

معرفی الگوریتم جستجوی هارمونی برای بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی با استفاده از معادلات

ناویر-استوکس*

علی صفوی‌نژاد^(۳)مجید ملک‌جعفریان^(۲)فرهاد جلیلی^(۱)

چکیده در این پژوهش الگوریتم تکاملی بهینه‌سازی جستجوی هارمونی برای اولین بار، به منظور حل مسأله‌ی بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی توسعه داده شده است. شکل آیرودینامیکی مورد بررسی، ایرفویل بوده و روش پارسس برای معرفی هندسه‌ی آن استفاده شده است. مسأله، مینیمم‌سازی تابع هدف آیرودینامیکی به روش طراحی بهینه‌سازی معکوس و تابع هدف، اختلاف توزیع فشار ایرفویل در حال بررسی و ایرفویل هدف بوده است. معادلات دوبعدی تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس برای مدل‌سازی جریان مورد استفاده قرار گرفته است. برای افزایش کارایی الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی، اصلاح جامعی بر روی آن انجام شده است. الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی اصلاح شده، با تغییر متغیرهای طراحی هندسه‌ی ایرفویل، درصدد رسیدن به متغیرهای طراحی بهینه و متعاقباً حصول به ایرفویل هدف برآمده است. برای این مهم، الگوریتم از ایرفویل NACA0012 شروع و با نزدیک کردن توزیع فشار به توزیع فشار ایرفویل هدف (RAE2822)، ایرفویل هدف را بازسازی کرده است. برای بررسی دقیق‌تر و اطمینان از صحت و دقت الگوریتم بهینه‌سازی، این عمل بهینه‌سازی در جهت عکس نیز انجام شده است. یعنی با شروع از ایرفویل RAE2822، ایرفویل NACA0012 بازسازی گشته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی ابزار کارا و قدرتمندی را برای بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی در اختیار می‌گذارد.

واژه‌های کلیدی الگوریتم تکاملی جستجوی هارمونی، بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی، معادلات ناویر-استوکس، روش پارسس، طراحی معکوس.

Introduction of Harmony Search Algorithm for Aerodynamic Shape Optimization Using the Navier-Stokes Equations

F. Jalili

M. Malek- Jafarian

A. Safavinejad

Abstract In this work, Harmony Search Meta-Heuristic Optimization Algorithm has been developed for aerodynamic shape optimization problem for the first time. The aerodynamic shape, which has been investigated, is an airfoil with Parces method for its shape parameterization. The problem was minimization of aerodynamic objective function using inverse design method and the objective function has been the deviation of pressure distribution between investigated airfoil and the target airfoil. The 2-Dimensional compressible Navier-Stokes equations have been considered for simulation of flow using Spalart-Almaras turbulence model. A global improvement has been carried out to enhance the efficiency of Harmony Search Algorithm. In improved Harmony Search Algorithm one obtains the optimum design values and target airfoil by changing the airfoil shape design variables. To do this, algorithm starts from NACA0012 airfoil and reconstructs the target airfoil (RAE2822) by making pressure distribution closer to the target airfoil pressure distribution. For more accurate investigation and to make sure about the accuracy of algorithm, this optimization process has also been done in inverse direction. It means that, NACA0012 airfoil has been reconstructed starting from RAE2822 airfoil. The obtained results show that the utilization of Harmony Search Algorithm allows us to obtain an efficient and powerful tool for Aerodynamic Shape Optimization.

Key Words Harmony Search Meta-Heuristic Algorithm, Aerodynamic Shape Optimization, Navier-Stokes Equations, Parces Method, Inverse Design.

* تاریخ دریافت مقاله ۹۰/۹/۹ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۳/۲۷ می‌باشد.

(۱) دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

(۲) نویسنده‌ی مسئول: استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

(۳) استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

مقدمه

طراحی، برای ارزیابی مجموعه‌های بهینه‌کننده استفاده می‌شود.

در طراحی بهینه‌سازی مستقیم، هیچ اطلاعی از ایرفویل نهایی در دست نیست. به عبارت دیگر در این نوع طراحی، طراح در پی به دست آوردن یک ایرفویل خاص می‌باشد. این ایرفویل خاص می‌تواند به منظور بیشینه کردن برآ، کمینه کردن پسا، بیشینه کردن نسبت برآ به پسا و غیره طراحی گردد [10].

برای انجام هر کدام از دو روش طراحی ذکر شده (طراحی بهینه‌سازی معکوس و مستقیم) به یک روش بهینه‌سازی نیاز است. در یک دسته‌بندی کلی، روش‌های بهینه‌سازی به دو گروه روش‌های مبتنی بر گرادیان (Gradient-Based Methods) و روش‌های غیر مبتنی بر گرادیان (روش‌های اکتشافی یا مکاشفه‌ای (Algorithms- Meta heuristic)) تقسیم می‌شوند [9]. روش‌های گرادیانی، همواره با مشتق اول و در بعضی موارد مشتق دوم تابع هدف (و توابع محدودکننده) نسبت به پارامترهای مستقل مربوط سر و کار دارند. از این روش‌ها می‌توان حساب دیفرانسیل، حساب تغییرات، برنامه‌ریزی خطی و غیرخطی و غیره را نام برد. این تکنیک‌ها علی‌رغم همگرایی سریع، در حل برخی مسائل دچار مشکل می‌شوند. از این موارد می‌توان حالت‌هایی مانند رویارویی با توابع پله‌ای، توابع ناپیوسته، توابع دارای نقاط نوک‌تیز و غیره را نام برد. هم‌چنین، این روش‌ها سعی در بهبود جواب در همسایگی شروع حل را دارند و در صورت انتخاب نامناسب نقطه‌ی اولیه، احتمال دارد جواب به دست آمده جواب محلی باشد و تمام ناحیه‌ی حل را پوشش ندهد. به دلیل وجود این کاستی‌ها، محققان به روش‌های مکاشفه‌ای علاقه‌مند شده‌اند و تحقیقات متعددی را با استفاده از آن‌ها انجام داده‌اند. روش‌های مکاشفه‌ای نیازی به اطلاعات گرادیانی ندارند و تنها مشخص بودن مقدار تابع هدف (و توابع محدودکننده) در نقاط مختلف، برای کار بهینه‌سازی کفایت می‌کند. این

آیرودینامیک، شاخه‌ای از دینامیک گازها و در حالت کلی‌تر دینامیک سیالات است که به بررسی رفتار جریان هوا و اثر آن بر اجسام متحرک می‌پردازد. مهم‌ترین کاربرد آیرودینامیک در مهندسی هوافضا است. یکی از معروف‌ترین جسم‌هایی که در زمینه آیرودینامیک مورد بحث قرار می‌گیرد ایرفویل‌ها یا همان بالواره‌ها می‌باشد [1, 2].

اولین تلاش‌ها برای توسعه‌ی مقطع ایرفویل‌ها در اواخر ۱۸۰۰ میلادی آغاز شد [3]. به مرور زمان محققان مختلف در مورد مقطع ایرفویل‌ها تحقیق کردند. تا قبل از سال ۱۹۶۵ میلادی، اکثر این تحقیق‌ها معمولاً به صورت سعی و خطا و در تونل باد انجام می‌گرفت. در تونل‌های باد باید چندین ایرفویل مورد بررسی قرار می‌گرفت و در نهایت یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل نهایی معرفی می‌گردید. این امر بسیار زمان‌بر و پرهزینه بود، به طوری که در بعضی موارد هزاران ساعت صرف این کار می‌شد [4, 5].

با توسعه‌ی روش‌های محاسباتی (CFD) (Computational Fluid Dynamics) تحول عظیمی در بهینه‌سازی ایرفویل‌ها انجام گرفت. به طوری که دیگر نیازی به ساخت و آزمایش ایرفویل‌های مختلف در تونل باد نبود و به کمک CFD در کنار یک روش طراحی بهینه‌سازی آیرودینامیکی با صرف وقت و هزینه‌ی کم‌تر عمل بهینه‌سازی انجام می‌یافت [6, 7].

طراحی بهینه‌سازی ایرفویل‌ها را در حالت کلی می‌توان به دو دسته تقسیم کرد [8, 9]:

- ۱- روش طراحی بهینه‌سازی معکوس.
- ۲- روش طراحی بهینه‌سازی مستقیم.

در طراحی بهینه‌سازی معکوس، طراح در نظر دارد با توجه به یک توزیع فشار هدف (یا توزیع سرعت هدف) به تولید هندسه‌ای نائل گردد که کم‌ترین اختلاف را با توزیع فشار هدف (یا توزیع سرعت هدف) داشته باشد. در برخی موارد از این نوع روش

طراحی مسائل آیرودینامیکی استفاده نشده است. لذا در این پژوهش، اصلاح جامعی بر روی الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی انجام شده است و از آن برای طراحی (به‌روش معکوس) ایرفویل‌ها استفاده می‌شود. بدین صورت توانایی الگوریتم اصلاحی در حل مسائل آیرودینامیکی سنجیده می‌شود. برای انجام این مهم به معرفی ابزارهای مورد نیاز پرداخته می‌شود.

معرفی ابزارهای مورد نیاز

برای طراحی ایرفویل‌ها به‌روش بهینه‌سازی، باید ابزارهایی استفاده شود. این ابزارها را در حالت کلی می‌توان به ۳ گروه تقسیم‌بندی کرد که عبارتند از: ۱- روشی برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل (Airfoil Parameterization).

۲- حل گر عددی برای حل معادلات جریان.

۳- روش یا الگوریتم بهینه‌سازی.

این سه ابزار در عمل بهینه‌سازی باید کنار هم قرار گیرند و با همکاری یکدیگر به هندسه‌ی مطلوب نائل شوند. در ادامه به توضیح این ابزارها پرداخته می‌شود.

روشی برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل. منظور از معرفی هندسه‌ی یک ایرفویل عبارت است از روشی که به وسیله‌ی آن، هندسه‌ی یک ایرفویل ایجاد گردد. در به وجود آمدن این ایرفویل، پارامترهایی باید دخیل باشند. به‌طوری که با تغییر در آن پارامترها بتوان هندسه‌ی ایرفویل را تغییر داد. روش‌های متفاوتی به‌عنوان این ابزار مورد استفاده قرار می‌گیرد. از آن جمله می‌توان به‌روش توابع بی-اسپلاین (B-spline Functions) [14,15]، منحنی‌های بزیر (Bezier Curves) [16,17]، توابع هیک-هن بامب (Hicks-Henne Bump Functions) [18]، روش پارسس (Parces Method) [6,13,19]، روابط ایرفویل‌های چهاررقمی ناکا (Naca 4 Digits Library)

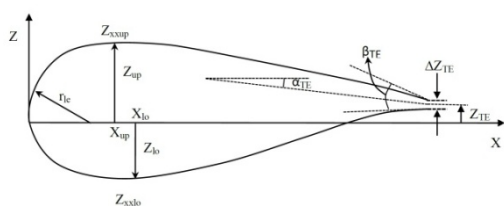
روش‌ها که بعد از سال ۱۹۷۰ میلادی توسعه داده شده‌اند، در اصل از پدیده‌های طبیعی الهام گرفته شده‌اند و با تلفیق نظم و تصادف در جهت یافتن حالت بهینه عمل می‌کنند [11]. از این جمله روش‌ها می‌توان به الگوریتم شبیه‌سازی گداختن (Simulated Annealing)، جستجوی تابو (Tabu Search)، الگوریتم تکاملی (Evolutionary Algorithm)، روش کلونی مورچه‌ها (Ant Colony Method)، الگوریتم ژنتیک (Genetic Algorithm)، الگوریتم انفجار بزرگ-انقباض بزرگ (Big Bang-Big Crunch) و غیره اشاره کرد.

در راستای طراحی ایرفویل‌ها، تحقیقات زیادی انجام گرفته است. سورماوتو در سال ۱۹۹۷ [8] تحقیق روی ایرفویل‌ها را به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس، با استفاده از روش حساب تغییرات انجام داد. گاردنر و سلیق در سال ۲۰۰۳ [12] با استفاده از الگوریتم تکاملی ژنتیک، به بررسی ایرفویل‌ها به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس پرداختند. دی‌میچیلی ویتوری و به‌اوکس در سال ۲۰۰۶ [10]، روش‌های طراحی بهینه‌سازی معکوس و مستقیم را با استفاده از روش گرادینانی مورد مطالعه قرار دادند. شاه‌رخ‌ی و جهانگیری در سال ۲۰۰۶ [13] بهینه‌سازی هندسه‌ی ایرفویل را با استفاده از الگوریتم ژنتیک، به‌روش بهینه‌سازی مستقیم انجام دادند. در تحقیق دیگری، جهانگیری و شاه‌رخ‌ی در سال ۲۰۰۹ [9] به بررسی بهینه‌سازی ایرفویل‌ها به‌روش بهینه‌سازی معکوس پرداختند. در تحقیق مذکور، الگوریتم ژنتیک به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته بود.

یکی دیگر از الگوریتم‌های مکاشفه‌ای، الگوریتم جستجوی هارمونی (Harmony Search Algorithm) (HS) می‌باشد که در سال ۲۰۰۱ توسط گیم معرفی شده است [11]. با وجود این که مسائل حل‌شده با استفاده از این الگوریتم، نشان از کارایی خوب آن دارند، اما تا به حال از این الگوریتم برای بهینه‌سازی و

کاهش داد. دلیل این امر را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

- ۱- در اکثر موارد علاقه‌مندیم که عمل بهینه‌سازی را در شرایط زاویه‌ی حمله‌ی ثابت بررسی کنیم. از طرفی وجود پارامتر Z_{TE} باعث تغییر زاویه‌ی حمله می‌شود.
- ۲- پارامتر ΔZ_{TE} باعث ایجاد یک حفره‌ی (Gap) کوچک در بین سطوح بالایی و پایینی می‌گردد. این حفره در بعضی از حالات باعث ایجاد حل‌های مشکوک می‌شود [22]. از طرفی تجربه‌ی این پژوهش نشان می‌دهد که با صفر در نظر گرفتن این پارامتر نیز می‌توان نتایج قابل قبولی گرفت. لذا در کار حاضر، روش پارسس با ۹ پارامتر کنترلی برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۱. پارامترهای کنترلی هندسه‌ی ایرفویل در روش پارسس

حل‌گر عددی. برای به‌دست آوردن کارایی آیرودینامیکی یک ایرفویل باید معادلات جریان حول آن حل گردد. این کار توسط حل‌گر عددی صورت می‌گیرد. این ابزار باید دارای دقت کافی باشد تا بتوان میدان‌های سرعت و فشار را در اطراف ایرفویل با دقت خوبی به‌دست آورد. جریان حول یک ایرفویل را می‌توان به صورت‌های مختلفی شبیه‌سازی کرد. در کار حاضر جریان لزج، آشفتگی و گذر صوتی در نظر گرفته می‌شود. لذا معادلات حاکم بر جریان، معادلات تراکم‌پذیر وابسته به زمان ناور-استوکس به همراه مدل درهم اسپالارت-آلماراس [23] می‌باشند. شکل بقایی و بی‌بعد این معادلات در مختصات دوبعدی به صورت زیر است:

[20] و غیره اشاره کرد. هر کدام از این روش‌ها دارای پارامترهای کنترلی مخصوص به خود هستند؛ به طوری که با اختصاص دادن مقادیر معقول به پارامترهای کنترلی در هر روش، یک هندسه‌ی ایرفویل توسط آن روش دریافت خواهد شد. همچنین، تغییر پارامترهای کنترلی منجر به تغییر هندسه‌ی ایرفویل می‌شود. در واقع با تغییر پارامترهای کنترلی، هندسه‌های مختلف تولید و بررسی می‌گردند. این موضوع اساس کار بهینه‌سازی است.

روش پارسس، یک روش کارا برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل می‌باشد [21]. در این روش ایرفویل توسط ۱۱ پارامتر کنترلی ایجاد می‌شود و قادر به کنترل خواهد بود. رابطه‌ی مربوط در زیر آورده شده است:

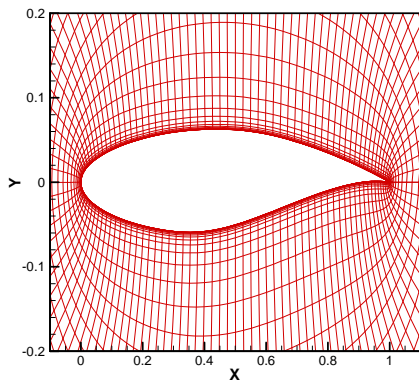
$$Z_{parces} = \sum_{n=1}^6 a_n \cdot X^{n-\frac{1}{2}} \quad (1)$$

۱۱ پارامتر کنترلی در شکل (۱) نشان داده شده‌اند که به ترتیب عبارتند از شعاع لبه‌ی جلویی (leading edge radius) (r_{le})، موقعیت ماکزیمم سطوح بالایی و پایینی (upper and lower crest location) ($Z_{lo}, X_{lo}, Z_{up}, X_{up}$)، مشتق دوم در محل ماکزیمم سطوح بالایی و پایینی (Second derivatives in upper and lower crest location) (Z_{xxup}, Z_{xxlo})، موقعیت لبه‌ی انتهایی و ضخامت آن (trailing edge) (at $X = 1$) ($\Delta Z_{TE}, Z_{TE}$) و در نهایت جهت و پهنای لبه‌ی انتهایی (trailing edge) (α_{TE}, β_{TE}) (direction and wedge angle). رابطه‌ی (۱) باید به صورت مجزا، یک مرتبه برای سطح بالایی و بار دیگر برای سطح پایینی ایرفویل مورد استفاده قرار گیرد تا هندسه‌ی یک ایرفویل ایجاد گردد. ضرایب a_n نیز با در نظر گرفتن پارامترهای معلوم مربوط به هندسه تعیین می‌گردند [13].

در برخی موارد، می‌توان ۱۱ پارامتر کنترلی مذکور را با صفر در نظر گرفتن پارامترهای Z_{TE} و ΔZ_{TE}

مؤلفه‌های سرعت در جهات x و y، چگالی، فشار استاتیک، متغیر میانی لزجت درهم سینماتیکی و مجموع انرژی درونی و جنبشی می‌باشند. هم‌چنین τ مؤلفه‌های تنش و q شار حرارتی را نشان می‌دهد. D نیز جمله‌ی چشمه‌ی مربوط به مدل درهم مورد استفاده می‌باشد.

معادلات فوق با انتگرال‌گیری در حجم و استفاده از تئوری لاینیتیز و قضیه‌ی گرین منفصل شده و با استفاده از طرح صریح رانگ-کوتا حل گردیده است. شبکه‌های مورد استفاده در کار حاضر از نوع O با ابعاد ۸۱×۴۱ می‌باشد. این شبکه‌ها در سطح ایرفویل دارای تراکم مش بیش‌تری می‌باشد که باعث می‌شود تا بتوان لایه‌ی مرزی را به‌خوبی شبیه‌سازی کرد و تأثیر آن را در حل وارد کرد. هم‌چنین شبکه‌ی مورد استفاده غیر یکنواخت می‌باشد به‌طوری که لایه‌ی حمله و لایه‌ی فرار ایرفویل با تعداد نقاط بیش‌تری معرفی شده است. نمونه‌ای از این شبکه در شکل (۲) آورده شده است.



شکل ۲ نمونه‌ای از شبکه‌ی مورد استفاده در کار حاضر

الگوریتم بهینه‌سازی. الگوریتم مورد استفاده در کار حاضر، الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی (HS) می‌باشد. چنانچه از نام آن برمی‌آید، این الگوریتم از موسیقی الهام گرفته شده است. به‌طوری که یافتن حالت بهینه در مسائل، معادل با یافتن یک هارمونی مطلوب در موسیقی است. در کار حاضر اصلاحی روی

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x} + \frac{\partial G_i}{\partial y} = \frac{1}{Re_\infty} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} \right) + S \quad (2)$$

که بردار کمیات جریان است و به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E \\ \rho \hat{v} \end{bmatrix} \quad (3)$$

بردارهای F_i و G_i بردارهای شار غیر لزج، F_v و G_v بیانگر بردارهای شار لزج و S جمله چشمه می‌باشد که به‌صورت زیر تعریف می‌گردند:

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E + p)u \\ \rho \hat{v} u \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$G_i = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (E + p)v \\ \rho \hat{v} v \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + q_x \\ \frac{\rho}{\sigma} (v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yy}v + \tau_{yx}u + q_y \\ \frac{\rho}{\sigma} (v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ D \end{bmatrix} \quad (8)$$

در معادلات بالا ρ, v, u, p, \hat{v} و E به‌ترتیب

متغیرهای طراحی، n تعداد متغیرهای طراحی، $LB(j)$ و $UB(j)$ حدود پایینی و بالایی برای متغیر $x(j)$ می‌باشند. پارامترهای الگوریتم HS عبارتند از اندازه‌ی حافظه‌ی هارمونی (HMS) (Harmony Memory Size) یا تعداد بردار جواب‌های حافظه‌ی هارمونی، نرخ در نظر گرفتن حافظه (HMCR) (Harmony Memory Considering) (Rate)، نرخ تنظیم زیر و بمی (PAR) (Pitch Adjusting Rate)، پهنای باند (BW) (Bandwidth) و تعداد کل بهبودها (NI) (Number of Improvisations).

۲- مقدار دهی اولیه به حافظه‌ی هارمونی. HM شامل HMS بردار جواب می‌باشد. با فرض این که $\vec{x}_i = (x_i(1), \dots, x_i(n))$ i امین بردار جواب HM باشد، آنگاه بردار جواب‌های HM به صورت تصادفی با استفاده از رابطه‌ی زیر ایجاد می‌شود:

$$X_i(j) = LB(j) + (UB(j) - LB(j)) \times r \quad (10)$$

for $j = 1, \dots, n$ and $i = 1, \dots, HMS$

که در آن r یک عدد تصادفی بین صفر و ۱ می‌باشد. به این ترتیب، ماتریس HM با HMS بردار جواب پر می‌گردد و به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$HMS = \begin{bmatrix} x_1(1) & x_1(2) & \dots & x_1(n-1) & x_1(n) \\ x_2(1) & x_2(2) & \dots & x_2(n-1) & x_2(n) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{HMS}(1) & x_{HMS}(2) & \dots & x_{HMS}(n-1) & x_{HMS}(n) \end{bmatrix} \quad (11)$$

۳- بهبود یک هارمونی جدید. یک بردار هارمونی جدید X_{new} با استفاده از ۳ دستور بهبود داده می‌شود که این ۳ دستور عبارتند از در نظر گرفتن حافظه، تغییر زیر و بمی و انتخاب تصادفی. در ابتدا، یک عدد تصادفی (r_1) بین ۰ و ۱ انتخاب می‌شود. اگر r_1

الگوریتم صورت می‌گیرد و از الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده، برای عمل بهینه‌سازی استفاده می‌شود. لذا در ابتدا به توضیح الگوریتم جستجوی هارمونی پرداخته می‌شود و در ادامه الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده معرفی می‌گردد.

الگوریتم جستجوی هارمونی. در الگوریتم HS، هر حل یک هارمونی نامیده می‌شود و به صورت یک بردار n بعدی معرفی می‌گردد. یک جمعیت اولیه ابتدا به صورت تصادفی ایجاد می‌شود و در حافظه‌ی الگوریتم (HM) (Harmony Memory) ذخیره می‌گردد. سپس یک بردار جواب جدید مبتنی بر قاعده‌ی در نظر گرفتن حافظه (Memory Consideration Rule)، قاعده‌ی تنظیم زیر و بمی (Pitch Adjustment Rule) و انتخاب به صورت تصادفی (Random Re-Initialization) ایجاد می‌شود. در نهایت بردار جواب ایجاد شده با بدترین بردار جواب موجود در حافظه (\vec{X}_w Worst Harmony) (in the HM Vector) مقایسه می‌شود و در صورت بهتر بودن، با بدترین بردار جواب تعویض می‌شود و به این ترتیب HM بهنگام (Update Harmony Memory) می‌گردد. این فرآیند تا برقرار شدن شرط توقف ادامه پیدا می‌کند. با توجه به توضیحات مذکور، الگوریتم HS دارای سه مرحله‌ی اصلی می‌باشد که عبارتند از مقدار دهی اولیه، بهبود یک هارمونی جدید و بهنگام کردن HM. این مراحل در زیر توضیح داده می‌شود.

۱- معرفی مسأله و پارامترهای الگوریتم. به طور کلی، هر مسأله‌ی بهینه‌سازی را می‌توان به صورت مینیمم‌سازی زیر بیان کرد:

$$\text{Min } F(\vec{X}), \vec{X} = (x(1), \dots, x(n)), x(j) \in [LB(j), UB(j)] \quad (9)$$

در رابطه‌ی بالا، $F(\vec{X})$ تابع هدف، \vec{X} مجموعه‌ی

اصلاح حاضر در نظر است روشی برای انتخاب این پارامترها ارائه شود. هم‌چنین یک اصلاح کلی در نحوه‌ی انتخاب بردار جواب جدید نیز معرفی خواهد شد. در زیر این اصلاحات به صورت مجزا معرفی می‌شوند.

اصلاح پارامتر PAR در اصلاح حاضر، برای پارامتر PAR مقادیر ماکزیمم و مینیمم در نظر گرفته شده و حل مسأله با مقدار ماکزیمم آن شروع می‌گردد. در ادامه، PAR با گذشت هر یک دهم تعداد کل تکرارها، طبق رابطه‌ی زیر بهنگام می‌شود.

$$PAR = PAR - \frac{PAR_{MAX} - PAR_{MIN}}{9} \quad (3)$$

PAR_{MAX} اغلب بین ۰/۹ و ۱ در نظر گرفته می‌شود. اما PAR_{MIN} به تعداد متغیرهای بردار جواب بستگی خواهد داشت. طبق تجربه، به‌ازای ۲ متغیر PAR_{MIN} برابر ۰/۹ و به‌ازای ۸ متغیر PAR_{MIN} برابر ۰/۴ مناسب می‌باشند. کم‌ترین مقداری که PAR_{MIN} می‌تواند داشته باشد نیز برابر ۰/۱ است که در مسائل با تعداد متغیر زیاد، مورد استفاده قرار می‌گیرد.

اصلاح پارامتر HMCR در اصلاح حاضر، تنها در یک دهم اول کل تکرارها، حل تصادفی پیشنهاد می‌شود و مقدار پارامتر HMCR برای آن ۰/۹۵ در نظر گرفته می‌شود. در نه دهم بقیه‌ی حل، مقدار ۱ به پارامتر HMCR اختصاص داده می‌شود. این بدان معنی است که در نه دهم بقیه‌ی حل، متغیری به صورت تصادفی انتخاب نمی‌شود و تنها بردار جواب‌های موجود در حافظه اصلاح می‌شوند.

اصلاح پارامتر BW در کار حاضر، پارامتر PAR به صورت خود اصلاح شونده معرفی می‌گردد. این پارامتر با یک مقدار متوسط اولیه (BW_M)، که معمولاً یک دهم حوزه‌ی تغییرات مجاز هر متغیر است) شروع

کوچکتر از HMCR باشد، $X_{new}(j)$ از حافظه انتخاب می‌شود. در غیر این صورت $X_{new}(j)$ به صورت تصادفی به دست می‌آید (یعنی مشابه رابطه‌ی (۱۰) بین حدود پایینی و بالایی فضای جستجو انتخاب می‌گردد). انتخاب از HM به صورت رابطه‌ی (۱۲) می‌باشد که در آن a به صورت تصادفی، از مجموعه‌ی $\{1, \dots, HMS\}$ انتخاب می‌شود.

$$X_{new}(j) = X_a(j), a \in \{1, \dots, HMS\} \quad (1)$$

در صورت انتخاب $X_{new}(j)$ از HM، پارامتر PAR وارد عمل می‌شود. از این رو، عدد تصادفی دیگری (r_2) بین صفر و ۱ انتخاب می‌شود. اگر r_2 کوچک‌تر از PAR باشد، $X_{new}(j)$ به صورت رابطه‌ی زیر تغییر می‌کند که در آن r یک عدد تصادفی بین صفر و ۱ می‌باشد.

$$x_{new}(j) = x_{new}(j) + BW(j) \times r \quad (2)$$

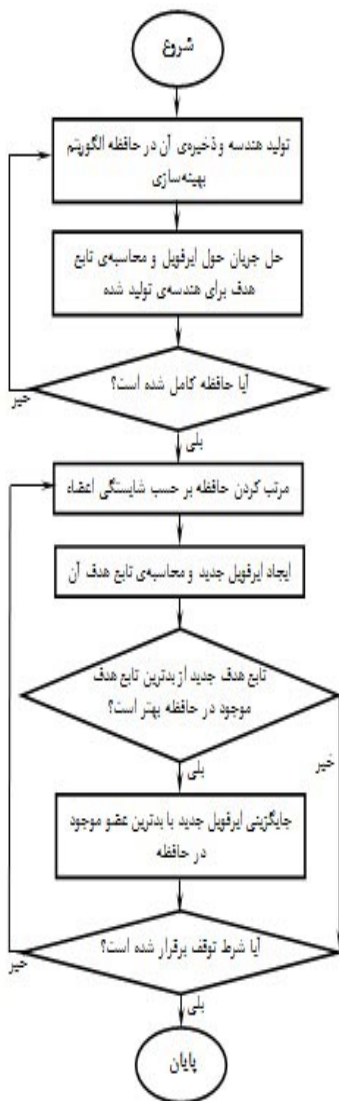
۴- بهنگام کردن حافظه. بعد از ایجاد یک بردار هارمونی جدید (\bar{X}_{new})، باید HM بهنگام گردد. به این صورت که تابع هدف مربوط به \bar{X}_{new} با تابع هدف مربوط به بدترین عضو موجود در حافظه (\bar{X}_w) مقایسه می‌شود. اگر تابع هدف مربوط به \bar{X}_{new} از تابع هدف مربوط به \bar{X}_w بهتر باشد، \bar{X}_{new} با تعویض \bar{X}_w می‌شود. بدین صورت \bar{X}_w از حافظه خارج و \bar{X}_{new} عضو جدید حافظه محسوب می‌شود.

در نهایت مراحل ۳ و ۴ تا فرا رسیدن شرط توقف تکرار می‌شود تا حل بهینه به دست آید [11, 24].

الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده در کار حاضر. انتخاب پارامترهای BW، PAR و HMCR تأثیر زیادی در عملکرد الگوریتم HS دارد. لذا در

الگوریتم بهینه‌سازی حاضر انجام می‌گردد. لذا در بخش نتایج قبل از ارائه‌ی نتایج مربوط به بهینه‌سازی آیرودینامیکی، نتایج مربوط به اصلاح الگوریتم ارائه خواهد شد.

الگوریتم کلی حل. در بخش‌های قبلی ابزارهای مورد نیاز برای عمل بهینه‌سازی هندسه‌ی یک ایرفویل و معادلات حاکم معرفی گردید. لذا در این بخش، الگوریتم کلی حل به صورت فلوجارت شکل (۳) ارائه می‌شود.



شکل ۱ فلوجارت الگوریتم کلی حل

شرح مسأله

به کار می‌کند. هنگام نیاز به این پارامتر، مقدار متوسط به صورت تصادفی، به اندازه‌ی یک دهم خودش افزایش و یا کاهش می‌یابد و این مقدار به عنوان پارامتر BW استفاده می‌شود. در صورت ورود بردار هارمونی جدید به حافظه، مقدار بهبود تابع هدف نسبت به بدترین عضو محاسبه و به ازای BW متناظر (یعنی حالت افزایش و یا حالت کاهش مقدار متوسط) ذخیره می‌گردد. بعد از گذشت (Adjusting Pace) (AP) تکرار، مقدار متوسط این پارامتر با توجه به این که مقدار بهبود تابع هدف، در حالت افزایش مقدار متوسط بیش تر بوده است یا در حالت کاهش آن، اصلاح می‌شود. این اصلاح به صورت رابطه‌ی زیر می‌باشد:

$$BW_M = \begin{cases} BW_M + \frac{BW_M}{30} & \text{if } (Improvement_{up} > Improvement_{low}) \\ BW_M - \frac{BW_M}{30} & \text{if } (Improvement_{up} \leq Improvement_{low}) \end{cases} \quad (15)$$

در رابطه‌ی (۱۵)، $Improvement_{up}$ نشان دهنده‌ی مجموع بهبودهای تابع هدف در طول AP تکرار، به ازای BW_M هایی می‌باشد که مقدار آن به اندازه‌ی $BW_M/10$ از BW_M بیش تر بوده است. به طور مشابه، $Improvement_{low}$ نشان دهنده‌ی مجموع بهبودهای تابع هدف در طول AP تکرار، به ازای BW_M هایی می‌باشد که مقدار آن به اندازه‌ی $BW_M/10$ از BW_M کم تر بوده است.

تغییر در نحوه‌ی انتخاب بردار جواب جدید. در اصلاح حاضر پیشنهاد می‌شود که به طور تصادفی یک بردار جواب از حافظه برداشته شود. در ادامه، پارامتر HMCR احتمال انتخاب تصادفی بر روی هر یک از متغیرهای بردار جواب انتخاب شده را مشخص می‌کند. هم چنین پارامتر PAR تعیین خواهد کرد که تغییر زیر و بمی روی هر متغیر صورت گیرد یا خیر [21, 25]. اصلاحات معرفی شده برای بهبود عملکرد

ارائه‌ی نتایج

نتایج مربوط به اصلاح الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی. در اولین قسمت از بخش ارائه‌ی نتایج کار حاضر، به ارائه‌ی نتایج حاصل از اصلاح معرفی شده برای الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی پرداخته می‌شود. در این راستا سه مسأله حل می‌شود و نتایج به‌دست‌آمده، با نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های دیگر مقایسه می‌گردد.

ارزیابی شماره‌ی ۱. در ارزیابی اول مینیمم تابع روزنبروک (Rosenbrock Function) به‌دست آورده می‌شود. این تابع به‌صورت زیر معرفی می‌شود:

$$f = 100(x_2 - x_1^2)^2 + (1 - x_1)^2$$

$$x_1, x_2 \in [-10, 10]$$

ارزیابی شماره‌ی ۲. در ارزیابی دوم مینیمم کردن یک تابع مقید در نظر است. این مسأله برای اولین بار توسط براکن و کورمیک [26] معرفی شده است. این تابع باید در شرایطی مینیمم گردد که ۲ شرط اعمال شده بر مسأله نیز برآورده شوند. وجود قید در مسأله رسیدن به جواب را به‌مراتب مشکل‌تر می‌کند. لذا روش‌های ضعیف از به‌دست آوردن جواب‌های با دقت خوب باز خواهند ماند. تابع مورد نظر که با f و قیدهای اعمال شده که با g نشان داده شده‌اند به‌صورت زیر می‌باشند:

$$f = (x_1 - 2)^2 + (x_2 - 1)^2$$

$$g_1 = x_1 - 2x_2 + 1 = 0$$

$$g_2 = -\frac{1}{4}x_1^2 - x_2^2 + 1 \geq 0$$

$$x_1, x_2 \in [-10, 10]$$

همان‌طور که توضیح داده شد، در کار حاضر، طراحی ایرفویل به‌روش بهینه‌سازی معکوس مورد تحلیل قرار می‌گیرد. لذا یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل شروع‌کننده و یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل هدف معرفی می‌گردد. مقصود، رسیدن به ایرفویل هدف از ایرفویل شروع‌کننده، به‌واسطه‌ی نزدیک کردن توزیع فشار ایرفویل در دست بررسی، به توزیع فشار ایرفویل هدف است. لذا تابع هدف به‌صورت رابطه‌ی زیر معرفی می‌گردد:

Cost Function

$$= \frac{1}{2} \int_0^1 (C_p - C_{p,Target})_{Low Surface}^2 dx + \frac{1}{2} \int_0^1 (C_p - C_{p,Target})_{Up Surface}^2 dx \quad (16)$$

در رابطه‌ی فوق، $C_{p,Target}$ توزیع فشار ایرفویل هدف و C_p توزیع فشار ایرفویل در حال بررسی می‌باشد. لذا مجموعه‌ی حاضر، هندسه‌های مختلفی را تولید کرده و با حل معادلات جریان حول آن، تابع هدف مربوط را می‌یابد. با انجام مکرر این رویه و مقایسه‌ی توابع هدف حل‌های مختلف، در جهت تعیین بهترین ایرفویل اقدام می‌نماید.

محدودیت‌های حاکم بر حل. برای انجام بهینه‌سازی مسلماً قیدهایی بر مسأله اعمال می‌گردد. در صورت در نظر نگرفتن این قیدها، حل دقیق و مورد نظر به‌دست نخواهد آمد و یا این که همگرایی حل به تأخیر خواهد افتاد. آشکارترین این محدودیت‌ها، انتخاب بازه‌ی حل برای هر کدام از پارامترهای طراحی می‌باشد. انتخاب این بازه‌ی حل معمولاً طبق تجربه انجام می‌گیرد. حدود بالایی و پایینی پارامترهای طراحی مورد استفاده در کار حاضر، در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱. محدوده‌ی مجاز پارامترهای کنترل‌کننده

r_{le}	X_{up}	Z_{up}	X_{lo}	Z_{lo}	Z_{xxup}	Z_{xxlo}	α_{TE}	β_{TE}	
۰/۰۸	۰/۸	۰/۱	۰/۷	۰/۰۶	-۰/۰۱	۰/۳	۰/۰۱	۰/۰۵	حد بالایی
۰/۰۰۵	۰/۱	۰/۰۲	۰/۲	-۰/۰۴	-۱/۲	-۱	-۰/۸	۰	حد پایینی

مربوط به طراحی یک مبادله‌گر گرما

ارزیابی شماره‌ی ۳. ارزیابی سوم با معادلات

الگوریتم‌های تکاملی به‌ازای اعداد تصادفی مختلف نتایج متفاوتی را ارائه می‌دهند. لذا در این ارزیابی‌ها، حل مسأله ۱۰ مرتبه توسط الگوریتم حاضر انجام می‌شود و میانگین نتایج ارائه می‌گردد. مقدار HMS برای الگوریتم اصلاح‌شده برای هر سه ارزیابی برابر ۱۰ و AP برای ارزیابی‌های اول و دوم برابر ۱۰ و برای ارزیابی سوم برابر ۲۰۰ در نظر گرفته می‌شود. دیگر پارامترهای لازم برای این الگوریتم، با اصول ارائه‌شده در بخش الگوریتم جستجوی هارمونی در کار حاضر تعیین شده‌اند.

جدول‌های ۲، ۳ و ۴ نتایج حل الگوریتم حاضر برای ارزیابی‌های مذکور را به‌همراه نتایج حل الگوریتم‌های مختلف دیگر نشان می‌دهد. جدول (۱) حاکی از کاهش قابل توجه تعداد تکرار الگوریتم حاضر، در رسیدن به تابع هدف است. جداول (۲ و ۳) نیز در عین اینکه کاهش چشم‌گیر تعداد تکرار الگوریتم حاضر را نشان می‌دهد، افزایش دقت جواب‌ها را نیز نسبت به حل تحلیلی نمایش می‌دهد.

(Design Exchanger Heat) سر و کار دارد. در این مورد مینیمم کردن تابع f تحت ۶ قید g مطلوب است. تابع هدف و قیدهای مسأله در زیر آورده شده است:

$$f = x_1 + x_2 + x_3$$

$$g_1 = 0/0025(x_4 + x_6) - 1 \leq 0$$

$$g_2 = 0/0025(x_5 + x_7 - x_4) - 1 \leq 0$$

$$g_3 = 1 - 0/01(x_8 - x_5) \geq 0$$

$$g_4 = x_1x_6 - 833/33252x_4 - 100x_1 + 83333/333 \geq 0$$

$$g_5 = x_2x_7 - 1250x_5 - x_2x_4 + 1250x_4 \geq 0$$

$$g_6 = x_3x_8 - x_3x_5 + 2500x_5 - 1250000 \geq 0$$

$$x_1 \in [100, 10000]$$

$$x_2 \in (-\infty, 1000]$$

$$x_3 \in (-\infty, 10000]$$

$$x_i \in [10, 1000] ; i = 4 \text{ to } 8$$

سه ارزیابی معرفی‌شده‌ی فوق، توسط الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده حل گردیده است.

جدول ۲ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی ۱ الگوریتم بهینه‌سازی

حل تحلیلی [28]	کار حاضر	IPHS [28]	PHS [28]	Lee and Geem [27]	تابع هدف
۰	۰		۰	۰	
-----	۱۰,۰۰۰	۱۶,۸۰۰	۱۶,۸۰۰	۵۰,۰۰۰	تعداد تکرار

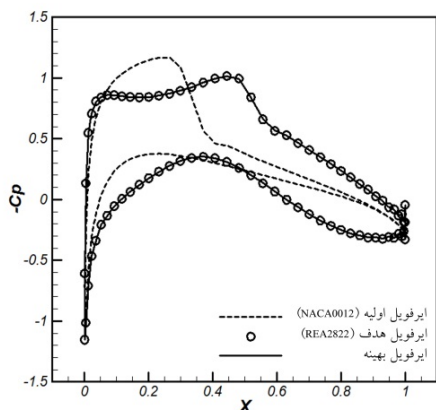
جدول ۳ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی ۲ الگوریتم بهینه‌سازی

حل تحلیلی [28]	کار حاضر	IPHS [28]	Lee and Geem [27]	Homaifar [30]	Fogel [29]	تابع هدف
۱/۳۹۳۵	۱/۳۹۳۵	۱/۳۹۳۲۳	۱/۳۷۷۰	۱/۴۳۳۹	۲/۳۷۷۲	
-----	۲,۰۰۰	۹۸,۰۰۰	۴۰,۰۰۰	گزارش نشده	گزارش نشده	تعداد تکرار

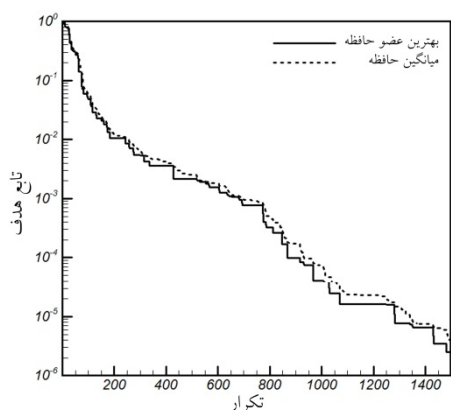
جدول ۴ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی ۳ الگوریتم بهینه‌سازی

حل تحلیلی [28]	کار حاضر	IPHS [28]	Lee and Geem [27]	Deb [31]	تابع هدف
۷۰۴۹/۳۳۰۹	۷۰۴۹/۳۳	۷۰۵۱/۳۰۱۲	۷۰۵۷/۲۷	۷۰۶۰/۲۲۱	
-----	۱۵۰,۰۰۰	۲۰۰,۰۰۰	۱۵۰,۰۰۰	۳۲۰,۰۸۰	تعداد تکرار

نتایج مربوط به بهینه‌سازی آیرودینامیکی. بعد از ارزیابی اصلاح انجام‌شده و بررسی تأثیر آن بر عملکرد



شکل ۵ نمایش توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$



شکل ۶ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$

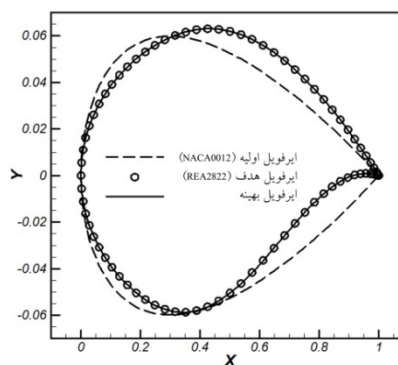
برای نشان دادن عدم وابستگی مجموعه، به ایرفویل‌های ابتدائی و هدف، عکس آزمایش قبلی انجام می‌شود. یعنی در شرایط آزمایش قبل، در نظر است با شروع از ایرفویل RAE2822 و مینیمم کردن تابع هدف، ایرفویل NACA0012 (ایرفویل هدف) به دست آید. هندسه و توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه و نهایی مربوط به این آزمایش، در شکل‌های

الگوریتم، از این الگوریتم برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی استفاده می‌شود. در این راستا بهینه‌سازی معکوس انجام می‌گردد. برای به دست آوردن تمام نتایج در کار حاضر، حافظه‌ی الگوریتم HS برابر ۱۰ در نظر گرفته شده است. برای آغاز بهینه‌سازی، یک ایرفویل، ایرفویل NACA0012 (در ارزیابی دوم RAE2822) و ۹ ایرفویل دیگر تصادفی خواهند بود که با تغییر بر روی ایرفویل NACA0012 (در ارزیابی دوم RAE2822) ایجاد شده‌اند.

ابتدا ایرفویل NACA0012 به عنوان ایرفویل شروع کننده و ایرفویل RAE2822 به عنوان ایرفویل هدف در نظر گرفته می‌شود. در نظر است با مینیمم‌سازی اختلاف توزیع فشار سطح، ایرفویل هدف به دست آید. این کار در شرایط گذر صوتی و آشفتگی زیر انجام می‌گیرد:

$$\alpha = 2^\circ, \quad M_\infty = 0.73, \quad Re_\infty = 6.5E6$$

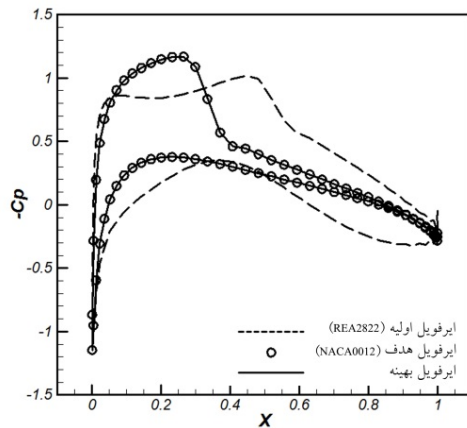
شکل‌های (۵ و ۶)، نتیجه‌ی این آزمایش را در قالب هندسه و توزیع ضریب فشار ایرفویل‌های اولیه و نهایی نشان می‌دهند. همان‌طوری که دیده می‌شود، مجموعه توانسته است از ایرفویل ابتدایی شروع کرده و با دقت خوبی خود را به ایرفویل هدف برساند.



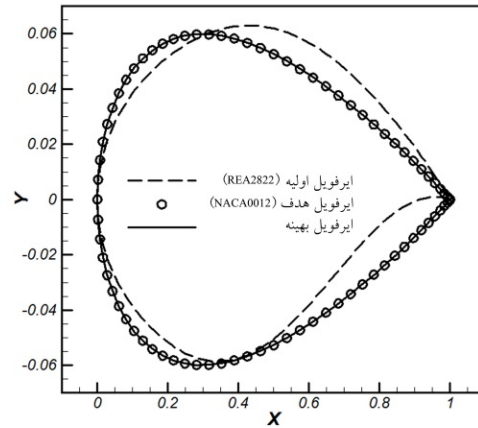
شکل ۷ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$

نتیجه‌ی دوم، تأیید مجدد دقت مجموعه می‌باشد. چرا که مجموعه توانسته است مقدار تابع هدف را تا $6-4/3E$ (که دقت خوبی برای این مسأله می‌باشد) کاهش و عمل بهینه‌سازی را به خوبی انجام دهد.

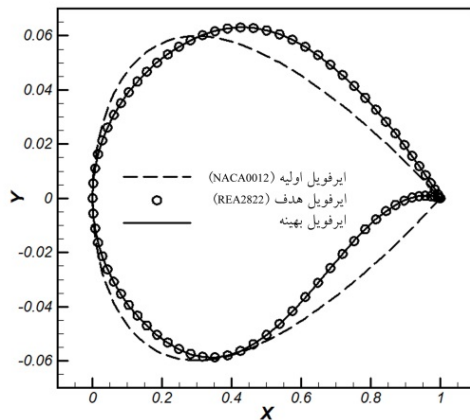
(۷ و ۸) ارائه شده است. نمودار تاریخچه‌ی همگرایی این عمل بهینه‌سازی نیز در شکل (۹) دیده می‌شود. این نتایج در ابتدا بر این امر تأکید دارد که شروع و انتهای کار بر کارایی مجموعه تأثیری ندارد.



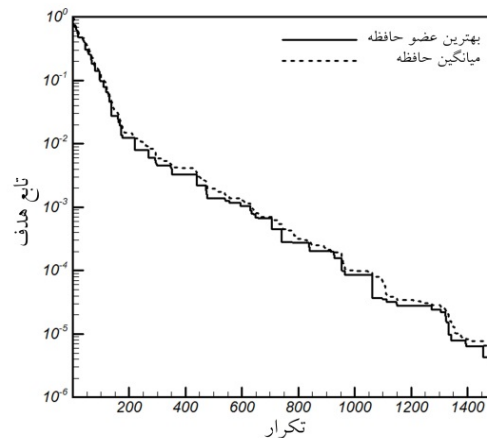
شکل ۸ نمایش توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$.



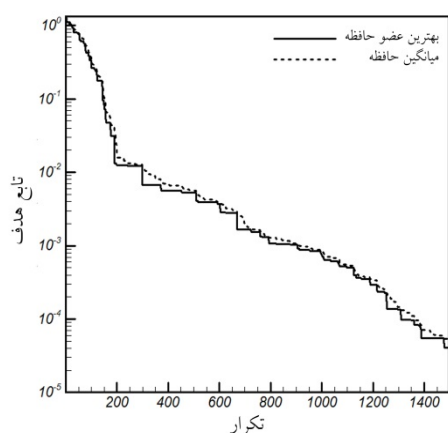
شکل ۷ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$.



شکل ۱۰ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2.79^\circ$, $M_\infty = 0.734$, $Re_\infty = 6.5E6$.

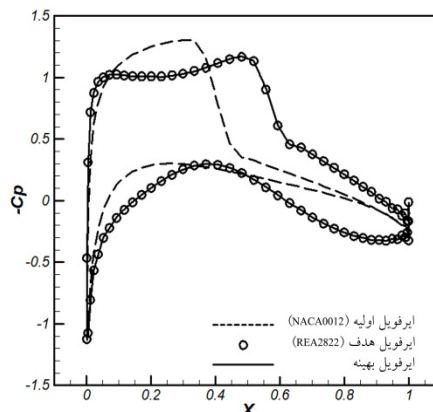


شکل ۹ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.73$, $Re_\infty = 6.5E6$.



شکل ۱۲ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2.79^\circ$, $M_\infty = 0.734$, $Re_\infty = 6.5E6$

ایرفویل‌ها مورد استفاده قرار گرفت. بررسی مسائل به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس بود. استفاده از این روش طراحی برای ایرفویل‌های مشهور با توزیع فشارهای معلوم، روش مناسبی برای سنجش عملکرد مجموعه‌های بهینه‌کننده‌ی ایرفویل‌ها می‌باشد. برای به‌دست آوردن توزیع فشار و سرعت در اطراف ایرفویل، معادلات دوبعدی تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به‌همراه مدل درهم اسپالارت-آلماراس حل گردید. الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی با دقت خوبی توانست به بازسازی ایرفویل هدف (با نزدیک کردن توزیع ضریب فشار ایرفویل در حال بررسی به نتایج ضریب فشار ایرفویل هدف) بپردازد. با استناد به نتایج به‌دست آمده می‌توان نتیجه‌گیری کرد که استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی، ابزار توانمندی را برای بهینه‌سازی مقاطع آیرودینامیکی در اختیار می‌گذارد. به‌طوری که می‌توان این الگوریتم را برای بررسی ایرفویل‌ها به‌روش طراحی بهینه‌سازی مستقیم نیز به خدمت گرفت. برای مثال، می‌توان از این الگوریتم، برای به‌دست آوردن ایرفویل بهینه با بیشینه برآ، کمینه پسا، بیشینه‌ی مقدار برآ به پسا و غیره استفاده نمود.



شکل ۱۱ نمایش توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2.79^\circ$, $M_\infty = 0.734$, $Re_\infty = 6.5E6$

کارایی مجموعه بهینه‌ساز تحت شرایط جریان متفاوت نیز ارزیابی می‌گردد. برای این کار، ایرفویل NACA0012 به‌عنوان ایرفویل اولیه و ایرفویل RAE2822 به‌عنوان ایرفویل هدف با شرایط جریان زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\alpha = 2.79^\circ, \quad M_\infty = 0.734, \quad Re_\infty = 6.5E6$$

شکل‌های (۱۰ و ۱۱) هندسه و توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه و نهایی و شکل (۱۲) نمودار تاریخچه‌ی همگرایی این ارزیابی را نشان می‌دهد. نتایج این آزمایش نشان می‌دهد که مجموعه‌ی بهینه‌ساز، تحت شرایط جریان متفاوت نیز به‌خوبی عمل می‌کند؛ چرا که الگوریتم توانسته است تابع هدف را تا $5E-4$ کاهش دهد.

نتیجه‌گیری

در کار حاضر الگوریتم تکاملی بهینه‌سازی جستجوی هارمونی برای اولین بار، در جهت بهینه‌سازی

مراجع

1. Fearn, R. L., "Airfoil Aerodynamics Using Panel Methods", *The Mathematica Journal*, Vol. 10, pp. 225-239, (2008).
2. <http://en.wikipedia.org/wiki/Aerodynamics>.
3. <http://adg.stanford.edu/aa241/airfoils/airfoilhistory.html>, (2011).
4. Jameson, A., "Computational Aerodynamics for Aircraft Design", Reprinted from Science, Vol. 245, pp. 361-371, (1989).
5. Zhang, Z. and Lum, K-Y., "Airfoil Optimization Design of Drag Minimization with Lift Constraint Using Adjoint Equation Method", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 9-12 January, Reno, Nevada, (2006).
6. Kim, S., Alonso, J. J. and Jameson, A., "Design Optimization of High-Lift Configurations Using a Viscous Continuous Adjoint Method", *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 0844, (2002).
7. Giannakoglou, K.C. "Design of optimal aerodynamic shapes using stochastic optimization methods and computational intelligence", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 38, pp. 43-76, (2002).
8. Soemarwoto, B. I., "The Variational Method for Aerodynamic Optimization Using the Navier-Stokes Equations", *ICASEReport*, pp. 97-71, (1997).
9. 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, pp. 681-699, (2009).
10. de' Michieli Vitturi, M. and Beux, F., "A discrete Gradient-Based Approach for Aerodynamic Shape Optimization in Turbulent Viscous Flow", *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 43, pp. 68 - 80, (2006).
11. Geem, Z. W., "*Music-Inspired Harmony Search Algorithm*", Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, (2009).
12. Gardner, B. A. and Selig, M. S., "Airfoil Design Using a Genetic Algorithm and an Inverse Method", *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (2003).
13. Shahrokhi, A. and Jahangirian, A., "Airfoil Shape Parameterization for Optimum Navier-Stokes Design with Genetic Algorithm", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, pp. 443-450, (2007).
14. Sobester, A. and Thomas, B. T., "The Quest for a Truly Parsimonious Airfoil Parameterization Scheme", *ICASE 2008 Congress including the 8th AIAA ATIO Conference*, (2008).
15. Shahrokhi, A. and Jahangirian, A., "The Effects of Shpe Parameterization on the Efficiency of Evolutionary Design Optimization for Viscous Transonic Airfoils", *JAST*, Vol. 5, pp. 35-43, (2008).

16. Boehm, W., "Bezier Presentation of Airfoils", *Computer Aided Geometric Design*, Vol. 4, pp. 17-22, (1987).
17. De'side'ri, J-A., Abou El Majd, B. and Janka, A., "Nested and Self-Adaptive Be'Zier Parameterizations for Shape Optimization", *Journal of Computational Physics*, Vol. 224, pp. 117-131, (2007).
18. Avinash, G.S. and Anil, L.S., "Inverse Design of Airfoil Using Vortex Element Method", *Mechanical Engineering Papers*, (2010).
19. H'ajek, J., "Aerodynamic Optimization of Airfoils and Wings Using Fast Solvers", Ph.D. Thesis, Charles University, Prague, (2009).
20. Wauquiez, C., "Shape Optimization of Low Speed Airfoils using MATLAB and Automatic Differentiation", Licentiate's Thesis, (2000).
۲۱. جلیلی ف.، "بهینه‌سازی دوبعدی هندسه‌ی یک ایرفویل تحت جریان لزج با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی"، پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد، دانشگاه بیرجند، گروه مکانیک، پاییز (۱۳۹۰).
22. Buckley, H.P., Zhou, B.Y. and Zingg, D.W., "Airfoil Optimization Using Practical Aerodynamic Design Requirements", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, pp. 5, (2010).
23. Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *La Recherche Aerospatiale*, No. 1, pp. 5-21, (1994).
24. Pan, Q. K., Suganthan, P.N., Fatih Tasgetiren, M. and Liang, J.J., "A Self-Adaptive Global Best Harmony Search Algorithm for Continuous Optimization Problems", *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 216, pp. 830-848, (2010).
۲۵. جلیلی ف.، عزیزی ح. صفوی نژاد ع.، "بهینه‌سازی هندسه‌ی پره با انتقال حرارت جابه‌جایی و تابش با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی"، نوزدهمین همایش سالانه‌ی مهندسی مکانیک ایران، دانشگاه بیرجند، (۲۰۱۱).
26. Bracken, J. and McCormick, G. P., "*Selected Applications of Nonlinear Programming*", New York: John Wiley and Sons, (1968).
27. Lee, K.S. and Geem, Z.W. "A New Meta-Heuristic Algorithm for Continues Engineering Optimization: Harmony Search Theory and Practice", *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, Vol. 194, pp. 3902-3933, (2004).
28. Jaberipour, M. and Khorram, E., "Two Improved Harmony Search Algorithms for Solving Engineering Optimization Problems", *Commun Nonlinear Sci Numer Simulat*, Vol. 15, pp. 3316-3331, (2010).
29. Fogel, D. B., "A Comparison of Evolutionary Programming and Genetic Algorithms on Selected Constrained Optimization Problems", *Simulation*, Vol. 64(6), pp. 399-406, (1995).
30. Homaifar, A., Lai, S. H. V. and Qi, X., "Constrained Optimization via Genetic Algorithms", *Simulation*, Vol. 62(4), pp. 242-254, (1994).

31. Deb, K., "An Efficient Constraint Handling Method for Genetic Algorithms", *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, Vol. 186, pp. 311–338, (2000).