

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



عضویت در خبرنامه



فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛ شبکه های توجه گرافی (GAN)

مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛
شبکه های توجه گرافی
(Graph Attention Networks)



آموزش استفاده از وب آو ساینس

کارگاه آنلاین آموزش استفاده از
وب آو ساینس



کارگاه آنلاین مقاله روزمره انگلیسی

بهینه سازی آیرودینامیکی بر پایه شبه مدل و کاربرد آن در طراحی ایرفویل دو بعدی

مهدی باجلان^۱، پرویز محمدزاده^۲، محمد هادی عرب‌نژاد^۳

۱- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

۳- دانشکده هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، اصفهان

چکیده

در مقاله حاضر، یک روش کارآمد برای بهینه‌سازی هندسی ایرفویل بر پایه شبه مدل ارائه شده است. دستیابی به یک ایرفویل با شکل هندسی بهینه، مستلزم بکارگیری کدها و نرم‌افزارهای سیالاتی و تلفیق آن‌ها با الگوریتم‌های بهینه‌سازی است. در تحلیل‌های سیالاتی زمان زیادی صرف همگرایی پاسخ می‌شود، از این رو، استفاده از آن‌ها در فرآیند بهینه‌سازی منجر به اجرای کامپیوتری دراز مدت و گاه غیرممکن می‌شود. از طرفی، روش‌های عددی که در کدهای سیالاتی استفاده می‌شود خود موجب تولید نویز عددی شده و فرآیند بهینه‌سازی را به تاخیر می‌اندازد. برای رفع این مشکلات، در این مقاله روشی ارائه شده است که بر اساس آن یک شبه مدل (Metamodel) از ایرفویل ایجاد شده و به جای کدهای سیالاتی دقت بالا در بهینه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش مذکور، ابتدا از طریق طراحی آزمایش لاتین هاپرکیوب بهینه (Optimal Latin Hypercube)، اثر پارامترهای هندسی و شرایط پروازی بر ضرایب پسا و برای ایرفویل مطالعه شده و در ادامه، روش حداقل مربعات متحرک (Moving Least Square) برای تولید شبه مدل با استفاده از نقاط طراحی آزمایش بکارگرفته شده است. شبه مدل تولید شده، بعد از اعتبارسنجی، به جای مدل سیالاتی دقت بالا در بهینه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج بدست آمده در این مقاله نشان می‌دهد که استفاده از روش حداقل مربعات متحرک در فرآیند بهینه‌سازی موجب کاهش شدید هزینه محاسباتی در طراحی ایرفویل می‌شود، از این رو بهینه‌سازی بر پایه شبه مدل، پتانسیل بالایی برای وارد کردن تحلیل‌های دقت بالا و کم هزینه در فاز طراحی مفهومی دارد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی هندسی - شبه مدل - حداقل مربعات متحرک - طراحی آزمایش - ایرفویل

مقدمه

امروزه با پیشرفت‌هایی که در زمینه نرم‌افزارهای شبیه‌سازی آیرودینامیکی صورت گرفته است، رویکرد طراحی در جهتی است که بیشتر تحلیل‌ها و تصمیم‌گیری‌ها، قبل از فاز طراحی تفصیلی، در فاز طراحی مقدماتی و حتی طراحی مفهومی صورت پذیرد. این امر مستلزم اجرای کدهای کامپیوتری متعدد با هزینه محاسباتی سنگین است. از طرف دیگر، الگوریتم‌های بهینه‌سازی جزو تفکیک‌ناپذیر طراحی‌های پیشرفته آیرودینامیکی هستند که با توجه به ماهیت تکراری، هزینه محاسباتی را به طور چشمگیری افزایش می‌دهند. از این رو، کاهش هزینه محاسباتی به

عنوان یک امر ضروری در حوزه بهینه‌سازی و طراحی آیرودینامیکی مطرح است.

در کنار پیشرفت‌هایی که در حوزه پردازشگرهای قدرتمند برای افزایش سرعت پردازش صورت گرفته است، نیاز به راهکارهایی است که هزینه محاسباتی و اقتصادی مدل‌های آیرودینامیکی را نیز کاهش دهند. تست‌های تونل باد اگرچه به عنوان دقیق‌ترین ابزار موجود برای تحلیل آیرودینامیکی شناخته می‌شوند اما از نظر هزینه اقتصادی مناسب نیستند. از طرفی شبیه‌سازی‌های ناپویراستوکس (Navier Stocks) سه‌بعدی دقیق هستند ولی به شدت هزینه محاسباتی را افزایش می‌دهند. از این رو، ساخت شبه مدل به عنوان یک راهکار اساسی برای کاهش هزینه محاسباتی در بهینه‌سازی طراحی آیرودینامیکی مطرح است. ایده اصلی در شبه مدل، جایگزین کردن مدل اصلی دقت بالا با مدل دیگری است که هزینه محاسباتی کمتری دارد در عین حال از دقت مناسبی نیز برخوردار است.

ساخت شبه مدل، به جز کاهش هزینه محاسباتی، مزایای دیگری دارد که عبارتند از: (۱) حذف نویز عددی، (۲) تصویرسازی فضای طراحی، (۳) امکان بررسی قابل قبول بودن نقاط طراحی مورد نظر در بهینه‌سازی مقید، قبل از اجرای تحلیل‌های سیالاتی سنگین که ممکن است منجر به عدم همگرایی جواب شود [۱] و (۴) امکان اجرای تحلیل‌های موازی، با توجه به امکان تولید چند شبه مدل با هزینه محاسباتی پایین. وجود این مزایا موجب شده است که استفاده از شبه مدل مورد توجه محققان حوزه آیرودینامیک قرار گرفته و در کاربردهایی نظیر پره توربین بادی [۲]، کمپرسور [۳]، توربین [۴] و ایرفویل [۵] استفاده شود.

روش‌های مختلفی برای ساخت شبه مدل ارائه شده است که در میان آن‌ها، روش‌های کریگینگ (Kriging)، شبکه عصبی مصنوعی و حداقل مربعات متحرک (MLSM) بیشتر مورد توجه محققان قرار گرفته است.

در روش کریگینگ، شبه مدل ساخته شده شامل دو مولفه است: مدل سراسری و مدل محلی. مدل سراسری، یک تقریب کلی از فضای طراحی است که اغلب به صورت عدد ثابت و یا چندجمله‌ای مرتبه اول در نظر گرفته می‌شود. مدل محلی نیز یک فرآیند تصادفی است که با استفاده از محاسبه تابع همبستگی (Correlation) بین نقاط نمونه و نقطه مورد نظر، مقدار تابع را در هر نقطه محاسبه می‌کند. تابع همبستگی به گونه‌ای تعریف می‌شود که تابعی از فاصله بین نقاط نمونه و نقطه مورد نظر باشد. این روش در مرجع [۶] فرمول‌سازی شده است. اگرچه روش کریگینگ دقت شبه مدل را نسبت به روش‌های تقریب چندجمله‌ای افزایش می‌دهد، ولی هزینه محاسباتی بیشتری دارد. همچنین در مواقعی که در محاسبه‌ی تابع هدف ناپیوستگی‌هایی وجود داشته باشد، روش کریگینگ نسبت به

۱- کارشناس ارشد هوافضا، m.bajellan@ut.ac.ir (نویسنده مخاطب)

۲- استادیار مهندسی هوافضا

۳- دانشجو، دکت.ا، مهندس، هوافضا

هدف از بهینه‌سازی هندسی ایرفویل، کمینه کردن ضریب پساى آن برای پرواز در شرایط عادى و با در نظر گرفتن الزامات ضریب برآ است. از این رو دو نوع فرمول‌سازى برای بهینه‌سازى در نظر گرفته شده است. فرمول‌سازى اولیه مبتنى بر کمینه‌سازى نسبت ضریب پسا به ضریب برآ است که در رابطه (۱) نشان داده شده است.

$$\min_{\bar{X}} \frac{C_D(\bar{X}, M, h)}{C_L(\bar{X}, M, h)} \quad (1)$$

$$\bar{X}^{lb} \leq \bar{X} \leq \bar{X}^{ub}$$

که در اینجا، C_D و C_L بترتیب ضرایب پسا و ضریب برآى ایرفویل هستند که به صورت تابعی از بردار متغیرهای طراحی (\bar{X})، عدد ماخ (M) و ارتفاع پرواز (h) است. \bar{X}^{lb} و \bar{X}^{ub} نیز حد پایین و بالای متغیرهای طراحی هستند.

فرمول‌سازى دیگری که مد نظر قرار گرفته است، مبتنى بر کمینه‌سازى ضریب پسا با وجود قید ضریب برآ است که در رابطه (۲) نشان داده شده است.

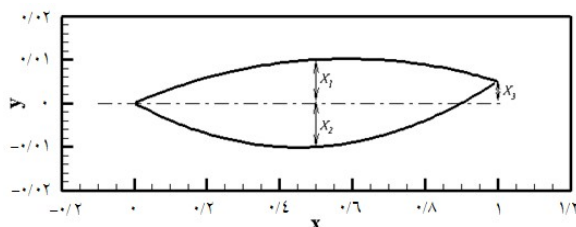
$$\min_{\bar{X}} C_D(\bar{X}, M, h) \\ \text{s.t.} : \frac{C_L^0}{C_L(\bar{X}, M, h)} - 1 \leq 0 \quad (2)$$

$$\bar{X}^{lb} \leq \bar{X} \leq \bar{X}^{ub}$$

که در اینجا، C_L^0 مقدار ضریب برآى هندسه اولیه ایرفویل است. تفاوت دو فرمول‌سازى اخیر در این است که در رابطه (۱)، اثر ضریب برآ در تابع هدف در نظر گرفته شده ولی در رابطه (۲)، ضریب برآ به عنوان قید در بهینه‌سازى مد نظر قرار گرفته است.

بردار متغیرهای طراحی شامل سه متغیر هندسى است که به صورت نشان داده شده در شکل ۲، تشکیل دو منحنى (Spline) را می‌دهند. برای اعمال متغیرها بر روی ایرفویل، مقادیر مربوط به ایرفویل اولیه در هر نقطه با مقدار منحنى ایجاد شده توسط متغیرهای طراحی جمع می‌شود [۵]. در روش مذکور، برخلاف روش‌هایی که گره‌های ایرفویل را به عنوان متغیرهای طراحی در نظر می‌گیرند، تعداد متغیرها کاهش می‌یابد و از این رو فرآیند همگرایی بهینه‌سازى ساده‌تر می‌شود.

سایر اطلاعات بهینه‌سازى در جدول ۱ آورده شده است. مقدار پارامترهای طراحی که در جدول ۱ ارائه شده بر اساس مقادیر مربوط به پرواز در شرایط عادى است [۱۲].



شکل ۲- نحوه اعمال متغیرهای طراحی بر روی ایرفویل اولیه

جدول ۱- اطلاعات بهینه‌سازى هندسى ایرفویل

قید طراحی	حد پایین	حد بالا
ضریب برآ	C_L^0	---
متغیرهای طراحی	مقدار اولیه	حد بالا
X_1	۰	۰/۰۱
X_2	۰	۰/۰۱
X_3	۰	۰/۰۰۵

نویز عددی بسیار حساس می‌شود [۷]. این نویز عددی می‌تواند در مدل‌سازى جریان آشفته در تحلیل‌های آیرودینامیکی ایجاد شود. یک نمونه از بکارگیری روش کریگینگ در بهینه‌سازى آیرودینامیکی در [۸] ارائه شده است.

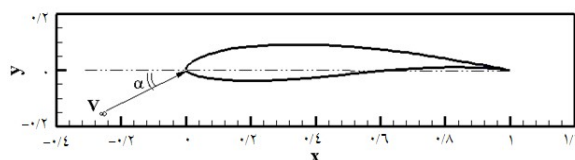
یکی دیگر از روش‌های ساخت شبه مدل، روش شبکه عصبی مصنوعی است که بر اساس عملکرد دستگاه عصبی پایه‌گذاری شده است. در این روش، ابتدا یک معماری شبکه عصبی (برای نمونه معماری پیش-خور) توسط کاربر تعریف می‌شود که در واقع ترکیبی از عناصر پردازشگر به نام نرون (Neuron) است که به طور هماهنگ با هم عمل کرده و داده‌های خود را مبادله می‌کنند. گام بعدی آموزش شبکه با استفاده از نقاط نمونه است. در صورتی که تعداد نقاط نمونه کافی برای آموزش استفاده شود، شبکه عصبی حاصل، یک مدل جعبه سیاه از مدل اصلی ارائه دهد که قادر است مقدار تابع را در تمام نقاط فضای طراحی تقریب بزند. توضیحات بیشتر این روش در مرجع [۹] ارائه شده است. اگرچه هزینه محاسباتی روش شبکه عصبی نسبت به تقریب چندجمله‌ای بیشتر بوده و برخلاف روش کریگینگ، قابلیت مدل‌سازى محلی ندارد، ولی این روش قادر است خروجی را حتی با داده‌های ورودی ناقص، محاسبه نماید. در مرجع [۱۰] از این روش در بهینه‌سازى آیرودینامیکی استفاده شده است.

روش حداقل مربعات متحرک، که شکل توسعه یافته روش تقریب چندجمله‌ای است، مصالح‌های بین دقت و هزینه محاسباتی در شبه مدل ایجاد می‌کند، بدین صورت که از طرفی، از هزینه محاسباتی پایین چندجمله‌ای‌ها بهره می‌برد و از طرف دیگر با استفاده از تابع وزنی مناسب، یک تقریب محلی در هر نقطه ایجاد کرده و از این طریق دقت شبه مدل را افزایش می‌دهد. مقایسه‌ای بین روش‌های مختلف ساخت شبه‌مدل در [۱۱] صورت گرفته است.

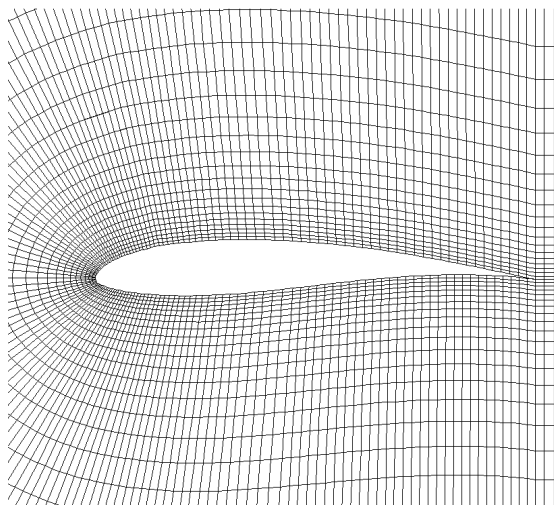
در این مقاله از روش حداقل مربعات متحرک برای بهینه‌سازى هندسى یک ایرفویل دوبعدی بر پایه شبه مدل استفاده شده است. ایرفویل مورد نظر به گونه‌ای انتخاب شده است که اثر استفاده از شبه مدل را در کاهش هزینه محاسباتی به خوبی نشان دهد. برای پیاده‌سازى این روش، ابتدا با استفاده از طراحی آزمایش لاتین هاپرکیوب بهینه، نقاط نمونه طراحی تولید شده و اثر متغیرهای هندسى و شرایط پروازى بر روی ضرایب پسا و برآى ایرفویل بررسی شده است. در ادامه، این نقاط نمونه برای ساخت شبه مدل با استفاده از روش حداقل مربعات متحرک بکارگرفته شده‌اند. در گام بعدی، شبه مدل ساخته شده، با استفاده از روش‌های آماری اعتبارسنجی شده و سپس به جای مدل اصلی در فرآیند بهینه‌سازى مورد استفاده قرار گرفته است تا از این طریق هندسه بهینه‌ای برای ایرفویل حاصل شود. جزئیات روش ارائه شده، در بخش‌های بعدی آورده شده است.

تعریف مسئله

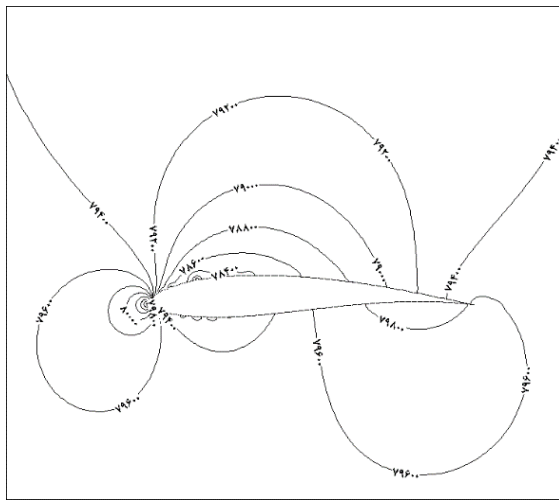
برای پیاده‌سازى بهینه‌سازى هندسى بر پایه شبه مدل، ایرفویل دوبعدی ورتمن (Wortmann Fx60-126) مربوط به هواپیمای فوق سبک آ-اس-کى (ASK) مد نظر قرار گرفته است [۱۲]. نمایی از این ایرفویل در زاویه حمله α و سرعت جریان V_∞ در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- ایرفویل دوبعدی ورتمن



شکل ۳- شبکه محاسباتی ساختاریافته برای ایرفویل



شکل ۴- توزیع فشار ایرفویل اولیه به ازای $h=2000$ متر و $M=0.152$ (فشار (Pa))

جدول ۲- همگرایی ضرایب پسا و برآ نسبت به تعداد نقاط شبکه

تعداد نقاط شبکه	ضریب برآ	درصد تغییر ضریب برآ	ضریب پسا	درصد تغییر ضریب پسا
۹۸۴۰	$5/171 \times 10^{-1}$	---	$8/342 \times 10^{-3}$	---
۱۲۴۶۹	$5/152 \times 10^{-1}$	۰.۳۶	$7/923 \times 10^{-3}$	۵/۰۲
۳۸۸۸۰	$5/136 \times 10^{-1}$	۰.۳۱	$7/615 \times 10^{-3}$	۳/۸۸
۱۵۴۵۶۰	$5/123 \times 10^{-1}$	۰.۲۵	$7/472 \times 10^{-3}$	۱/۸۷

طراحی آزمایش (DoE):

طراحی آزمایش، یک روش موثر است که امکان شناسایی سیستم‌های پیچیده را از طریق تولید نقاط نمونه فراهم می‌کند. نحوه توزیع نقاط نمونه در طراحی آزمایش به طور مستقیم بر روی دقت و هزینه محاسباتی شبه مدل تاثیر می‌گذارد. روش‌های مختلفی برای طراحی آزمایش در مقالات ارائه شده است [۱۳]. در این مقاله از طراحی آزمایش آنودزه-اکلایز (Audze-Eglais) استفاده شده [۱۴] که بر پایه روش لاتین هایپرکیوب است. در این روش، نقاط نمونه به عنوان یک مجموعه جرم در نظر گرفته شده و از معیار انرژی پتانسیل دافعه برای بهینه‌سازی توزیع نقاط استفاده می‌شود. مهمترین مزیت این روش این است که صرف نظر از تعداد متغیرها، امکان تولید تعداد دلخواهی از نقاط نمونه یکنواخت وجود دارد. با توجه به اینکه اثر سه متغیر هندسی، و دو پارامتر پروازی (ارتفاع و عدد

مقدار	پارامترهای طراحی
۰/۱۵۲	M
۲۰۰۰	h(m)

مهمترین مسئله در بهینه‌سازی ایرفویل، مطابق با روابط (۱-۲)، استخراج ضرایب برآ و پسا برای ایرفویل است که مستلزم اجرای شبیه‌سازی‌های کامپیوتری است. یکی از مشکلات این شبیه‌سازی‌ها، زمان بالای اجرای آن‌ها برای همگرایی به جواب قابل قبول است. این مشکل زمانی بارزتر می‌شود که این نرم‌افزارها در فرآیند تکراری بهینه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند. از این رو، پیاده‌سازی شبه مدلی که قادر باشد در زمان کمتری، تحلیل‌های سیالاتی را با دقت مناسبی انجام دهد، امری اجتناب ناپذیر است.

مدل دقت بالای ایرفویل دوبعدی

برای ساختن شبه مدل نیاز است تا ابتدا مدل سیالاتی دقت بالا از ایرفویل ایجاد شود تا اثر متغیرها و پارامترهای طراحی بر روی آن مطالعه شود. با توجه به شرایط پروازی در نظر گرفته شده برای ایرفویل، مدل سیالاتی به گونه‌ای تنظیم شده است که دقت و سرعت حل افزایش یابد. با توجه به جدول ۱، در شرایط پروازی مورد نظر، عدد رینولدز (Reynolds) مقدار کمی دارد، بنابراین از مدل جریان آشفتنه اسپالارت-آلماراس (Spalart-Allmaras) استفاده شده است. همچنین، بدلیل پایین بودن عدد ماخ ($M < 0.3$)، جریان به صورت تراکم‌ناپذیر فرض شده است. برای چنین جریان‌هایی از تحلیل بر مبنای تصحیح فشار استفاده می‌شود.

مدل سیالاتی مورد نظر با استفاده از روش حجم محدود و به کمک نرم‌افزار فلونت (Fluent) ایجاد شده است. همچنین برای افزایش دقت تحلیل، شبکه محاسباتی به صورت ساختاریافته و با استفاده از المان‌های چهاروجهی تولید شده که نمایی از آن در شکل ۳ نشان داده شده است. با توجه به اینکه لازم است ضرایب پسا و برآ در نقاط آزمایش مختلفی محاسبه شوند، برای سهولت در فرآیند محاسبات آیرودینامیکی، از کدهای ژورنال (Journal file) نرم‌افزار فلونت استفاده شده است، به طوری که ابتدا نقاط مربوط به هندسه‌ی اولیه ایرفویل فراخوانی شده و پس از اعمال متغیرهای هندسی و ایجاد شبکه محاسباتی، ایرفویل جدید برای تحلیل سیالاتی در نرم‌افزار فلونت فراخوانی می‌شود.

به منظور اطمینان از صحت مدل سیالاتی دقت بالا، همگرایی ضرایب پسا و برای ایرفویل نسبت به تعداد نقاط شبکه محاسباتی بررسی شده و نتایج آن در جدول ۲ آورده شده است. مطابق جدول ۲، با افزایش تعداد نقاط شبکه محاسباتی، تغییرات ضریب پسا و برآ کاهش یافته و در نهایت با 154560 نقطه برای ایرفویل اولیه، ضریب برآ و پسا بترتیب به $C_D^0 = 5/123 \times 10^{-1}$ و $C_L^0 = 7/472 \times 10^{-3}$ همگرا می‌شوند. توزیع فشار در اطراف ایرفویل در شکل ۴ آورده شده است. زمان تحلیل مذکور با استفاده از یک پردازشگر شرکت اینتل (Intel® Core™ i3-2120 CPU (3.30GHz))، حدود ۸۱ ثانیه است. لازم به ذکر است که در این مقاله، تمام تحلیل‌ها با استفاده از یک پردازشگر یکسان و در شرایط مشابه صورت گرفته‌اند و از این رو، زمان اجرا، به عنوان معیار مقایسه در نظر گرفته شده است.

ساخت شبه‌مدل ایرفویل دوبعدی

در این قسمت، مراحل ساخت شبه مدل با استفاده از روش حداقل مربعات متحرک و بر مبنای مدل دقت بالای ایجاد شده در بخش قبل تشریح شده است.

$$B = V^T W \quad (9)$$

که در اینجا، $V_{N \times m}$ به صورت رابطه (۱۰) فرمول سازی می شود. همچنین $W = \text{diag}[w(|x-x_1|), \dots, w(|x-x_N|)]$ به صورت قطری، تابع وزنی است که به صورت قطری، $w(|x-x_1|), \dots, w(|x-x_N|)$ بیان می شود.

$$V = \begin{bmatrix} p_1(x_1) & \dots & p_m(x_1) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ p_1(x_N) & \dots & p_m(x_N) \end{bmatrix} \quad (10)$$

مهمترین عامل در روش حداقل مربعات متحرک که برای کنترل دقت و همواری پاسخ مورد استفاده قرار می گیرد، تابع وزنی است که در حالت کلی به شکل رابطه (۱۱) تعریف می شود.

$$w(d_i) = \begin{cases} \hat{w}(d_i), & d_i \leq D \\ 0, & d_i > D \end{cases} \quad (11)$$

که در اینجا D شعاع تاثیر (Influence radius) است و در کنترل تعداد نقاطی که در برازش هر نقطه مورد استفاده قرار می گیرند، استفاده می شود.

توابع وزنی مختلفی در مقالات ارائه شده است [۱۶]. در این مقاله، تابع وزنی گوسی مورد استفاده قرار گرفته است. این تابع وزنی با استفاده از رابطه (۱۲) تعریف می شود:

$$\hat{w}(d) = \exp(-\theta d^2) \quad (12)$$

که در اینجا، θ پارامتر تراکم برازش (Closeness of fit) است. $\theta = 0$ معادل روش حداقل مربعات معمولی است.

اعتبارسنجی شبه مدل

اعتبارسنجی فرآیندی است که برای بررسی میزان انطباق پاسخ شبه مدل بر مدل اصلی دقت بالا صورت می گیرد. چندین معیار آماری برای اعتبارسنجی شبه مدل ارائه شده است که عبارتند از: خطای مجذور میانگین مربعات (Root mean square error (RMSE))، خطای حداکثر اختلاف مطلق (Maximum absolute difference error (MADE))، خطای حداکثر نسبی (Relative maximum absolute error (RMAE))، خطای میانگین اختلاف نسبی (Relative average absolute error (RAAE))، و R-square است. زمانی بیشترین انطباق بین شبه مدل و مدل اصلی فراهم می شود که مقدار R-square به یک و سایر خطاها به صفر میل کنند. این معیارها با استفاده از معادلات (۱۳-۱۷) فرمول سازی شده اند.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N^T} (y_i - \hat{y}_i)^2}{N^T}} \quad (13)$$

$$MADE = \max |y_i - \hat{y}_i|, i = 1, \dots, N^T \quad (14)$$

$$RMAE = \frac{MADE}{STD} \quad (15)$$

$$RAAE = \frac{\sum_{i=1}^{N^T} |y_i - \hat{y}_i|}{N^T \times STD} \quad (16)$$

$$Rsquare = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{N^T} (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{N^T} (y_i - \bar{y})^2} \quad (17)$$

که در اینجا تعداد N^T نقطه نمونه برای تست دقت شبه مدل استفاده شده که در این مقاله $N^T = 25$ در نظر گرفته شده است. y_i و \hat{y}_i بترتیب پاسخ-های مدل سیالاتی دقت بالا و شبه مدل در نقاط نمونه تست هستند و \bar{y}

ماخ) باید در ضریب پسا و برای ابرفویل بررسی شود، پنج متغیر برای تولید نقاط نمونه در نظر گرفته می شود. برای ساختن شبه مدل نیاز است تا مدل آیرودینامیکی دقت بالا که در بخش مدل دقت بالا ارائه شد، در نقاط نمونه طراحی آزمایش اجرا شود. نتایج این شبیه سازی در بخش بعدی مورد استفاده قرار گرفته است.

تابع شبه مدل

انتخاب یک تابع دقیق برای شبه مدل که بتواند ویژگی های اساسی مدل سیالاتی دقت بالا را در برگیرد، گام بعدی در ساخت شبه مدل است. میزان غیرخطی بودن مدل اصلی، تاثیر بسزایی در انتخاب تابع شبه مدل دارد. رایج ترین راهکار برای ساخت شبه مدل، استفاده از توابع چندجمله ای است. مزیت این توابع، سهولت بکارگیری و تنظیم دقت از طریق تغییر درجه چندجمله ای است. برای اطمینان از دقت شبه مدل ساخته شده، در این مقاله، از چندجمله ای درجه سه استفاده شده که در رابطه (۳) نشان داده شده است.

$$f(x) = a_0 + \sum_{i=1}^n a_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^i a_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i a_{ijk} x_i x_j x_k \quad (3)$$

که در اینجا، n بیانگر درجه چندجمله ای است. در این مقاله $n=3$ در نظر گرفته شده که معادل چندجمله ای درجه سوم است. فرم ماتریسی معادله اخیر با استفاده از رابطه (۴) بیان می شود.

$$f(x) = p^T(x) a \quad (4)$$

که در اینجا، $p_{m \times l}$ ماتریس چندجمله ای و $a_{m \times l}$ ماتریس ضرایب است. m تعداد جملات چندجمله ای بوده و T بیانگر ترانهاده ماتریس است. ضریب a در رابطه (۴) مجهول بوده و در ادامه از روش حداقل مربعات متحرک برای محاسبه آن استفاده شده است.

روش حداقل مربعات متحرک (MLSM):

در میان روش های مختلفی که برای ساخت شبه مدل استفاده می شوند، روش حداقل مربعات متحرک بدلیل کارایی و دقت بالا، کاربرد وسیعی دارد. این روش که اولین بار در حل مسائل اجزا محدود بدون مش مورد استفاده قرار گرفت [۱۵]، برگرفته از روش حداقل مربعات است، با این تفاوت که یک تابع وزنی در نظر گرفته شده است که مقدار آن در هر نقطه بروز رسانی می شود و از این طریق، موجب کنترل تاثیر سایر نقاط در برازش (Fitting) مدل در هر نقطه می شود. با توجه به بکارگیری تابع وزنی، ماتریس a در روش حداقل مربعات متحرک تابعی از نقاط نمونه است. بنابراین رابطه (۴) با استفاده از رابطه (۵) جایگزین می شود.

$$f(x) = p^T(x) a(x) \quad (5)$$

برای دستیابی به بهترین برازش، لازم است تا تابع خطای حداقل مربعات، که در معادله (۶) آورده شده است، کمینه شود.

$$E(x) = \sum_{i=1}^N W(|x-x_i|) (p^T(x_i) a(x_i) - y_i)^2 \quad (6)$$

که در اینجا، $E(\cdot)$ تابع خطای حداقل مربعات، $W(\cdot)$ تابع وزنی و y_i مقدار مدل سیالاتی اصلی در N نقطه نمونه طراحی آزمایش است. $d_i = |x-x_i|$ فاصله اقلیدسی بین x_i و سایر نقاط نمونه است.

با کمینه کردن مقدار $E(x)$ در رابطه (۶)، ماتریس ضرایب تابع شبه مدل در هر نقطه از معادله (۷) حاصل می شود.

$$a(x) = A^{-1}(x) B(x) y \quad (7)$$

که در اینجا، $A_{m \times m}$ و $B_{m \times N}$ با استفاده از معادلات (۸-۹) بیان می شوند.

$$A = V^T W V \quad (8)$$

میانگین پاسخ مدل دقت بالا است. STD انحراف معیار استاندارد پاسخ‌های مدل دقت بالا است و به صورت $STD = \sqrt{(1/N^T) \sum_{i=1}^{N^T} (y_i - \bar{y})^2}$ تعریف می‌شود.

معیارهای اعتبارسنجی که در معادلات (۱۳-۱۷) آورده شده، با استفاده از ۵۰، ۷۵، ۱۰۰ و ۱۲۵ نقطه محاسبه شده و برای ضریب پسا و ضریب برآ بترتیب در جدول ۳ و ۴ آورده شده است.

جدول ۳- اعتبارسنجی ضریب پسا

معیار خطا	نقطه ۵۰	نقطه ۷۵	نقطه ۱۰۰	نقطه ۱۲۵
RMSE ($\times 10^{-3}$)	۳/۵۹۸	۱/۴۰۵	۱/۵۱۰	۱/۲۷۹
MADE ($\times 10^{-3}$)	۱۴/۶۶۲	۳/۵۴۲	۳/۳۶۷	۲/۰۵۳
RMAE ($\times 10^{-1}$)	۱۲/۴۰۲	۲/۹۹۶	۲/۸۴۸	۲/۵۸۳
RAAE ($\times 10^{-3}$)	۱۸/۵۸۷	۹/۳۰۱	۹/۴۵۳	۷/۹۲۵
R-square ($\times 10^{-1}$)	۹/۰۷۳	۹/۸۵۹	۹/۸۳۷	۹/۸۸۳

جدول ۴- اعتبارسنجی ضریب برآ

معیار خطا	نقطه ۵۰	نقطه ۷۵	نقطه ۱۰۰
RMSE ($\times 10^{-3}$)	۷/۳۵۶	۲/۶۲۳	۲/۲۳۹
MADE ($\times 10^{-3}$)	۳۲/۱۰۲	۶/۹۶۰	۵/۴۱۴
RMAE ($\times 10^{-1}$)	۶/۴۱۵	۱/۳۹۱	۱/۰۸۲
RAAE ($\times 10^{-3}$)	۷/۳۰۵	۴/۱۵۶	۳/۴۸۷
R-square ($\times 10^{-1}$)	۹/۷۸۴	۹/۹۷۲	۹/۹۸۰

بر اساس نتایج بدست آمده در جدول ۳ و ۴، برای استخراج ضرایب پسا و برآ، بترتیب از شبه مدل‌هایی با ۱۲۵ و ۱۰۰ نقطه نمونه طراحی آزمایش استفاده شده است. هر چه تعداد نقاط نمونه کمتری استفاده شود، هزینه محاسباتی شبه مدل کمتر خواهد بود، ولی در عین حال، شبه مدل مورد نظر باید از دقت قابل قبولی برخوردار باشد.

شبه مدلی که در این بخش ساخته شده، در ادامه، در فرآیند بهینه‌سازی به جای مدل سیالاتی دقت بالا مورد استفاده قرار گرفته است.

بهینه‌سازی هندسی آیرودینامیکی

در این قسمت بهینه‌سازی هندسی آیرودینامیکی ایرفویل دوبعدی مد نظر قرار گرفته است. از آنجایی که هدف از ارائه روش حداقل مربعات متحرک، کاهش هزینه محاسباتی است، برای مقایسه نتایج، ابتدا بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا اجرا شده و سپس بهینه‌سازی بر مبنای شبه مدل پیاده‌سازی شده است.

بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا

برای پیاده‌سازی بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا، از روابط (۱-۲) استفاده شده است. مقدار C_L^0 هم مطابق با تحلیل‌های بخش مدل دقت بالا، برابر $5/123 \times 10^{-1}$ در نظر گرفته شده است. در بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا، ضرایب پسا و برآ که در روابط (۱-۲) آورده شده است، با استفاده از مدل دقت بالایی که در بخش مدل دقت بالا ایجاد شد، محاسبه می‌شود. در این صورت لازم است تا الگوریتم بهینه‌سازی برای محاسبه مقادیر تابع هدف و قیود، در هر تکرار، کد ژورنال ساخته شده برای تحلیل سیالاتی را فراخوانی نماید که خود موجب افزایش هزینه محاسباتی می‌شود.

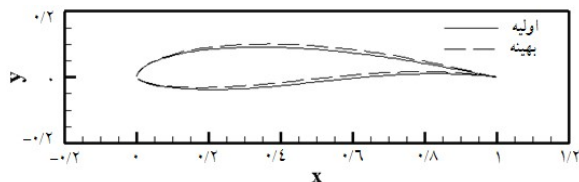
در این مقاله از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده شده است و پارامترهای آن به گونه‌ای تنظیم شده‌اند که سرعت و دقت همگرایی آن افزایش یابد.

نتایج بهینه‌سازی بر پایه شبه مدل در جدول ۵ نشان داده شده است. مطابق نتایج بدست آمده در جدول ۵، در صورتی که هدف، کمینه‌سازی نسبت ضریب پسا به برآ باشد، متغیرهای طراحی به گونه‌ای تغییر می‌کنند که طول خمیدگی (Chamber) ایرفویل افزایش یابد. شکل ۵، ایرفویل بهینه این فرمول‌سازی را نشان می‌دهد. همچنین با پیاده‌سازی بهینه‌سازی مطابق با فرمول‌سازی (۲)، متغیرهای طراحی در جهتی تغییر می‌کنند که به ازای ضریب برآ مشخص، ایرفویل نازکتری حاصل شود. ایرفویل بهینه حاصل از این فرمول‌سازی در شکل ۶ آورده شده است.

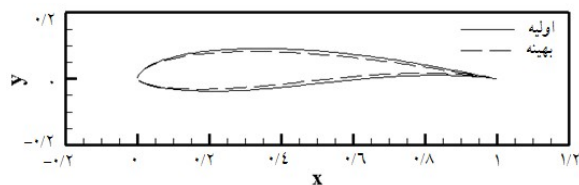
مهمترین نتیجه جدول ۵ که در این مقاله مد نظر قرار گرفته است، زمان اجرای محاسبات است. مطابق نتایج بدست آمده، هزینه محاسباتی بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا حدود ۱۸۰ ساعت است، این در حالی است که در این مقاله مدل دوبعدی ایرفویل مد نظر قرار گرفته است و در صورت پیچیده‌تر شدن مدل، زمان محاسبات به مراتب بیشتر خواهد شد. در قسمت برای کاهش هزینه محاسباتی، مدل دقت بالا با استفاده از شبه مدل که در بخش قبل ساخته شد، جایگزین شده است.

جدول ۵- نتایج بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا

نتایج	بهینه‌سازی با رابطه (۱)	بهینه‌سازی با رابطه (۲)
X_1	۰/۰۱	-۰/۰۱
X_2	۰/۰۱	۰/۰۱
X_3	.	.
مقدار تابع هدف	$1/132 \times 10^{-2}$	$6/693 \times 10^{-2}$
مقدار قید	--	.
تعداد فراخوانی تابع هدف	۸۱۲۵	۸۱۲۵
زمان اجرا (ساعت) \approx	۱۸۰	۱۸۰



شکل ۵- ایرفویل بهینه مطابق با رابطه (۱)



شکل ۶- ایرفویل بهینه مطابق با رابطه (۲)

بهینه‌سازی بر مبنای شبه مدل

برای پیاده‌سازی بهینه‌سازی بر پایه شبه مدل، معادلات (۱-۲) با استفاده از روابط (۱۸-۱۹) بازنویسی می‌شوند.

$$\min_{\vec{X}} \frac{\hat{C}_D(\vec{X}, M, h)}{\hat{C}_L(\vec{X}, M, h)} \quad (18)$$

$$\vec{X}^{lb} \leq \vec{X} \leq \vec{X}^{ub}$$

$$\min_{\vec{X}} \hat{C}_D(\vec{X}, M, h)$$

$$s.t. : \frac{C_L^0}{\hat{C}_L(\vec{X}, M, h)} - 1 \leq 0 \quad (19)$$

$$\vec{X}^{lb} \leq \vec{X} \leq \vec{X}^{ub}$$

در این مقاله مشخص می‌شود که این روش پتانسیل بالایی برای ارتقاء فرآیند بهینه‌سازی در طراحی‌های پیچیده آیرودینامیکی دارد و پیشنهاد می‌شود در تحقیقات آتی از این روش برای بهینه‌سازی ایرفویل سه‌بعدی با استفاده از داده‌های تجربی (مانند داده‌های تونل باد) استفاده شود.

مراجع

1. Y. Tenne, K. Izui, and S. Nishiwaki, Handling undefined vectors in expensive optimization problems, *Applications of Evolutionary Computation, Lecture Notes in Computer Science, Springer*, Vol. 6024, pp. 582–591, 2010.
2. A.F.P. Ribeiro, A.M. Awruch, H.M. Gomes, An airfoil optimization technique for wind turbines, *Journal of Applied Mathematical Modeling* Vol. 36, pp. 4898–4907, 2012.
3. A. Younis, A. Safari, G.G. Wang, H.G. Lemu, Z. Dong, Shape Optimization of Typical Heavy-duty Gas Turbine Compressor Airfoil using Metamodel-based Algorithm, *10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, Orlando, Florida, USA, 2013.
4. E.R. Da Silva, N.M. Filho, R.G. Ramirez Camacho, Optimal Design of Axial Hydraulic Turbine using Global Optimization Techniques Based on Metamodel Construction and Computational Fluid Dynamics (CFD), *21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering*, Natal, Brazil, 2011.
5. R. F. Coelho, P. Breitkopf and C. Knopf-Lenoir, Model reduction for multidisciplinary optimization - application to a 2D wing, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 37, Issue 1, pp. 29-48, 2008.
6. D. Jones, M. Schonlau and W. Welch, Expensive global optimization of expensive black-box functions, *Journal of Global Optimization*, Vol. 13, pp. 455–92, 1998.
7. R. Jin, X. Du, and W. Chen, the Use of Metamodeling Techniques for Optimization under Uncertainty, *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*. Vol. 25, No. 2, pp. 99–116, 2003.
8. J. Laurenceau and P. Sagaut, building efficient response surface of aerodynamic functions with Kriging and CoKriging, *AIJA Journal*, Vol. 46, No. 2, pp. 498-507, 2008.
9. K. Mehrotra, C. Mohan, and S. Ranka, Elements of Artificial Neural Networks, Boston: MIT Press, 1997.
10. W.Su, Y.Zho and Z.Gao, Preliminary Aerodynamic Shape Optimization using Genetic Algorithm and Neural Networks, *AIJA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, Virginia, USA, 2006.
11. مهمانی، علی، کاربرد روش‌های شبه مدل در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه‌نصیر، تهران، ایران، ۱۳۸۹.
12. Specification of ASK-21, Alexander Schleicher GmbH & Co, Accessed 26 June 2014; http://www.alexander-schleicher.de/index_e.htm
13. D.C. Montgomery. *Design and analysis of experiment*. pp. New York: Wiley, 1997.
14. P. Audze, V. Eglais, New approach for planning out of experiments. *Problems of Dynamics and Strengths*, Vol. 35, pp. 104-107, 1977. (In Russian)
15. T.J. Litzka, an Interpolation Method for an Irregular Net of Nodes. *International Journal of Numerical Method in Engineering*, Vol. 20, pp. 1599-1612, 1984.
16. T. Most, C. Bucher, New concepts for moving least squares: An interpolating non-singular weighting function and weighted nodal least squares. *Journal of Engineering Analysis with Bound Elements*, Vol. 32, pp. 461–70, 2008.

که در اینجا، \hat{C}_L و \hat{C}_D بترتیب مقادیر ضرایب پسا و برآ بدست آمده از شبه مدل است.

در فرمول‌سازی اخیر، مدل دقت بالای سیالاتی با استفاده از شبه مدل جایگزین شده است. بنابراین الگوریتم بهینه‌سازی، در هر تکرار، متغیرهای هندسی جدیدی تولید می‌کند که برای محاسبه مقادیر ضریب پسا و برآ، در شبه مدل مورد استفاده قرار می‌گیرند و این روند تا رسیدن به نقطه بهینه ادامه پیدا می‌کند. نتایج بهینه‌سازی بر مبنای شبه‌سازی در جدول ۶ آورده شده است.

مطابق نتایج بدست آمده در جدول ۶، مقادیر متغیرهای طراحی و تابع هدف با دقت بسیار خوبی مشابه نتایج بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت مناسب است و این امر نشان دهنده دقت بالای شبه مدل ساخته شده است.

همچنین نتایج جدول ۶ نشان می‌دهد که زمان اجرای محاسبات بشدت کاهش یافته است، به طوری که برای اجرای بهینه‌سازی بر مبنای مدل دقت بالا، مطابق جدول (۵)، حدود ۱۸۰ ساعت زمان لازم است و با اجرای بهینه‌سازی بر پایه شبه مدل، این زمان تا حدود ۴۲۰ ثانیه کاهش یافته است. این در حالی است که زمان لازم برای یکبار محاسبه ضرایب پسا و برآ با استفاده از مدل سیالاتی دقت بالا، مطابق نتایج بخش‌های قبل، حدود ۸۱ ثانیه است. بنابراین بکارگیری روش حداقل مربعات متحرک در شبه‌مدل موجب می‌شود که زمان هر بار اجرای تابع هدف و قیود کاهش یافته و از این طریق فرآیند بهینه‌سازی سریع‌تر و در مدت زمان بسیار کمتری همگرا شود. کاهش زمان محاسبات زمانی ارزش بیشتری پیدا می‌کند که امکان توقف کد تحلیل سیالاتی در طی اجرای بهینه‌سازی هم در نظر گرفته شود.

یکی دیگر از نتایج جدول ۶، تعداد فراخوانی‌های کمتر تابع هدف در بهینه‌سازی بر مبنای شبه مدل است که می‌توان آن را با استفاده از نوبز عددی کمتر شبه مدل نسبت به مدل سیالاتی دقت بالا توجیه نمود.

جدول ۶- نتایج بهینه‌سازی بر مبنای شبه مدل

نتایج	بهینه‌سازی با رابطه (۱۸)	بهینه‌سازی با رابطه (۱۹)
X_1	۰/۰۱	-۰/۰۱
X_2	۰/۰۱	۰/۰۱
X_3	.	.
مقدار تابع هدف	$۱/۱۷۴ \times ۱۰^{-۲}$	$۶/۷۱۹ \times ۱۰^{-۲}$
مقدار قید	—	.
تعداد فراخوانی تابع هدف	۷۳۴۵	۷۳۴۵
زمان اجرا (ثانیه)	۴۲۱/۷۹	۴۱۷/۰۰

نتیجه‌گیری

در این مقاله یک روش کارآمد برای بهینه‌سازی هندسی ایرفویل بر پایه شبه مدل و با استفاده از روش حداقل مربعات متحرک ارائه شد. نتایج بدست آمده در این مقاله (جدول ۵-۶) نشان می‌دهد که استفاده از شبه مدل به جای مدل سیالاتی دقت بالا در ایرفویل، موجب کاهش شدید هزینه محاسباتی می‌شود. از نقطه نظر دقت نیز، تطبیق بسیار مناسبی بین مدل سیالاتی دقت بالا و نتایج حاصل از روش حداقل مربعات متحرک حاصل شده است (جدول ۳-۴). با بکارگیری شبه مدل، نوبز محاسباتی که معمولاً در نرم‌افزارهای محاسباتی وجود دارد از بین رفته و از این طریق همگرایی بهینه‌سازی تسریع می‌شود. همچنین روش حداقل مربعات متحرک این قابلیت را در اختیار کاربر قرار می‌دهد که شبه مدلی با دقت دلخواه، برای کاربردهای مختلف ایجاد نماید. بر اساس نتایج بدست آمده

SID



سرویس های
ویژه



سرویس ترجمه
تخصصی



کارگاه های
آموزشی



بلاگ
مرکز اطلاعات علمی



عضویت در
خبرنامه



فیلم های
آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛
شبکه های توجه گرافی
(Graph Attention Networks)



کارگاه آنلاین آموزش استفاده از
وب آوساینس



کارگاه آنلاین مقاله روزمره انگلیسی