

****

**عنوان:**

بهینه سازی ایرفویل دوبعدی با استفاده از روش پارامترسازی CST و الگوریتم بهینه سازی PSO و استفاده از حلگر غیرلزج

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **نویسندگان** | حمید مرادتبریزی |  |
| **تاریخ تنظیم سند** | 25/07/1395 | |
| **شناسه سند** |  | |

**فهرست مطالب**

[فصل 1- راهنمای کاربری 1](#_Toc512689666)

[1-1- فایل ورودی 2](#_Toc512689667)

[1-2- اجرای برنامه 2](#_Toc512689668)

[1-3- فایل های خروجی 3](#_Toc512689669)

[1-4- توانایی‌ها و محدودیت‌ها 3](#_Toc512689670)

[فصل 2- اعتبارسنجی نتایج 4](#_Toc512689671)

[فصل 3- تئوری و الگوریتم 6](#_Toc512689672)

[3-1- بهینه‌سازی ایرفویل NACA0012 6](#_Toc512689673)

[3-2- بهینه‌سازی ایرفویل S809 12](#_Toc512689674)

[فصل 4- پیاده‌سازی و زیربرنامه‌های مورد استفاده 16](#_Toc512689675)

**چکیده:**

ایرفویل مقطعی است دو‌بعدی که در هندسه‌هایی نظیر بال هواپیما، پره‌های بالگرد و پره‌های توربین‌ بادی یا گازی استفاده می‌گردد. برای یک بالگرد و یا یک توربین بادی مشخص، شکل ایرفویل های استفاده‌شده در پره آن‌ها بیشترین نقش را در عملکرد و بازده آئرودینامیکی آن‌ها ایفا می‌کند. بنابراین طراحی بهینه هندسه ایرفویل جهت ایجاد عملکردی باراندمان بالاتر اجتناب‌ناپذیر است. در این راستا برای رسیدن به یک هندسه مناسب برای ایرفویل نیازمند اجرای یک فرآیند بهینه‌سازی هستیم. در این پروژه فرآیند کامل بهینه‌سازی یک ایرفویل از ابتدا تا انتها پیاده‌سازی شده است. اولین گام در این راستا و یکی از مهم‌ترین چالش‌ها در مقوله طراحی و بهینه‌سازی شکل ایرفویل و به‌تبع آن شکل پره اجسام هوافضایی، آن است که بتوان شکل ایرفویل را با استفاده از مناسب‌ترین پارامترها و تابع‌های صریح یا غیرصریح توصیف کرد. در این پروژه یک روش پارامتری سازی ایدئال باید بتواند هم‌سطح انعطاف‌پذیری بالایی داشته باشد و هم درعین‌حال تا حد ممکن تعداد متغیرهای طراحی را کاهش دهد و به‌علاوه ازلحاظ فیزیکی نیز متغیرهای بامعنی و قابل‌درکی داشته باشد. بنابراین یک شیوه جدید که روش انتقال تابع کلاس/ تابع شکل نامیده می‌شود مورداستفاده قرارگرفته است. همچنین از روش الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی استفاده‌شده است که یکی از کاراترین روش‌ها و مناسب‌ترین آن‌ها برای بهینه‌سازی ایرفویل است. به‌علاوه از یک حل گر که به روش دینامیک سیالات محاسباتی با در نظر گرفتن جریان غیر لزج کار می‌کند برای محاسبه تابع هدف که همان ضرایب آئرودینامیکی ایرفویل هستند استفاده‌شده است. این فرآیند بهینه‌سازی برای چندین ایرفویل پرکاربرد در توربین­های بادی و پره بالگردها در شرایط متناسب با آن‌ها صورت گرفته و نتایج هندسه بهینه‌شده و اولیه باهم مقایسه شده‌اند.

**کلمات کلیدی:** بهینه‌سازی ایرفویل، پارامتری سازی به روش CST، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات.

# راهنمای کاربری

ایرفویل مقطعی است دو‌بعدی که در هندسه‌هایی نظیر بال هواپیما، پره‌های بالگرد و پره‌های توربین‌ بادی یا گازی استفاده می‌گردد. درواقع نیروهای آئرودینامیکی ایجادشده در انواع اجسام هوافضایی ازجمله بالگرد و همچنین توربین‌های بادی، به‌عنوان یک مولد انرژی پاک در حال گسترش، حاصل گذر جریان هوا از پره‌ها با سطح مقطع‌هایی به شکل ایرفویل هستند؛ درنتیجه برای یک بالگرد و یا یک توربین بادی مشخص، شکل ایرفویل های استفاده‌شده در پره آن‌ها بیشترین نقش را در عملکرد و بازده آئرودینامیکی آن‌ها ایفا می‌کند. بنابراین طراحی بهینه هندسه ایرفویل جهت ایجاد عملکردی باراندمان بالاتر اجتناب‌ناپذیر است. در سال‌های اخیر با پیشرفت دانش دینامیک سیالات محاسباتی و به مدد توسعه الگوریتم‌های بهینه‌سازی با صرف وقت و هزینه‌ی کمتر امکان طراحی ایرفویل‌ها با ضرایب آئرودینامیکی بهتر محقق شده است و تحقیقات زیادی در این راستا صورت می‌پذیرد. در این طرح، بهینه‌سازی هندسه سطح مقطع پره‌های بالگرد و یا توربین بادی یعنی یک ایرفویل انجام‌گرفته است؛ به‌نحوی‌که به بیشترین کارایی آئرودینامیکی دست‌یافت. بنابراین یافتن هندسه ایرفویل مناسب برای شرایط و یا بالگردها و یا توربین‌های جدید در حال طراحی و ساخت و مهم‌تر از همه ارائه روند طراحی هندسه بهینه از اهداف این طرح هست. با بهبود کارایی آئرودینامیکی پره‌های بالگرد نیروی پیشران (تِراست) به نیروی پسا (درگ) افزایش پیدا می‌کند و درنتیجه می‌توان به‌سرعت بالاتر رسید و یا از موتور سبک‌تر استفاده کرد و همچنین مصرف سوخت بالگرد کاهش می‌یابد و درنتیجه بالگرد برای مسافت‌های طولانی‌تر عملیاتی مورداستفاده قرار خواهد گرفت. همچنین ضریب توان تولیدی توربین بادی افزایش پیدا می‌کند و از هزینه‌های تولید انرژی کاسته می‌گردد. در ادامه جزئیات پروژه شرح داده می‌شود:

برای رسیدن به یک هندسه مناسب برای ایرفویل نیازمند اجرای یک فرآیند بهینه‌سازی هستیم. هر فرآیند بهینه‌سازی شامل چهار بخش اصلی است: 1- اطلاعات اولیه و تعیین پارامترهای متغیر 2- تابع هدف 3- یک حل گر برای محاسبه تابع هدف با استفاده از اطلاعات موجود 4- الگوریتم بهینه‌سازی.

برای این‌که بتوان در طی فرآیند بهینه‌سازی هندسه اولیه را تغییر داد و هندسه‌های جدیدی را ساخت نیاز است که ابتدا هندسه ایرفویل را به‌صورت پارامتری به دست آورد. ازآنجاکه شکل ایرفویل شکل بسیار پیچیده ایست و در فرآیند پارامتری کردن باید تمام خواص آن به‌طور کاملاً دقیق حفظ‌شده و پارامتری شوند باید از روشی دقیق و البته پیچیده استفاده کرد. در این پروژه از روش انتقال تابع کلاس/تابع شکل Class function/Shape function Transportation (CST) استفاده‌شده است. در ادامه اطلاعات و تنظیمات موردنیاز برای اجرای این برنامه و همچنین خروجی آن را می‌توان به‌صورت زیر دسته‌بندی نمود:

## فایل ورودی

ورودی این برنامه یک فایل حاوی اطلاعات شبکه محاسباتی حول ایرفویل موردنظر به نام Mesh.GID هست که ساختار آن در مستندات زیر برنامه Read\_2DMesh به‌طور کامل گفته‌شده است و باید برای اجرای برنامه تهیه‌شده و در پوشه حاوی برنامه اصلی قرار داده شود. . ازآنجاکه در کد حل گر CFD و درروند بهینه‌سازی و تغییر شبکه‌بندی تمام اطلاعات بر پایه اضلاع و شماره نقاط هستند و درنتیجه لازم است که پارامتر سازی نیز بر همین اساس انجام پذیرد؛ بنابراین در این برنامه ابتدا اضلاع و نقاط مرزی شبکه که بر روی ایرفویل قرارگرفته‌اند مشخص‌شده و تعداد و مختصات و شماره نقاط تشکیل‌دهنده بخش بالایی و پایینی ایرفویل موردنظر به‌صورت جداگانه تعیین‌شده و سپس تابع شکل متناظر با هندسه ایرفویل ساخته می‌شود. پس‌ازاینکه تابع شکل به دست آمد نیاز است که به‌صورت یک تابع ریاضی که درواقع یک‌چند جمله‌ای بِرن اشتاین خواهد بود پارامتری سازی شود بنابراین مرتبه چندجمله‌ای نیز به‌عنوان ورودی برنامه باید مدنظر قرار گیرد. یک فایل به نام CST\_Parameters.txt که شامل شماره ناحیه مربوط به ناحیه‌های بالایی و پایینی ایرفویل در فایل Mesh.GID (توجه شود که در هنگام تولید شبکه باید سطح بالایی و پایینی ایرفویل هرکدام یک بخش جداگانه باشد وگرنه برنامه دچار خطا می‌شود) و همچنین مرتبه دلخواه چندجمله‌ای برای پارامتری سازی است که این فایل نیز پس از مشخص نمودن مرتبه موردنظر باید برای اجرای برنامه در پوشه حاوی برنامه اصلی قرار داده شود. علاوه بر فایل­های ذکرشده یک فایل به نام Setting.txt که حاوی اطلاعات جریان ازجمله عدد ماخ، زاویه حمله و اطلاعات مربوط به همگرایی و متغیرهای دیگر مربوط به کد حل گر یا ساب روتین Solver می­باشد نیز باید در پوشه حاوی برنامه اصلی قرار داده شود.

## اجرای برنامه

این برنامه با استفاده از زبان برنامه‌نویسی فرترن تدوین و از کامپایلر Compaq Visual Fortran 90 استفاده‌شده است.

## فایل های خروجی

پس از اجرای این برنامه فایل‌هایی به نام‌های Contours.Plt ، Cp.plt به‌عنوان خروجی‌های برنامه که حاوی اطلاعات آئرودینامیکی جریان حول ایرفویل بهینه به‌دست‌آمده و نمودار ضریب توان آن می‌باشند تولید می‌شوند. همچنین تمامی ضرایب شکل مربوط به‌تمامی ذرات درروش PSO و ضریب اینرسی، در تمام تکرارها به‌علاوه هندسه بهترین نقطه به‌دست‌آمده ذخیره در یک فایل خروجی به نام Check.dat ذخیره می‌گردد. به‌علاوه اینکه مقدار تابع هدف برای تمامی ذرات ایجادشده در و در هر تکرار نیز برای نمایش روند همگرایی الگوریتم بهینه‌سازی در فایلی به نام Converge Check.dat ذخیره می‌شود. هندسه نهایی در نهایت در فایلی به نام OptimizedShape.dat ذخیره خواهد شد.

## توانایی‌ها و محدودیت‌ها

این برنامه تنها برای ایرفویل های یک المانه کاربرد دارد. همچنین باید سطح بالایی و پایینی ایرفویل دو بخش جداگانه در فایل شبکه بوده و ترتیب ذخیره اضلاع تشکیل دهنده سطح بالایی و پایینی ایرفویل بگونه ای باشد که اولین ضله یک ناحیه در لبه حمله قرار داشته باشد و آخرین آن در لبه فرار.

# تئوری و الگوریتم

ایرفویل مقطعی است دو‌بعدی که در هندسه‌هایی نظیر بال هواپیما، پره‌های بالگرد و پره‌های توربین‌ بادی یا گازی استفاده می‌گردد. درواقع نیروهای آئرودینامیکی ایجادشده در انواع اجسام هوافضایی ازجمله بالگرد و همچنین توربین‌های بادی، به‌عنوان یک مولد انرژی پاک در حال گسترش، حاصل گذر جریان هوا از پره‌ها با سطح مقطع‌هایی به شکل ایرفویل هستند؛ درنتیجه برای یک بالگرد و یا یک توربین بادی مشخص، شکل ایرفویل های استفاده‌شده در پره آن‌ها بیشترین نقش را در عملکرد و بازده آئرودینامیکی آن‌ها ایفا می‌کند. بنابراین طراحی بهینه هندسه ایرفویل جهت ایجاد عملکردی باراندمان بالاتر اجتناب‌ناپذیر است. در سال‌های اخیر با پیشرفت دانش دینامیک سیالات محاسباتی و به مدد توسعه الگوریتم‌های بهینه‌سازی با صرف وقت و هزینه‌ی کمتر امکان طراحی ایرفویل‌ها با ضرایب آئرودینامیکی بهتر محقق شده است و تحقیقات زیادی در این راستا صورت می‌پذیرد. برای رسیدن به یک هندسه مناسب برای ایرفویل نیازمند اجرای یک فرآیند بهینه‌سازی هستیم. هر فرآیند بهینه‌سازی شامل چهار بخش اصلی است: 1- اطلاعات اولیه و تعیین پارامترهای متغیر 2- تابع هدف 3- یک حل گر برای محاسبه تابع هدف با استفاده از اطلاعات موجود 4- الگوریتم بهینه‌سازی.

برای این‌که بتوان در طی فرآیند بهینه‌سازی هندسه اولیه را تغییر داد و هندسه‌های جدیدی را ساخت نیاز است که ابتدا هندسه ایرفویل را به‌صورت پارامتری به دست آورد. ازآنجاکه شکل ایرفویل شکل بسیار پیچیده ایست و در فرآیند پارامتری کردن باید تمام خواص آن به‌طور کاملاً دقیق حفظ‌شده و پارامتری شوند باید از روشی دقیق و البته پیچیده استفاده کرد. (در این پروژه از روش انتقال تابع کلاس/تابع شکل [[1]](#footnote-1)CST استفاده می‌شود.

همان‌طور که در فصول بعد به‌طور کامل توضیح داده خواهد شد، ازآنجاکه در برنامه نوشته‌شده برای پارامتری سازی شکل ایرفویل از روش CST استفاده‌شده است، درنتیجه هیچ محدودیتی در شکل و نوع ایرفویل ورودی ازجمله ضخامت و یا فرا بحرانی[[2]](#footnote-2) بودن آن ندارد و برای تمام ایرفویل های با لبه حمله گِرد قابل‌استفاده است. (حتی می‌توان با تغییر تابع کلاس شکل‌های مختلف دیگر را نیز پارامتری سازی نمود.) در ضمن دقت پارامتری سازی بسیار بالاست و به‌خوبی تمام ظرایف و نقاط مهم هندسه ایرفویل را در نظر می‌گیرد که این موضوع باعث دقت حل جریان حول ایرفویل و همچنین دقت شبکه‌بندی حول آن می­شود. به‌علاوه کم بودن و قابلیت انعطاف‌پذیری متغیرها در این روش، برای استفاده در فرآیند بهینه‌سازی کاملاً مناسب است و همچنین کنترل بالایی بر شکل ایرفویل حین بهینه‌سازی وجود دارد به‌طوری‌که شکل­های غیر موزون و اشتباه در ایرفویل های جدید ساخته‌شده ایجاد نمی‌شود (به‌خصوص در نقاط لبه حمله و لبه فرار) و درنتیجه تغییر فضای شبکه‌بندی و به‌تبع آن حل جریان حول هندسه تغییریافته به بینهایت و یا اعداد غیرقابل‌قبول سوق پیدا نمی‌کند. به‌عبارت‌دیگر در این کد پایداری عددی نیز بسیار بالاست. به علاوه این برنامه طوری نوشته‌شده است که تنها با تغییر تابع هدف و تعداد متغیرها، برای هر تابع هدف و هر تعداد متغیری، بدون اعمال هیچ‌گونه تغییری در کلیت برنامه بهینه‌سازی به بهترین نحو انجام شود. البته واضح است که قیدهای در نظر گرفته‌شده و همچنین ضرایب مربوطه درروش ازدحام ذرات باید با توجه به مسئله تغییر یابند.

پس از پارامتری شدن هندسه نوبت به حل جریان حول ایرفویل و محاسبه ضرایب آئرودینامیکی می‌رسد. در این پروژه در هر تکرار فرآیند بهینه‌سازی، شبکه‌بندی حول هندسه جدید توسط یک کدمتحرک سازی شبکه[[3]](#footnote-3) به‌روزرسانی شده و با حل معادلات اساسی جریان سیال توسط یک کد حل گر نوشته‌شده به روش دینامیک سیالات محاسباتی(CFD) با در نظر گرفتن جریان غیر لزج ، جواب نهایی با خواسته‌های مسئله مقایسه می‌گردد تا به هندسه دلخواه برسیم. در آخر با توجه به تعداد زیاد متغیرهای مربوط به بهینه‌سازی ایرفویل و نیز طبیعت مسائل مربوط به آن از یکی از قدرتمندترین الگوریتم‌های تکاملی یعنی الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات یا [[4]](#footnote-4)PSO استفاده‌شده است. به این صورت که در ابتدا چند ذره که در اینجا ضرایب شکل یک ایرفویل هستند ایجاد می‌کند و با توجه به تابع هدف این دسته را به سمت نقطه بهینه حرکت می‌دهد تا به‌شرط همگرایی برسیم.

# اعتبارسنجی نتایج

در این بخش نتایج بهینه‌سازی چند نمونه از ایرفویل­های پرکاربرد در توربین‌های بادی و همچنین در پره­های بالگردها با در نظر گرفتن شرایط مربوط به آن‌ها انجام پذیرفته و نتایج ارائه‌شده است. ازجمله این ایرفویل­ها NACA0012 ، S809 هستند.

## بهینه‌سازی ایرفویل NACA0012

در این بخش ابتدا به بهینه‌سازی ایرفویل NACA0012 که در پره‌های بالگرد بسیار پرکاربرد است و همچنین یک نمونه مناسب برای اعتبارسنجی نتایج می‌باشد پرداخته‌شده است. با توجه به‌سرعت دورانی بالای پره بالگرد، در لبه‌های پره بالگرد سرعت نسبی هوای برخوردکننده به ایرفویل بسیار بالا خواهد بود. بنابراین در اینجا سرعت هوای ورودی را 0.5 ماخ در نظر گرفته‌شده است. همچنین بهینه‌سازی برای زاویه حمله 5 درجه انجام‌شده است و قید در نظر گرفته‌شده روی ضرایب تابع شکل ایرفویل اعمال‌شده است به صورتی که، با توجه به مقادیر ضرایب شکل اولیه، اندازه هیچ‌کدام از 0.25 بیشتر نشود. ‏جدول (1)(لازم به ذکر است که می‌توان با توجه به مسئله و شرایط دلخواه قیدهای مختلفی ازجمله قیود هندسی مثل ماکزیمم ضخامت ایرفویل و ... را نیز در نظر گرفت.)در رابطه با شرایط اعمال‌شده در الگوریتم بهینه‌سازی نیز باید گفت که مقدار سرعت اولیه 0.001 و سرعت ماکزیمم 0.05 در نظر گرفته‌شده است و همچنین ضریب اینرسی نیز به‌گونه‌ای در نظر گرفته‌شده است که با توجه به‌دقت نزدیک شدن به مقدار بهینه از مقدار 0.75 تا 0.1 تغییر می‌کند. مقادیر ضرایب آئرودینامیکی ایرفویل اولیه و بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف در ‏جدول (2)آمده است. همچنین ‏شکل (1)هندسه ایرفویل بهینه‌شده به‌دست‌آمده را در مقایسه با هندسه اولیه NACA0012 نشان می‌دهد. ‏شکل (2)نمودار ضریب فشار دو ایرفویل را در مقایسه با یکدیگر نمایش می‌دهد.

1. : شرایط اولیه و قیود بهینه‌سازی

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Constraint | Mach | Angle of attack |
| |Shapefunction Coeffs| <0.25 | 0.5 | 5º |

1. : مقادیر ضرایب آئرودینامیکی مربوط به ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

**Minimizing Cd/Cl:**

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| % difference | optimized | original | Coefficient |
| -18.93 | 0.423820 | 0.522833 | Cl |
| -35.94 | 0.109688 | 0.171250 | Cd |
| -20.98 | 0.258809 | 0.327542 | Cd/Cl |
| +26.55 | 3.863853 | 3.053043 | Cl/Cd |

I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\Geometry_comper_cdcl.tif

1. مقایسه هندسه ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\CP_comper_cdcl.tif

1. مقایسه نمودار ضریب فشار ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

در ادامه خصوصیات جریان ازجمله سرعت و مؤلفه‌های افقی و عمودی آن، فشار و چگالی نیز حول ایرفویل­های اولیه و بهینه‌شده با شرایط ذکرشده در بالا در اشکال زیر نمایش داده‌شده‌اند.

|  |  |
| --- | --- |
| Optimized | Original (NACA0012) |
|  |  |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\P_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\P_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\Rho_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\Rho_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\U_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\U_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\V_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cdcl\V_Original.tif |

1. مقایسه کانتورهای سرعت(ماخ)، فشار، چگالی، سرعت افقی و سرعت عمودی جریان حول ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

در ادامه و در ‏جدول (3)مقادیر ضرایب آئرودینامیکی هندسه بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف ارائه‌شده است. همچنین شکل‌های‏شکل (4)و‏شکل (5)نیز به ترتیب شکل هندسی ایرفویل جدید و نمودار ضریب فشار آن را در مقایسه با ایرفویل اولیه نشان می‌دهند. در ‏شکل (6)نیز کانتورهای سرعت(ماخ)، فشار، چگالی، سرعت افقی و سرعت عمودی جریان حول ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف مقایسه شده­اند.

1. : مقادیر ضرایب آئرودینامیکی مربوط به ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف

**Maximizing Cl:**

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| % difference | optimized | original | Coefficient |
| +60.89 | 0.841190 | 0.522833 | Cl |
| +63.62 | 0.280214 | 0.171250 | Cd |
| +1.70 | 0.333116 | 0.327542 | Cd/Cl |
| -1.67 | 3.001955 | 3.053043 | Cl/Cd |

I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\Geometry_Comper_cl.tif

1. مقایسه هندسه ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف

I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\Cp_Copmper_Cl.tif

1. مقایسه نمودار ضریب فشار ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف

|  |  |
| --- | --- |
| Optimized | Original(NACA0012) |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\Mach_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\Mach_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\P_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\P_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\RHO_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\RHO_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\U_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\U_Original.tif |
| I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\V_Optimized.tif | I:\ \Airfoils Optimization runs results\NACA0012\ok_last\comper\cl\V_Original.tif |

1. مقایسه کانتور سرعت(ماخ)، فشار، چگالی، سرعت افقی و سرعت عمودی جریان حول ایرفویل اولیه NACA0012 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cl به‌عنوان تابع هدف

## بهینه‌سازی ایرفویل S809

در این بخش نیز بهینه‌سازی بر روی ایرفویل S809 که در توربین‌های بادی به‌خصوص توربین بادی NREL phaseVI به کار می‌رود با شرایط آمده در ‏جدول (4)انجام‌شده است. نتایج حاصل از بهینه‌سازی در مقایسه با ضرایب آئرودینامیکی هندسه اولیه نیز در ‏جدول (5)ارائه‌شده است و ‏شکل (7)و‏شکل (8)نیز به ترتیب هندسه و نمودار ضریب فشار دو هندسه را نشان می­دهند. به‌علاوه به‌عنوان نمونه نمودار همگرایی ذرات در نظر گرفته‌شده در فرآیند بهینه‌سازی به روش pso نیز در ‏شکل (9)آورده شده است. ‏شکل (10)نیز کانتورهای سرعت و فشار و چگالی را در جریان حول ایرفویل های اولیه و بهینه‌شده نمایش می‌دهند.

1. : شرایط اولیه و قیود بهینه‌سازی

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| constraint | Mach | Angle of attack |
| |Shapefunction Coeffs| <0.6 | 0.5 | 5º |

1. :مقادیر ضرایب آئرودینامیکی مربوط به ایرفویل اولیه S809 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

**Minimizing Cd/Cl:**

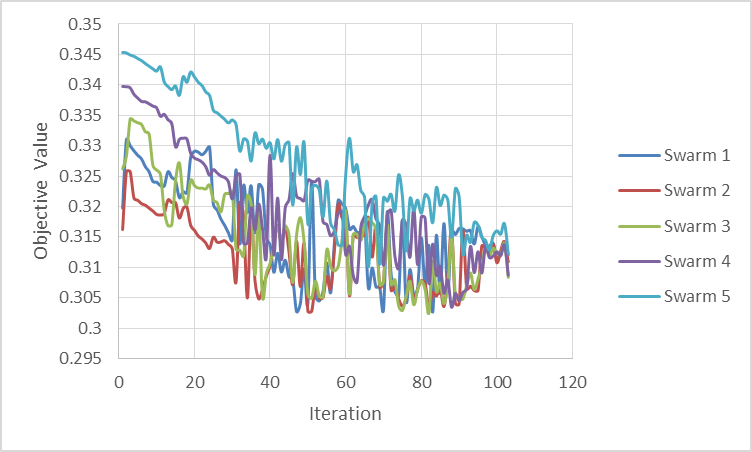
|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| % difference | optimized | original | Coefficient |
| +7.02 | 0.848552 | 0.792817 | Cl |
| +3.05 | 0.261237 | 0.253493 | Cd |
| -5.39 | 0.302502 | 0.319737 | Cd/Cl |
| +5.69 | 3.305726 | 3.127570 | Cl/Cd |

D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Geometry.tif

1. مقایسه هندسه ایرفویل اولیه S809 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Cp_comper.tif

1. مقایسه نمودار ضریب فشار ایرفویل اولیه S809 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف



1. نمودار همگرایی ذرات در فرآیند بهینه‌سازی به روش PSO

|  |  |
| --- | --- |
| Optimized | Original |
| D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Mach_Optimized.tif | D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Mach_original.tif |
| D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\P_Optimized.tif | D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\P_original.tif |
| D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Rho_Optimized.tif | D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\Rho_original.tif |
| D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\U_Optimized.tif | D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\U_original.tif |
| J:\ \S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\V_Optimized.tif | D:\MSDEV(fortran run files)\Projects\Airfoil_optimization_Khodam(last)\S809_runs\ok_last\comper\cd_cl\V_original.tif |

1. مقایسه کانتور سرعت(ماخ)، فشار، چگالی، سرعت افقی و سرعت عمودی جریان حول ایرفویل اولیه S809 و ایرفویل بهینه‌شده با در نظر گرفتن Cd/Cl به‌عنوان تابع هدف

# پیاده‌سازی و زیربرنامه‌های مورد استفاده

در ادامه زیر برنامه‌های بکار رفته برای پیاده‌سازی توضیح داده می‌شود. برای مطالعه مستندات برخی از زیر برنامه‌ها باید به مستندات آن زیر برنامه مراجعه شود.

در برنامه اصلی پس از تعریف پارامترها و آرایه­های لازم، قسمت‌های مختلف برنامه اجرا می­شود. در ادامه چگونگی پیاده شدن برنامه آورده شده است.:

1. خواندن فایل ورودی

با فراخوانی زیر برنامه Read\_2DMesh تمام اطلاعات مربوط به شبکه حول ایرفویل اولیه از کاربر گرفته می­شود. این کار برای این لازم است که در حل CFD و در روند بهینه‌سازی و تغییر شبکه‌بندی تمام اطلاعات بر پایه اضلاع و شماره نقاط هستند و درنتیجه لازم است که پارامتر سازی نیز بر همین اساس انجام پذیرد.

1. مشخص کردن تعداد نقاط ناحیه مرزی ایرفویل و مرتبه پارامتری سازی

با فراخوانی زیر برنامه Read\_CST\_Parameters تعداد نقاطی که روی بخش‌های بالایی و پایینی قرار دارند و همچنین مرتبه چندجمله‌ای بِرن اشتاین برای پارامتری سازی مشخص می‌گردند . لازم به ذکر است که این اطلاعات از فایل ورودی CST\_Parameters.txt خوانده‌شده و وارد برنامه می‌شود

1. مشخص کردن تعداد نقاط ناحیه مرزی ایرفویل

پس از مشخص شدن ناحیه مرزی وجوه و نقاط روی ایرفویل تعداد نقاط بالایی و پایینی با توجه به اطلاعات فایل Mesh.Gidمشخص می‌شوند.

1. تعیین اندازه آرایه‌های قابل‌تغییر مربوط به بخش پارامتری سازی

در این قسمت با توجه به تعداد نقاط مرزی روی بخش‌های بالایی و پایین ایرفویل و مرتبه پارامتری سازی اندازه تمام ماتریس‌های موردنیاز در برنامه مشخص می‌شوند.

1. تعیین ، محاسبه و مرتب‌سازی اطلاعات اولیه لازم برای پارامتری سازی ایرفویل اولیه

در این قسمت با فراخوانی زیر برنامه CST\_PreProcc ، با استفاده از اطلاعات فایل ورودی Mesh.GID اطلاعات اولیه موردنیاز برای استفاده در پارامتری سازی هندسه ایرفویل به روش CST آماده می‌گردد. این اطلاعات شامل تعداد نقاط بخش بالایی و پایینی ایرفویل و شماره این نقاط و مختصات و ترتیب قرارگیری آن‌ها می‌باشد. شماره این نقاط و مختصات آن‌ها پس‌ازآنکه مبدأ مختصات به لبه حمله ایرفویل انتقال پیدا کرد در آرایه‌هایی جداگانه قرار داده می‌شوند تا در بخش‌های بعدی به‌صورت کاملاً طبقه‌بندی‌شده قابل‌استفاده باشند. همچنین مقدار نصف ضخامت لبه فرار ایرفویل نیز محاسبه می‌گردد.

1. محاسبه توابع شکل

با فراخوانی زیر برنامه Shape\_Function تابع شکل برای بخش‌های بالایی و پایینی ایرفویل اولیه به دست می‌آید.

1. محاسبه معکوس ماتریس بِرن اشتاین مرتبه دلخواه

برای محاسبه ضرایب تابع بِرن اشتاین، ماتریس ضرایب چندجمله‌ای به‌دست‌آمده می‌بایست در معکوس ماتریس بِرن اشتاین با همان اٌردر ضرب گردد. در این بخش با توجه به مرتبه موردنظر با فراخوانی زیر برنامه Bernstein\_Matrix\_Inverse برای هر یک از بخش‌های بالایی و پایینی، این ماتریس محاسبه و ایجاد می‌شود.

1. فیت کردن چندجمله‌ای بر روی نمودار تابع شکل و محاسبه ضرایب آن

با توجه به مقادیر مرتبه چندجمله‌ای خوانده‌شده یک ماتریس یک‌بعدی ضرایب چندجمله‌ای ایجادشده و با فراخوانی زیر برنامه Poly\_Fit یک چندجمله‌ای بر روی نمودار تابع شکل فیت می‌شود و به‌عبارت‌دیگر معادله ریاضی تابع شکل به‌صورت یک‌چند جمله‌ای به‌دست‌آمده و ضرایب آن در ماتریس موردنظر ذخیره می‌گردد.

1. محاسبه ضرایب بِرن اشتاین تابع شکل بخش بالایی ایرفویل اولیه

در این بخش با توجه به مرتبه موردنظر برای بخش بالایی ایرفویل ، ماتریس ضرایب چندجمله‌ای و ماتریس معکوس بِرن اشتاین مربوط به آن در یکدیگر ضرب شده و ماتریس ضرایب چند جمله‌ای بِرن اشتاین به دست می‌آید.

1. محاسبه ضرایب بِرن اشتاین تابع شکل بخش پایینی ایرفویل اولیه

در این بخش با توجه به مرتبه موردنظر برای بخش پایینی ایرفویل ، ماتریس ضرایب چندجمله‌ای و ماتریس معکوس بِرن اشتاین مربوط به آن در یکدیگر ضرب شده و ماتریس ضرایب چندجمله‌ای بِرن اشتاین به دست می‌آید.

1. خواندن مشخصات جریان آزاد و اطلاعات موردنیاز برای حل معادلات جریان

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه Read\_Setting تمام اطلاعات مربوط به جریان آزاد و اطلاعات موردنیاز برای حل معادلات از طریق یک فایل به نام Setting.Txt از کاربر گرفته می‌شود.

1. مرتب‌سازی و طبقه‌بندی اطلاعات شرایط مرزی شبکه‌بندی حول ایرفویل اولیه

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه MeshBC ابتدا تمام اضلاع مرزی به ابتدای آرایه مربوط به ذخیره اطلاعات اضلاع منتقل می‌شود. برای این کار تمام اضلاعی که دارای یک نوع شرایط مرزی می‌باشد در کنار هم قرار داده می‌شوند. ترتیب قرارگیری آن‌ها در آرایه مربوط به ذخیره اطلاعات اضلاع نیز بر اساس شاخص در نظر گرفته‌شده برای شرایط مرزی می‌باشد. در انتها شماره اولین و آخرین ضلع موجود بر روی هرکدام از انواع مرزها تعیین می‌گردد.

1. محاسبه و ذخیره اطلاعات مربوط به سلول‌های شبکه و اضلاع آن‌ها

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه GeoCal2D مساحت و مختصات مرکز هرکدام از سلول‌های شبکه و همچنین بردارهای عمود و طول اضلاع تشکیل‌دهنده شبکه، محاسبه‌شده و در آرایه‌های مربوطه ذخیره می‌گردد.

1. تعیین مقدار اولیه برای شروع حل جریان حول ایرفویل

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه InitMeanFlow\_Inviscid مشخصات جریان حول ایرفویل مقداردهی اولیه می‌شوند.

1. محاسبه فشار

در این مرحله فشار توسط رابطه زیر محاسبه می شود.

2. مشخص کردن تعداد نقاط و شماره نقاط مرزی روی هندسه ایرفویل

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه BoundPointLabeling نقاط مرزی قرارگرفته شده بر روی هندسه اصلی ایرفویل جداشده و تعداد آن‌ها و شماره آن‌ها مشخص و ذخیره‌سازی می‌شوند.

1. تعیین تعداد ماکزیمم تکرارها و شرط همگرایی و تعداد ذرات درروش PSO

در این بخش با توجه به نوع مسئله تعداد ذرات موردنظر و همچنین تعداد ماکزیمم تکرار در فرآیند بهینه‌سازی مشخص می‌شوند و همچنین شرط همگرایی و خطای حل موردنظر نیز تعیین می‌گردد.

1. مقداردهی اولیه پارامترهای الگوریتم بهینه‌سازی

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه PSO\_Initial پارامترها و متغیرهای الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات ، که در این برنامه به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی مورداستفاده قرارگرفته است، مقداردهی اولیه می‌گردند تا برنامه اصلی آماده اجرای الگوریتم بهینه‌سازی شود . در این بخش با توجه به مقادیر اولیه چند ذره جدید ساخته‌شده و مقادیر بیشینه و کمینه مربوط به هر ذره، مکان اولیه و تصادفی هر ذره، سرعت اولیه هر ذره و مقادیر اولیه بهینه محلی در این زیر برنامه مشخص می‌شوند.

1. تعیین مقدار اولیه بهینه کلی و بهینه‌های محلی

در این بخش قبل از شروع حلقه بهینه‌سازی و به دلیل اینکه مقدار بهینه کلی و بهینه‌های محلی در اولین تکرار همان مقدار محاسبه‌شده قرار داده شوند برای این مقادیر در حالت مینیمم کردن یک عدد خیلی بزرگ در نظر گرفته‌شده که مقدار محاسبه‌شده تابع هدف در اولین تکرار در مقایسه با آن کوچک‌تر باشد و برعکس برای حالت ماکزیمم کردن یک عدد خیلی کوچک در نظر گرفته می‌شود.

1. شروع حلقه بهینه‌سازی به روش الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

پس از پارمتری سازی هندسه اولیه و مشخص کردن و مقداردهی اولیه پارامترهای جریان و شبکه‌بندی در این بخش وارد حلقه بهینه‌سازی می‌شویم. شرط خروج از حلقه تکرار به این صورت در نظر گرفته‌شده است که به‌شرط همگرایی برسیم و بعلاوه تعداد تکرار از مقدار ماکزیمم در نظر گرفته‌شده بیشتر شود.

1. .شروع فرآیند حل برای هر ذره

برای اینکه فرآیند بهینه‌سازی انجام شود باید برای هر یک از ذرات به‌صورت مجزا حل انجام شود تا مراحل مختلف آن طی شود. در این بخش داخل حلقه تکرار برای هر ذره ابتدا مقادیر ذرات به‌عنوان ضرایب شکل هندسه ایرفویل وارد فرآیند می‌شود.

1. ساخت شکل هندسی ایرفویل با استفاده از مقادیر ذرات (ضرایب تابع شکل) و فرمول CST

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه CST\_InverseToShap توسط فرمول مربوط به روش CST و با استفاده از اطلاعات ورودی لازم که شامل مختصات طولی نقاط ابتدایی و ضخامت دم ایرفویل ابتدایی و از همه مهم‌تر ضرایب تابع شکل به‌دست‌آمده از پارامتری سازی ایرفویل اولیه درروش CST و یا ضرایب تابع شکل جدید مربوط به ذرات به‌روزرسانی شده در حلقه بهینه‌سازی ، مختصات نقاط مرزی مربوط به ایرفویل جدید محاسبه می‌گردد و هندسه ایرفویل به دست می‌آید.

1. به‌روزرسانی شبکه‌بندی حول ایرفویل با تغییر هندسه در فرآیند بهینه‌سازی

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه Update\_Mesh شبکه‌بندی حول ایرفویل جدید با توجه به شبکه‌بندی حالت قبلی به‌روزرسانی و جابجا می‌شود. این کار باعث تسریع بخشیدن به فرآیند بهینه‌سازی می‌گردد چراکه دیگر نیازی به شبکه‌بندی دوباره نیست.

1. حل جریان حول ایرفویل و محاسبه مشخصات جریان

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه Solver\_AirFlowInviscid جریان حول ایرفویل ساخته‌شده با شبکه‌بندی به‌روزرسانی حل‌شده و مشخصات جریان ازجمله سرعت افقی و عمودی و فشار در تمام سلول‌های فضای حل به دست می‌آید.

1. محاسبه تابع هدف

در این بخش با توجه به نتایج حل، تابع هدفِ( که همان ضرایب برا و پسا هستند) در نظر گرفته‌شده برای هر ذره (ایرفویل) محاسبه میشود.

1. تعیین مقدار بهینه محلی برای هر ذره

درروش بهینه‌سازی به روش انبوه ذرات به‌منظور به‌روزرسانی پارامترهای بهینه‌سازی نیاز است که بهترین مقدار محاسبه‌شده برای هر swarm طی فرآیند بهینه‌سازی ذخیره شود. بنابراین در هر تکرار مقدار تابع هدف محاسبه‌شده در آن تکرار برای هر swarm با مقدار بهینه محلی به‌دست‌آمده طی تکرارهای قبلی، مقایسه می‌شود و اگر مقدار آن بهتر بود به‌عنوان مقدار بهینه محلی جدید در نظر گرفته‌شده و ذرات مربوط به آن مقدار هم به‌عنوان ذرات بهینه محلی جدید قرار داده می‌شوند.

1. تعیین مقدار بهینه کلی

درروش بهینه‌سازی به روش انبوه ذرات به‌منظور به‌روزرسانی پارامترهای بهینه‌سازی نیاز است که بهترین مقدار محاسبه‌شده کلی طی فرآیند بهینه‌سازی ذخیره شود. بنابراین در هر تکرار مقدار تابع هدف محاسبه‌شده در آن تکرار برای هر swarm با مقدار بهینه کلی به‌دست‌آمده طی تکرارهای قبلی، مقایسه می‌شود و اگر مقدار آن بهتر بود به‌عنوان مقدار بهینه کلی جدید در نظر گرفته‌شده و ذرات مربوط به آن مقدار هم به‌عنوان ذرات بهینه کلی جدید قرار داده می‌شوند.

1. قرار دادن مقدار نقاط هندسه ایرفویل جدید به‌عنوان نقاط قبلی برای به‌روزرسانی شبکه‌بندی در تکرار بعدی

برای به‌روزرسانی شبکه‌بندی و جابجایی و تغییر آن با تغییر ضرایب و درنتیجه تغییر هندسه ایرفویل در هر تکرار نیاز است که مقدار نقاط در حالت قبلی وارد زیر برنامه Update\_Mesh شود. بنابراین پس از محاسبات انجام‌شده برای هر ذره مقدار نقاط هندسه محاسبه‌شده به‌عنوان نقاط هندسه قبلی برای به‌روزرسانی شبکه‌بندی برای هندسه جدید در تکرار بعدی قرار داده می‌شوند.

1. به‌روزرسانی پارامترهای الگوریتم بهینه‌سازی برای شروع تکرار بعدی

در این بخش با فراخوانی زیر برنامه PSO\_Update مقادیر مکان و سرعت ذرات با توجه به مقادیر بهینه محلی و کلی به‌دست‌آمده در تکرارهای قبلی و با توجه به قیدهای در نظر گرفته‌شده، به‌روزرسانی می‌شوند و درنتیجه در تکرار بعد هندسه جدید ساخته می‌شود.

1. چک کردن شرط همگرایی

در این بخش پس از انجام محاسبات مربوط به همه Swarm ها، در هر تکرار شرط همگرایی چک می‌شود و در صورت ارضا شدن شرط از حلقه بهینه‌سازی خارج می‌شود. شرط همگرایی در نظر گرفته‌شده به این صورت است که فاصله همه ذرات در همه Swarm ها از مقدار ذرات بهینه کلی به‌دست‌آمده از مقدار در نظر گرفته‌شده کم‌تر باشد.

1. ذخیره روند همگرایی

در این بخش مقدار تابع هدف در هر تکرار برای هر Swarm ذخیره می‌شود تا روند همگرایی را نشان دهد.

1. محاسبه تابع هدف بهینه کلی و نتایج مربوط به آن

در این بخش مراحل (22) الی (25) تکرار می‌شوند و پس از اتمام حلقه بهینه‌سازی مشخصات مربوط به ذرات بهینه کلی به‌دست‌آمده محاسبه‌شده و تابع هدف و هندسه و مشخصات جریان نهایی ذخیره‌سازی می‌شوند.

1. Class function/Shape function Transportation [↑](#footnote-ref-1)
2. Super Critical [↑](#footnote-ref-2)
3. Moving mesh [↑](#footnote-ref-3)
4. Partial Swarm Optimization [↑](#footnote-ref-4)