف می‌شود و مقدار آن در روند طراحی معکوس ثابت و برابر مقدار Q در تکرار اول طراحی معکوس در نظر گرفته می‌شود.

$$Q = (E/\Delta P_{int}) \quad (8)$$

$$\Delta P_{int} = \int P_{target} ds^* - \int P_{iteration} ds^* \quad (9)$$

در رابطه (۸)، E مدول الاستیک تیر و ΔP_{int} از رابطه (۹) به دست می‌آید که در آن $\int P_{target} ds^*$ انتگرال توزیع فشار هدف و $\int P_{iteration} ds^*$ انتگرال توزیع فشار موجود در هر مرحله اصلاح هندسه می‌باشد.

کاهش پیوسته مقدار عدد E در تکرارهای نهایی طراحی معکوس می‌تواند باعث نوسانی شدن و ناپایداری هندسه - شود. جهت جلوگیری از این ناپایداری، پس از کاهش دو مرتبه‌ای اختلاف فشار موجود و هدف، کاهش مقدار E متوقف خواهد شد.



شکل (۱۲): تغییرات جابه‌جایی تیر نسبت به عرض تیر در

سه نسبت منظری

هم‌گرایی کامل با دقت 10^{-6} دارد، استفاده شده است. نتایج در جداول (۴ - ۲) آورده شده است. تغییرات جابه‌جایی تیر نسبت به EI در شکل ۱۲ نشان داده شده است. با توجه به این شکل بیشترین مقدار جابه‌جایی در هر سه نسبت منظری در $EI=0.0833$ رخ داده است. تغییرات جابه‌جایی تیر نسبت به ضخامت تیر (T) نیز در شکل ۱۳ نشان داده شده است. با توجه به این شکل بیشترین مقدار جابه‌جایی در هر سه نسبت منظری در $T=0.1$ رخ داده است. پس برای هر سه نسبت منظری، بیشترین مقدار جابه‌جایی برابر بوده و در یک مقدار EI و یک عرض تیر برابر رخ داده است. در این صورت می‌توان نتیجه گرفت بیشینه تغییر شکل وابسته به نسبت منظری نیست و برای به دست آوردن بیشینه جابه‌جایی مقدار ضخامت متناظر با این نقطه اهمیت دارد که در این پژوهش برای ایرفویل DCA با مشخصات بیان شده مقدار ضخامت تیر برابر $0/1$ در نظر گرفته شده است.

جدول (۲): محاسبه بیشینه جابه‌جایی با نسبت منظری B=T

T	First Min E	DY	EI
0.001	2.00E+12	3.54E-05	4.50E-02
0.01	6.00E+07	1.18E-03	4.81E-02
0.05	3.00E+05	7.11E-03	5.21E-02
0.1	1.00E+04	1.49E-02	8.33E-02
0.5	5.00E+01	4.05E-03	2.60E-01

جدول (۳): محاسبه بیشینه جابه‌جایی با نسبت منظری B=5T

T	First Min E	DY	EI
0.001	3.00E+11	5.15E-05	5.11E-02
0.01	2.00E+07	8.51E-04	5.21E-02
0.05	5.00E+04	8.48E-03	5.81E-02
0.1	2.00E+03	1.49E-02	8.33E-02
0.5	1.00E+01	4.05E-03	2.60E-01

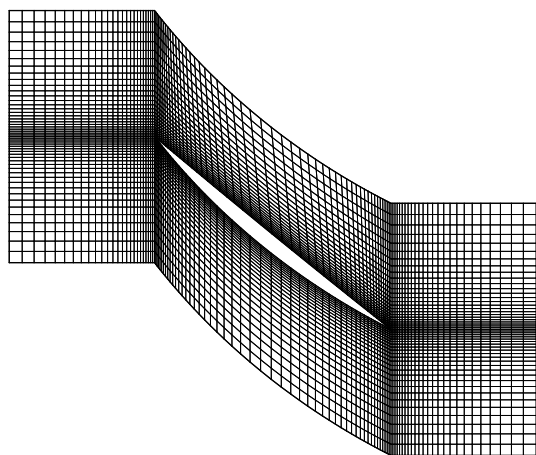
جدول (۴): محاسبه بیشینه جابه‌جایی با نسبت منظری B=1/5T

T	First Min E	DY	EI
0.001	3.00E+11	5.02E-05	4.50E-02
0.005	5.00E+09	4.51E-04	5.00E-02
0.01	3.00E+08	1.18E-03	5.30E-02
0.1	5.00E+04	1.49E-02	8.33E-02
0.5	3.00E+02	3.37E-03	2.60E-01

ایرفویل دوکمان دایره‌ای کسکید کمپرسور محوری در شرایط حل عددی و شرایط مرزی مطابق با جدول ۱ در دو مورد حدس اولیه متفاوت و یک مورد افزایش زاویه حمله انجام شده است. طول کورد حدود ۳۳ میلی‌متر است و مقدار آن تا انتهای طراحی معکوس ثابت است. شبکه‌بندی اطراف ایرفویل، با سازمان می‌باشد. جریان حول ایرفویل به صورت تراکم‌پذیر و غیر لزج شبیه‌سازی شده است. شکل ۱۴ شبکه‌بندی حول ایرفویل DCA در کسکید کمپرسور محوری را نمایش داده است.

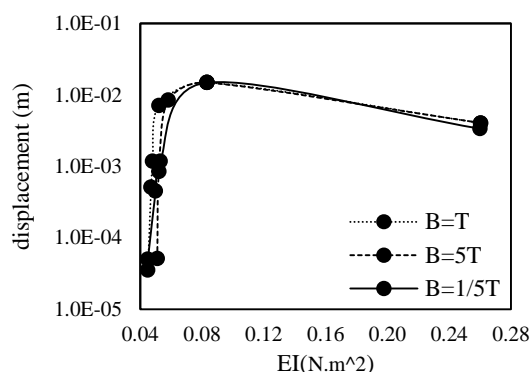
۶-۱- حدس اولیه، مقیاس ۷۰٪ هندسه هدف

در اعتبارسنجی اول، هندسه اولیه مقیاس ۷۰٪ هندسه هدف می‌باشد. که نتایج اعتبارسنجی آن در شکل‌های (۱۸-۱۵) نمایش داده شده است. در شکل ۱۵ روند اصلاح هندسه در هر دو سطح ایرفویل لبه تیز با روش طراحی معکوس پوسته الاستیک ارتقاء یافته نمایش داده شده است.



شکل (۱۴): شبکه‌بندی کسکید کمپرسور حول پره DCA

مطابق این شکل انطباق‌پذیری کامل بین هندسه اولیه و هدف، پس از ۷۵ تکرار انجام شده است. مطابق شکل‌های ۱۶ و ۱۷ انطباق‌پذیری توزیع فشار در سطح فشاری و مکشی ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف و انعطاف‌پذیری روش در گرادین‌های شدید فشاری در لبه حمله نشان داده شده است.



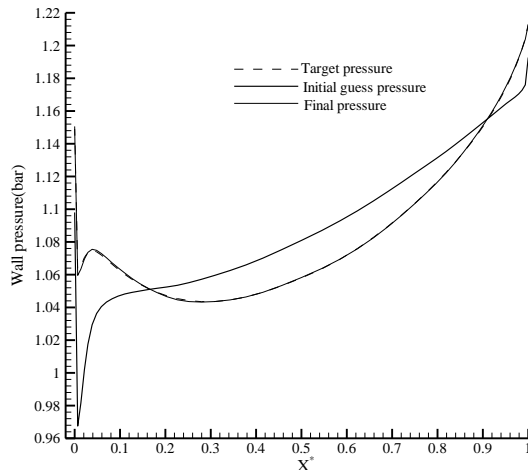
شکل (۱۳): تغییرات جابه‌جایی تیر نسبت به EI در سه نسبت منظری

۵-۶- اعمال سه درجه آزادی برای گره‌های میانی تیر در حل معادلات المان محدود تیر، هر دیواره ایرفویل به ۵۰ المان تیر تقسیم شده که المان‌ها از طریق گره‌ها به یکدیگر متصل می‌باشند. هر گره دارای سه درجه آزادی جابه‌جایی در راستای X، جابه‌جایی در راستای Y و چرخش می‌باشد. در نسخه اول، جابه‌جایی گره‌ها در راستای X صفر در نظر گرفته شده ($\Delta X = 0$) و هر گره می‌تواند جابه‌جایی در راستای Y و چرخش داشته باشد [۱۴]. با توجه به این که در الگوریتم پوسته الاستیک از مدل تغییر شکل‌های بزرگ استفاده شده است، در نسخه دوم این الگوریتم قید $\Delta X = 0$ برای گره‌ها (به جز تکیه‌گاه‌ها) برداشته می‌شود تا گره‌های میانی بتوانند در سه راستای X، Y، و θ آزادانه حرکت کنند و تئوری تغییر شکل‌های بزرگ محقق شود. با اعمال این تغییرات در کد طراحی معکوس، نرخ تغییر شکل دیواره ایرفویل در مراحل اصلاح هندسه بیشتر می‌شود و باعث کاهش چشمگیر تعداد تکرار طراحی معکوس می‌شود که نتایج آن در بخش اعتبارسنجی نشان داده شده است.

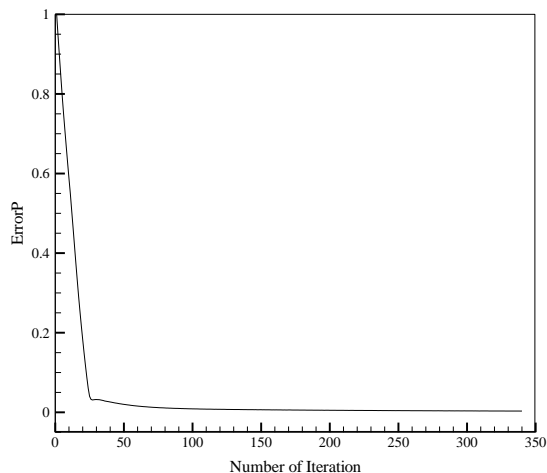
۶- نتایج اعتبارسنجی نسخه دوم الگوریتم پوسته الاستیک

در فرآیند اعتبارسنجی یک روش طراحی معکوس، هندسه هدف معلوم است. بنابراین، توزیع فشار هندسه هدف به‌عنوان توزیع فشار هدف در نظر گرفته می‌شود و فرآیند طراحی با یک هندسه دلخواه به‌عنوان حدس اولیه شروع می‌شود. اعتبارسنجی روش طراحی معکوس زمانی به‌درستی صورت می‌گیرد که توزیع فشار موجود به توزیع فشار هدف و هندسه موجود به هندسه هدف همگرا شده باشد. با توجه به ارتقاء حاصل شده، روش پوسته الاستیک ارتقاء یافته برای

هدف و موجود مطابق رابطه (۷) در فرایند طراحی معکوس بدون نوسان می‌باشد.



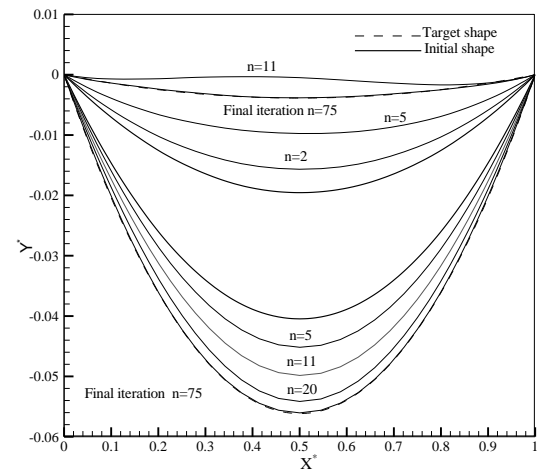
شکل (۱۶): انطباق توزیع فشار سطح مکشی ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی اول



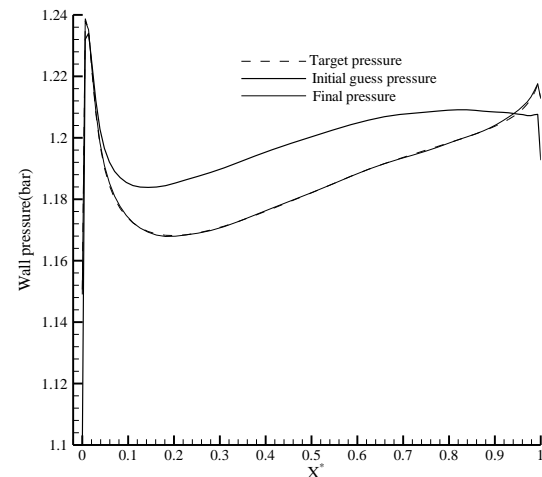
شکل (۱۸): روند کاهش خطای اختلاف فشار مطابق رابطه ۷ برای ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی اول

کامل بین هندسه اولیه و هدف، پس از ۱۳۰ تکرار انجام شده است. مطابق شکل‌های ۲۰ و ۲۱ انطباق‌پذیری توزیع فشار در سطح فشاری و مکشی ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف و انعطاف‌پذیری روش در گرادیان‌های شدید فشاری در لبه حمله نشان داده شده است. همچنین مقایسه توزیع فشار هدف و موجود روی سطح مکشی و فشاری در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ نشان می‌دهد علیرغم گرادیان شدید فشار نزدیک نقطه سکون، در روند طراحی معکوس نقطه

مطابق شکل ۱۸ با توجه به اینکه در روش پوسته الاستیک ارتقاء یافته از هیچ‌گونه فیلترینگ هندسی استفاده نشده، روند کاهش خطای اختلاف فشار بین توزیع فشار



شکل (۱۵): روند اصلاح هندسه برای ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی اول

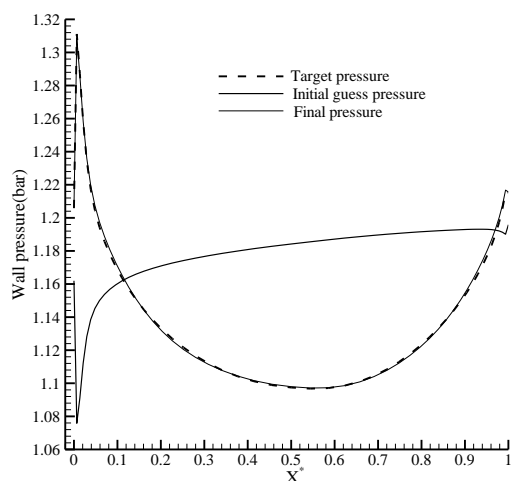


شکل (۱۷): انطباق توزیع فشار سطح فشاری ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی اول

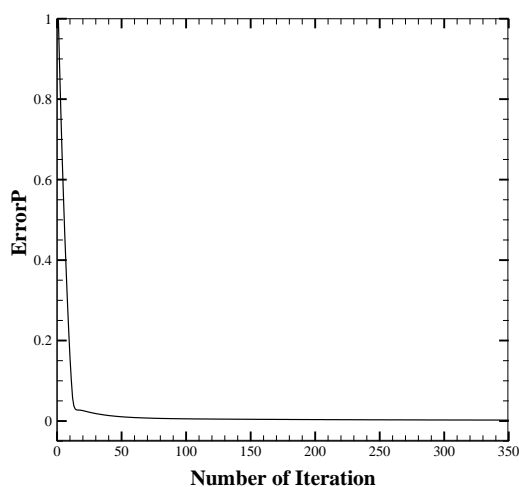
۲-۶- حدس اولیه متفاوت

در اعتبارسنجی دوم، حدس اولیه صفحه نازک با ضخامت 0.8 mm و زاویه حمله جریان نسبت به پره یک درجه است که نتایج آن در شکل‌های ۱۹ تا ۲۲ نمایش داده شده است. شکل ۱۹ روند اصلاح هندسه در هر دو سطح ایرفویل لبه تیز با روش طراحی معکوس پوسته الاستیک ارتقاء یافته نمایش داده شده است. مطابق این شکل انطباق‌پذیری

شکل ۲۲ روند کاهش خطای اختلاف فشار بین توزیع فشار هدف و موجود مطابق رابطه (۷) در فرایند طراحی معکوس بدون نوسان می‌باشد.



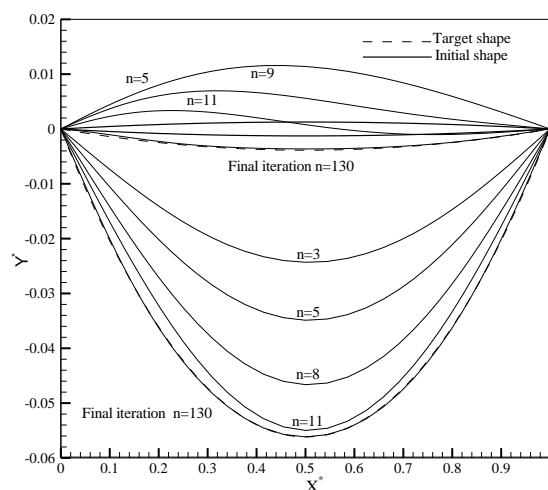
شکل (۲۰): انطباق توزیع فشار سطح مکشی ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی دوم



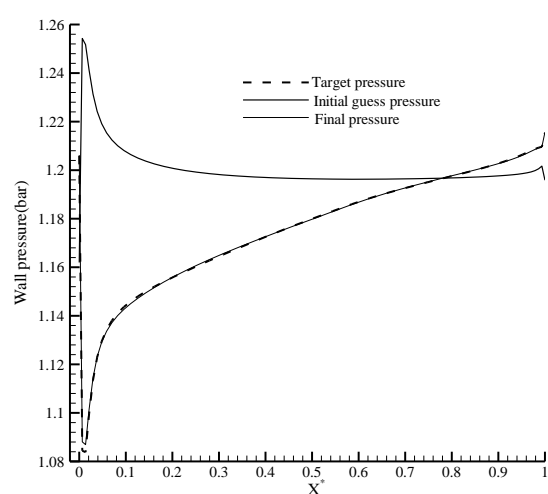
شکل (۲۲): روند کاهش خطای اختلاف فشار مطابق رابطه ۷ برای ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی دوم

است که نتایج آن در شکل‌های ۲۳ تا ۲۷ نمایش داده شده است. شکل ۲۳ برگشت جریان را در اثر افزایش زاویه

سکون از سطح مکشی به سطح فشاری منتقل شده است بدون اینکه هیچ‌گونه نوسان، ناپایداری و شکستگی در هندسه ایجاد شود. این قابلیت نشان‌دهنده انعطاف بسیار مناسب روش پوسته الاستیک ارتقاء یافته می‌باشد. مطابق



شکل (۱۹): روند اصلاح هندسه برای ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی دوم



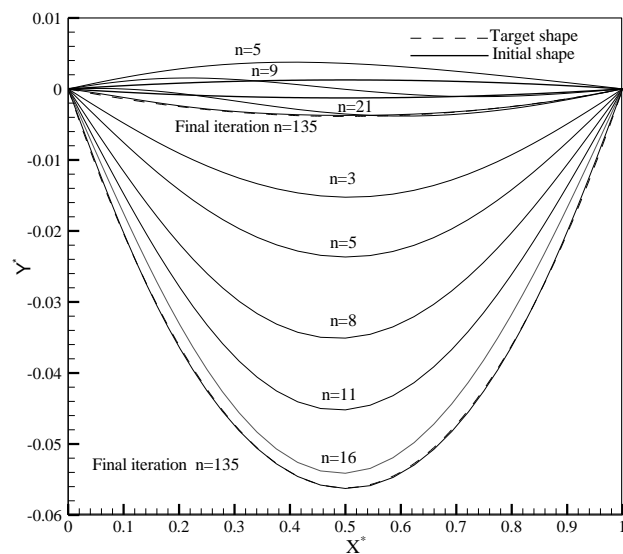
شکل (۲۱): انطباق توزیع فشار سطح فشاری ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی دوم

۳-۶- افزایش زاویه حمله

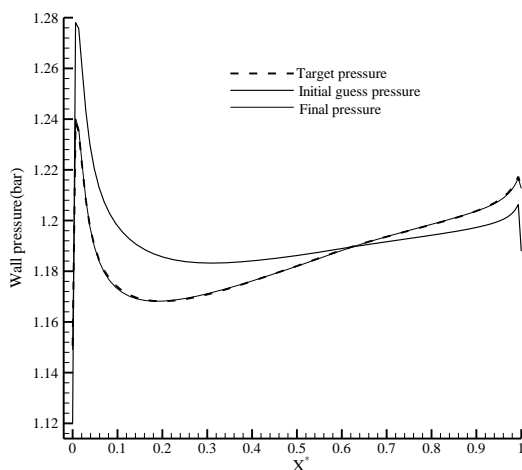
در اعتبارسنجی سوم، صفحه نازک با ضخامت 0.8 mm در زاویه حمله شش درجه نسبت به جریان تنظیم شده

داده است. همچنین مطابق شکل ۲۵ علیرغم جریان برگشتی روی سطح مکشی هندسه حدس اولیه و نوسانات توزیع فشار، روش پوسته الاستیک ارتقاء یافته اصلاح آن را به خوبی انجام داده است. این نشان دهنده انعطاف بسیار مناسب روش می باشد.

مطابق شکل ۲۷ روند کاهش خطای اختلاف فشار بین توزیع فشار هدف و موجود مطابق رابطه (۷) در فرایند طراحی معکوس بدون نوسان می باشد.



شکل (۲۴): روند اصلاح هندسه برای ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی سوم

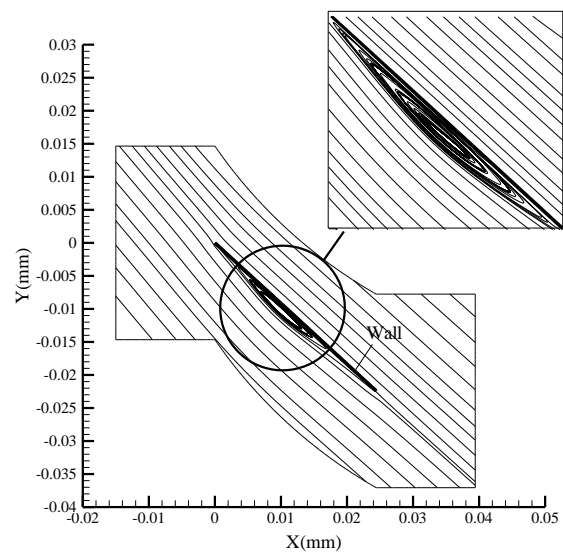


شکل (۲۶): انطباق توزیع فشار سطح فشاری ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی سوم

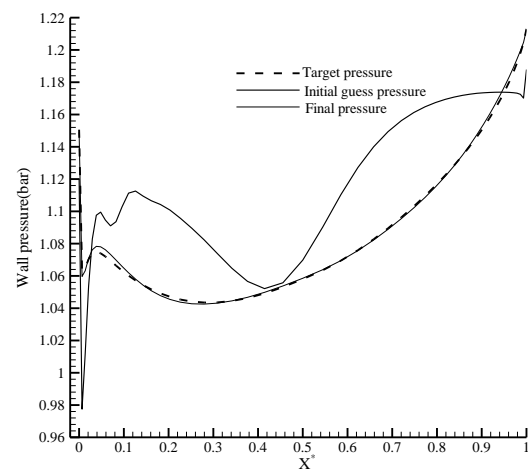
حمله در سطح مکشی هندسه حدس اولیه نشان می دهد.

شکل ۲۴ روند اصلاح هندسه در هر دو سطح مکشی و فشاری ایرفویل DCA را نمایش می دهد. این شکل انطباق پذیری کامل بین هندسه اولیه و هدف را پس از ۱۳۵ تکرار نشان می دهد.

شکل های ۲۵ و ۲۶ همگرایی توزیع فشار حدس اولیه به هدف و انعطاف پذیری روش در گرادیان های شدید فشاری لبه حمله در سطح مکشی و فشاری ایرفویل DCA را نشان



شکل (۲۳): برگشت جریان در سطح مکشی ایرفویل DCA در اثر افزایش زاویه حمله



شکل (۲۵): انطباق توزیع فشار سطح مکشی ایرفویل DCA به توزیع فشار هدف با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی سوم

در هندسه شد. جهت کاهش تعداد تکرار و حذف شکستگی موارد زیر انجام شد:

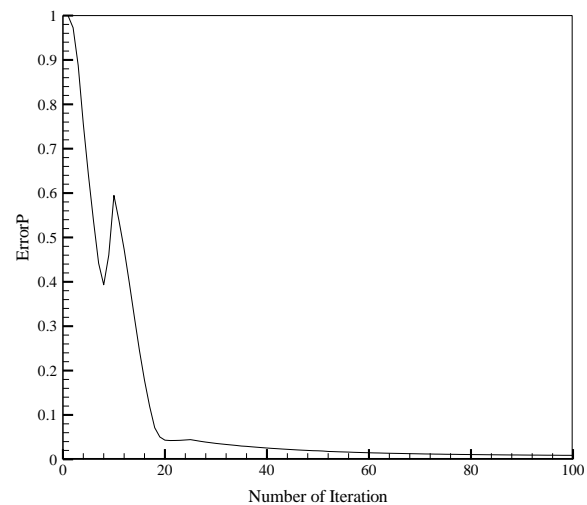
- استفاده از خاصیت فیزیکی معادله خیز تیر
- تعیین روابطی بین مشخصه‌های تیر
- اعمال سه درجه آزادی برای گره‌های میانی تیر

با اعمال شرایط ذکر شده روش پوسته الاستیک ارتقاء یافت. جهت توسعه این الگوریتم برای کسکید کمپرسور محوری با پره لبه تیز برای دو مورد حدس اولیه متفاوت و یک مورد افزایش زاویه حمله، اعتبارسنجی انجام شد. نتایج نشان داد انطباق پذیری کامل بین هندسه و توزیع فشار اولیه و هدف پس از ۷۵ تکرار در مورد اول و ۱۳۰ تکرار در مورد دوم حاصل شد و در مورد سوم جدایش به وجود آمده، در هندسه اولیه طی طراحی معکوس از بین رفت.

در این پژوهش نشان داده شد با استفاده از مشخصات فیزیک تیر الگوریتم پوسته الاستیک برای پره لبه تیز کمپرسور جریان محوری توسعه یافت و این الگوریتم ابزاری کارآمد در طراحی بهینه پره‌های کمپرسور محوری می‌باشد.

۸- مراجع

- Jahangirian, A. and Shahrokhi, A. "Inverse Design of Transonic Airfoils Using Genetic Algorithm and a New Parametric Shape Method", *Inverse Probl. Sci. En.*, Vol. 17, no. 5, pp. 681-699, 2009.
- Dulikravich, G. and Baker, D. "Aerodynamic Shape Inverse Design Using a Fourier Series Method", 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999.
- Nili Ahmadabadi, M., Durali, M., Hajilouei Benisi, A., and Ghadak, F. "Duct Design In Subsonic And Supersonic Flow Regimes With And Without Normal Shock Waves Using Flexible String Algorithm", *International Journal of Science & Technology*, (Transaction B: Mechanical Engineering), Vol. 17, no. 3 pp. 179-193, 2010.
- Madadi, A. "3D-dimensional Ball-spine Algorithm for Determining the Profile of an Axial Flow Compressor with Specified Pressure Distribution", PHD Thesis, Mechanical Engineering, Amir Kabir University of Technology, 2014 (in persian).
- 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



شکل (۲۷): روند کاهش خطای اختلاف فشار برای

ایرفویل DCA با روش ارتقاء یافته در اعتبارسنجی سوم

در جدول ۵ مقایسه‌ای بین دو روش طراحی معکوس پوسته الاستیک ارتقاء یافته در این پژوهش و گلوله اسپاین در پژوهش مددی و همکاران [۴] برای کسکید کمپرسور محوری انجام شده که نشان‌دهنده کاهش زمان طراحی در شرایط یکسان می‌باشد.

جدول (۵): زمان محاسبات انجام شده برای طراحی

معکوس ایرفویل نوک تیز در کسکید کمپرسور محوری

روش طراحی معکوس	زمان کل محاسبات (دقیقه)	مشخصات پردازنده	تعداد تکرار	ابعاد شبکه	هندسه
گلوله اسپاین	۳۱/۲	Intel Core i7 3.4 GHz	۱۰۰	۵۴*۲۵	DCA
پوسته الاستیک	۲۰/۳	Intel Core i7 3.4 GHz	۶۰	۵۴*۲۵	DCA

۷- نتیجه گیری

در این پژوهش هدف توسعه روش طراحی معکوس پوسته الاستیک برای پره لبه تیز کسکید کمپرسور محوری است. برای ایرفویل لبه تیز در جریان داخل کسکید یک طراحی معکوس با نسخه اول الگوریتم پوسته الاستیک انجام شد که تغییر شکل‌های میانی دچار نوسانات شدید شد. در مرحله اول ارتقاء روش، با یک مرحله اصلاح هندسه طبق شکل ۹ و عدم انجام فیلتراسیون هندسه طراحی معکوس انجام شد که منجر به تکرار خیلی زیاد (حدود ۲۳۰۰۰ تکرار) و شکستگی

- Flow Compressors”, *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 28, no. 11, pp. 4517-4526, 2014.
11. Madadi, A., Kermani, M. J., and Nili-Ahmadabadi, M. “Application of the Ball-Spine Algorithm to Design Axial-Flow Compressor Blade”, *Scientia Iranica*, Vol. 21, no. 6, pp. 1981-1992, 2014.
 12. P. Mayeli, M. Nili-Ahmadabadi, H., and Besharati-Foumani, “Inverse Shape Design for Heat Conduction Problems Via the Ball Spine Algorithm”, *Numer. Heat. Tr. A-Appl, Part B: Fundamentals*, Vol. 69, no. 3, pp. 249-269, 2016.
 13. Hesami, H. and Mayeli, P. “Development of the Ball-spine Algorithm for the Shape Optimization of Ducts Containing Nanofluid”, *Numer. Heat. Tr., Part A: Applications*, Vol. 70, pp. 1371-1389, 2016.
 14. Safari, M., Nili-Ahmadabadi, M., Ghaei, A., and Shirani, E. “Inverse Design in Subsonic and Transonic External Flow Regimes Using Elastic Surface Algorithm”, *Computers & Fluids*, Vol. 102, pp. 41-51, 2014.
 15. Felippa, C. “Nonlinear Finite Element Methods”, (ASEN 6107) DAES, University of Colorado at Boulder, 2012.
 - Algorithm”, *J. Fluid. Eng.*, Vol. 132, no. 3, pp. 031401, 2010.
 6. Nili-Ahmadabadi, M., Durali, M., Hajilouy-Benisi, A., and Ghadak, F. “Inverse Design of 2-D Subsonic Ducts Using Flexible String Algorithm”, *Inverse Probl. Sci. En.*, Vol. 17, no. 8, pp. 1037-1057, 2009.
 7. Ghadak, F., Nili, M., Dourali, M., and Hajilouy-Benisi, A. “A New Method in Inverse Design, Based on Ball-Spine for Axisymmetric Ducts with Application in Gas Turbines”, *Fluid Mechanics And Aerodynamics*, Vol. 7, no. 4, pp. 65-75, 2012 (in persian).
 8. 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.
 9. Madadi, A., Kermani, M. J., and Nili-Ahmadabadi, M. “Aerodynamic Design of S-Shaped Diffusers Using Ball-Spine Inverse Design Method”, *J. Eng. Gas Turb. Power*, Vol. 136, no. 12, pp. 122606-122606-8, 2014.
 10. Madadi, A., Kermani, M. J., and Ahmadabadi, M. N. “Applying the Ball-spine Algorithm to the Design of Blunt Leading Edge Airfoils for Axial