

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی هوافضا
آیرودینامیک

پایان نامه کارشناسی ارشد

بهینه‌سازی آیرودینامیکی مقطع بال با استفاده از روش معادلات

الحاقی در جریان لزج

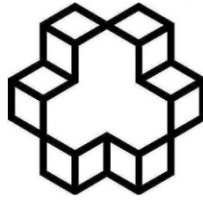
استاد راهنما

دکتر مسعود میرزایی

نگارش

مهدی طالبی رستمی

شهریور ۱۳۸۹



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

گروه آیرودینامیک

تاییدیه هیئت داوران

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان:

بهینه‌سازی آیرودینامیکی مقطع بال با استفاده از روش معادلات الحاقی در جریان لزج

توسط مهدی طالبی رستمی صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد در

رشته مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک مورد تایید قرار می‌دهند.

ردیف	عنوان	اساتید	امضاء
۱	استاد راهنما	دکتر مسعود میرزایی	
۲	ممتحن اول	دکتر رضا ابراهیمی	
۳	ممتحن دوم	دکتر مانی فتحعلی	
۴	نماینده تحصیلات تکمیلی دانشکده	دکتر مانی فتحعلی	

انبار نامه دانشجو

موضوع پایان نامه: بهینه‌سازی آیرودینامیکی مقطع بال با استفاده از روش معادلات الحاقی در
جریان لزج

استاد راهنما: آقای دکتر مسعود میرزایی

دانشجو: مهدی طالبی رستمی

شماره دانشجویی: ۸۶۰۱۰۶۴

اینجانب مهدی طالبی رستمی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش
آیرودینامیک دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که
تحقیقات ارائه شده در این پایان نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده
مورد تایید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه
گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا
فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب مصوب دانشگاه بطور کامل
رعایت شده است.

امضا دانشجو

تاریخ

حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

- ۱- حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد. ضمناً متن این صفحه باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.
 - ۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.
- همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع، مجاز نمی باشد.

تقدیم بہ

پدر و مادر عزیزم

کہ در تمامی مراحل زندگی پشتیبان من بوده و هستند

پاس‌خدا می‌را که هر چه هست از اوست

بدون شک انجام پژوهش حاضر بدون راهنمایی، همکاری و حمایت سروران و عزیزانی که همواره کمال لطف را به من داشته‌اند امکان‌پذیر نبود.

با تشکر از

جناب آقای دکتر میرزایی استاد محترم راهنمای پروژه که بزرگواری‌های تمامی زحمات هدایت را متقبل بوده‌اند.

آقایان دکتر ابراهیمی و دکتر فتحعلی که باشاوری‌های خود را در انجام این پروژه یاری نمودند.

بهینه‌سازی شکل آیرودینامیکی مدتهای مدیدی است که به عنوان یکی از مسائل بحث برانگیز در مطالعات علوم هوایی مطرح می‌باشد. بکارگیری رویکردهای دینامیک سیالات محاسباتی در تکنیکهای بهینه‌سازی، تضمینی برای تحقق بهترین طرح بوده و مشکلاتی را که این علم در زمینه طراحی اشکال آیرودینامیکی با آن مواجه بوده است را بر طرف ساخته است. لذا در این پایان نامه برآن شدیم، از روش معادلات الحاقی به عنوان یکی از متدهای گرادیانی در بهینه‌سازی ایرفویل‌ها استفاده کنیم.

در روش معادلات الحاقی ابتدا تابع هدف را به صورت یک مسئله کنترلی بیان کرده، سپس با معادلات جریان طوری ترکیب می‌کنیم که ضمن حذف نقش پارامترهای جریان، معادلات الحاقی و شرایط مرزی آن بدست آید. با استفاده از نتایج حل معادلات مذکور، مقادیر تابع گرادیان حاصل می‌شود. در ادامه با استفاده از مقادیر فوق و بکارگیری روشهای مختلف بهینه‌سازی متغیرهای طراحی اصلاح شده و در اینجاست که سیکل طراحی تکمیل می‌گردد. با تکرار این سیکل، فرآیند بهینه‌سازی تا رسیدن به جواب نهایی ادامه پیدا می‌کند.

در این پژوهش روش الحاقی پیوسته به همراه معادلات *RANS* اجرا و تست شده است. به منظور حل معادلات جریان از کد *ISAAC* استفاده شده که توانایی حل معادلات اویلر در جریان غیر لزج و معادلات ناویر-استوکس در جریان لزج جریان را دارا می‌باشد. جهت گسسته‌سازی فرم انتگرالی قوانین بقا از روش حجم محدود استفاده می‌کند. این گسسته‌سازی با استفاده از روش بالا دست رو انجام شده است. همچنین برای پیشروی در زمان و حرکت به سمت حل دائم انواع روش‌های صریح و غیر صریح بکار گرفته شده است. با توجه به شباهت این دو دسته معادلات جهت گسسته‌سازی معادلات الحاقی از روش‌های مشابه معادلات جریان استفاده کرده که این کار نحوه پیاده‌سازی بخش الحاقی را به طور گسترده‌ای تسهیل می‌کند.

در این پایان نامه سری مسائل مربوط به طراحی فشار معکوس که به عنوان نمادی در بهینه‌سازی آیرودینامیکی مطرح هستند، مورد بررسی قرار گرفتند. پس از انجام فرآیند بهینه‌سازی بر روی چندین مدل ایرفویل و در شرایط پروازی مختلف، مقدار متغیرهای طراحی مورد نظر با دقت مطلوبی بدست آمدند و مشاهده شد که روش الحاقی می‌تواند به عنوان یک روش موثر و کارآمد در مسائل طراحی فشار معکوس مورد استفاده قرار گیرد. از طرفی با توجه به این نکته که در هر سیکل طراحی تنها نیاز به یکبار حل معادلات جریان و معادلات الحاقی می‌باشد، با افزایش تعداد متغیرهای طراحی، دقت بسیار قابل قبولی در زمان نسبتاً کوتاهی بدست آمد. بطوریکه مزیت این روش که همانا مستقل بودن فرآیند بهینه‌سازی از تعداد متغیرهای طراحی می‌باشد، به طرز قابل توجهی نمایان شد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی آیرودینامیکی، دینامیک سیالات محاسباتی، معادلات ناویر استوکس، روش الحاقی، معادلات الحاقی، طراحی معکوس

مطالب

۱. مقدمه‌های بر بهینه سازی ۱
- ۱-۱. مقدمه ۱
- ۲-۱. توصیف نمادین یک مساله بهینه سازی ۲
- ۳-۱. طبقه بندی روشهای بهینه سازی ۵
- ۴-۱. مقدمه‌های بر روش الحاقی ۱۰
- ۵-۱. تاریخچه روش الحاقی ۱۲
- ۶-۱. توصیف نمادین روش معادلات الحاقی در بهینه سازی ۱۴
- ۱-۶-۱. روش ضرائب لاگرانژ در بهینه سازی ۱۴
- ۱-۱-۶-۱. بهینه سازی دو متغیره همراه با یک قید طراحی ۱۴
- ۲-۱-۶-۱. بهینه سازی چند متغیره همراه با قيود طراحی معين ۱۷
- ۲-۶-۱. روش معادلات الحاقی در بهینه سازی ۱۸
- ۷-۱. روند کلی بهینه سازی ۲۰
- ۸-۱. مطالب فصول بعد ۲۳
۲. معادلات حاکم بر جریان ۲۴
- ۱-۲. مقدمه ۲۴
- ۲-۲. معادلات حاکم بر جریان ۲۶
- ۱-۲-۲. معادلات کامل ناویر- استوکس ۲۶
- ۲-۲-۲. معادلات حالت ۲۹
- ۳-۲-۲. معادلات ناویر- استوکس لایه نازک ۳۱

- ۳-۲. حل عددی معادلات ناویر - استوکس لایه نازک به روش حجم کنترل ۳۱
- ۳-۲-۱. انتگرال گیری از معادلات T.L.N.S روی حجم کنترل ۳۲
- ۳-۲-۲. مشخصات هندسی حجم کنترل ۳۳
- ۳-۲-۳. محاسبه تابع شار جملات غیر لزج روی حجم کنترل ۳۵
- ۳-۲-۴. محاسبه تابع شار جملات لزج روی حجم کنترل ۳۶
- ۳-۲-۵. گسسته سازی معادلات جریان ۳۸
- ۳-۲-۵-۱. گسسته سازی مکانی ۳۸
- ۳-۲-۵-۲. انتگرالگیری در زمان ۵۲
۳. تولید شبکه ۵۴
- ۳-۱. مقدمه: ۵۴
- ۳-۲. تولید شبکه به روش جبری ۵۶
- ۳-۲-۱. تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه روی یک مرز ۵۶
- ۳-۲-۲. تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه روی دو مرز ۵۷
- ۳-۲-۳. تابع لگاریتمی برای کنترل فشردگی شبکه درون میدان ۵۷
- ۳-۳. تولید شبکه با استفاده از حل معادلات دیفرانسیل جزئی ۵۷
- ۳-۳-۱. معادلات لاپلاس ۶۰
- ۳-۳-۲. معادلات پواسن ۶۱
- ۳-۲-۲. روش پیشنهادی استگر و سورنسون ۶۲
۴. معادلات الحاقی ۶۹
- ۴-۱. مقدمه ۶۹
- ۴-۲. رویکرد مسائل طراحی بهینه در قالب معادلات الحاقی ۷۰

- ۳-۴. عملکرد روش الحاقی در قالب مسائل طراحی معکوس ۷۶
- ۱-۳-۴. معادلات در فضای محاسباتی ۷۶
- ۱-۱-۳-۴. عملکرد روابط الحاقی در معادلات اویلر ۷۶
- ۲-۱-۳-۴. عملکرد روابط الحاقی در معادلات ناویراستوکس ۸۰
- ۳-۱-۳-۴. شرایط مرزی معادلات الحاقی لزج ۸۸
- ۴-۱-۳-۴. حل عددی معادلات الحاقی پیوسته ۹۲
- ۲-۳-۴. معادلات در فضای فیزیکی ۹۴
- ۱-۲-۳-۴. عملکرد روابط الحاقی در معادلات اویلر ۹۴
- ۲-۲-۳-۴. عملکرد روابط الحاقی در معادلات ناویراستوکس ۹۵
- ۳-۲-۳-۴. شرایط مرزی معادلات الحاقی لزج ۹۶
- ۴-۲-۳-۴. حل عددی معادلات الحاقی پیوسته ۹۶
- ۴-۴. بررسی فرمولاسیون تغییرات تابع هدف ۹۸
- ۲-۴-۴. گرادینت‌های واسط ۱۰۴
- ۵-۴. متغیرهای طراحی ۱۰۷
- ۲-۵-۴. نقاط سطح ایرفویل ۱۱۰
- ۳-۵-۴. توابع هن-هیگز ۱۱۱
- ۴-۵-۴. تعریف ایرفویل های چهار رقمی ناکا ۱۱۳
- ۶-۴. الگوریتم حل معادله الحاقی ۱۱۴
- ۷-۴. الگوریتم طراحی ۱۱۵
۵. الگوریتم‌های بهینه سازی عددی ۱۱۸
- ۱-۵. مقدمه: ۱۱۸

۱۱۸	۲-۵. الگوریتم‌های بهینه‌سازی
۱۱۹	۱-۲-۵. الگوریتم سریع‌ترین شیب
۱۲۰	۲-۲-۵. الگوریتم سریع‌ترین شیب هموار شده
۱۲۲	۳-۵. اصلاح شبکه محاسباتی
۱۲۶	۶. بحث و نتیجه‌گیری
۱۲۶	۱-۶. مقدمه:
۱۲۷	۲-۶. برنامه حل جریان
۱۲۷	۱-۲-۶. توصیف حل‌کننده جریان
۱۲۹	۲-۲-۶. اعتبار سنجی برنامه حل جریان
۱۳۰	۱-۲-۲-۶. ایرفویل NACA0012 در جریان غیر لزج
۱۳۳	۲-۲-۲-۶. ایرفویل RAE2822 در جریان لزج
۱۳۶	۳-۶. مساله طراحی معکوس
۱۳۶	۱-۳-۶. حل معادله الحاقی
۱۴۳	۲-۳-۶. طراحی معکوس ایرفویل NACA0008 با شروع از ایرفویل NACA0012
۱۴۹	۴-۶. اعتباردهی برنامه بهینه‌سازی در مساله طراحی معکوس
۱۵۰	۵-۶. نتیجه‌گیری
۱۵۱	۶-۶. پیشنهادات
۱۵۲	مراجع
۱۵۴	چکیده انگلیسی

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱: شش گروه مختلف در بهینه‌سازی [۲]..... ۵
- شکل ۲-۱: فلوجارت مراحل فرآیند بهینه‌سازی به روش الحاقی و مقایسه آن با روش اختلاف محدود..... ۲۲
- شکل ۱-۲: حجم کنترل $\Omega_{i,j,k}$ ۳۲
- شکل ۲-۲: حجم کنترل هشت وجهی..... ۳۴
- شکل ۳-۲: حجم کنترل چهار وجهی..... ۳۵
- شکل ۴-۲: انفصال شار برای مسئله ریمان خطی [۲۵]..... ۴۳
- شکل ۵-۲: تعیین متغیرهای اولیه در سطوح سلول به روش مرتبه دوم..... ۴۷
- شکل ۶-۲: تعیین متغیرهای اولیه در سطوح سلول به روش مرتبه سوم..... ۴۸
- شکل ۱-۳: نام گذاری پارامترهای مربوط به تولید شبکه [۳۲]..... ۶۴
- شکل ۲-۳: شبکه بیضوی پیرامون ایرفویل naca0012..... ۶۷
- شکل ۳-۳: تصویر بزرگ شده شکل ۲-۳ پیرامون ایرفویل naca0012..... ۶۸
- شکل ۱-۴: نقاط کنترل بی- اسپیلاین و متغیرهای طراحی (نقاط کنترل) برای ایرفویل NACA0012..... ۱۰۹
- شکل ۲-۴: متغیرهای طراحی در روش PARSEC [۳۳]..... ۱۱۰
- شکل ۳-۴: توابع شکل هن- هیگز..... ۱۱۲
- شکل ۴-۴: فلوجارت مراحل طراحی بهینه با استفاده از روش الحاقی..... ۱۱۷
- شکل ۱-۵: موقعیت نقاط سطح و مرز دور روی هر خط شبکه جهت اصلاح شبکه (قبل از اصلاح شبکه)..... ۱۲۴
- شکل ۲-۵: نمونه ای از اصلاح شبکه انجام شده توسط الگوریتم جیمسون..... ۱۲۵
- شکل ۱-۶: شبکه ۲۲۵×۳۳ سازمان یافته حول ایرفویل NACA0012..... ۱۳۱
- شکل ۲-۶: توزیع فشار اطراف ایرفویل NACA0012..... ۱۳۱
- شکل ۳-۶: ضریب فشار روی سطح ایرفویل NACA00012..... ۱۳۲
- شکل ۴-۶: روند همگرایی ضریب برآ با و بدون استفاده از شتابدهندهای شبکه ای..... ۱۳۳
- شکل ۵-۶: شبکه ۲۵۷×۹۷ سازمان یافته حول ایرفویل RAE2822..... ۱۳۴

- شکل ۶-۶: فشردگی شبکه اطراف ایرفویل RAE2822 ۱۳۴
- شکل ۶-۷: ضریب فشار روی سطح ایرفویل RAE2822 ۱۳۵
- شکل ۶-۸: ضریب اصطکاک سطحی ایرفویل RAE2822 ۱۳۶
- شکل ۶-۹: کانتور مربوط به متغیر ψ_1 ۱۳۸
- شکل ۶-۱۰: کانتور مربوط به متغیر ψ_2 ۱۳۸
- شکل ۶-۱۱: کانتور مربوط به متغیر ψ_3 ۱۳۹
- شکل ۶-۱۲: کانتور مربوط به متغیر ψ_4 ۱۳۹
- شکل ۶-۱۳: توزیع ψ_1 روی سطح ایرفویل ۱۴۰
- شکل ۶-۱۴: توزیع ψ_2 روی سطح ایرفویل ۱۴۰
- شکل ۶-۱۵: توزیع ψ_3 روی سطح ایرفویل ۱۴۱
- شکل ۶-۱۶: توزیع ψ_4 روی سطح ایرفویل ۱۴۱
- شکل ۶-۱۷: مقایسه متغیر الحاقی اول ضمن حل معادله الحاقی لزج و غیر لزج ۱۴۲
- شکل ۶-۱۸: توزیع گرادیان واسط حول ایرفویل در سیکل اول طراحی ۱۴۳
- شکل ۶-۱۹: تغییرات نرم بردار گرادیان در طول فرآیند بهینه سازی ۱۴۵
- شکل ۶-۲۰: تغییرات متغیر طراحی T در طول فرآیند بهینه سازی ۱۴۵
- شکل ۶-۲۱: چگونگی تغییرات گرادیان واسط $G\gamma$ در طول فرآیند طراحی ۱۴۶
- شکل ۶-۲۲: چگونگی توزیع فشار بر روی ایرفویل اولیه و ایرفویل نهایی ۱۴۷
- شکل ۶-۲۳: چگونگی پراکندگی متغیر الحاقی (ψ_1) در سیکل‌های ابتدایی و انتهایی طراحی ۱۴۸

فهرست جداول

- جدول ۶-۱: مقایسه نتایج تجربی و کد حل کننده جریان ۱۳۲
- جدول ۶-۲: مقایسه نتایج تجربی و کد حل کننده جریان ۱۳۵
- جدول ۶-۳: تغییرات تابع گرادیان و متغیرهای طراحی ۱۴۷
- جدول ۶-۴: مقایسه گرادیانهای روش معادلات الحاقی با روش تفاضل محدود ۱۵۰

فهرست علائم و اختصارات

حد بالای بردار متغیرهای طراحی / سطح / ماتریس ژاکوبین در فضای فیزیکی	<i>A</i>
حد بالای بردار متغیرهای طراحی / مرز	<i>B</i>
مرز دور	<i>B_f</i>
مرز دیوار	<i>B_w</i>
طول وتر ایرفویل	<i>C</i>
ماتریس ژاکوبین در فضای محاسباتی / سرعت صوت	<i>C</i>
عدد کورانت	<i>CFL</i>
جملات ائتلاف مصنوعی در فضای فیزیکی	<i>D</i>
عملگر دیورژانس	<i>Div</i>
المان سطح در فضای فیزیکی	<i>D_s</i>
نیروی پسا/میدان حل / جملات ائتلاف مصنوعی در فضای محاسباتی	<i>D</i>
انرژی داخلی	<i>E</i>
انرژی کل	<i>E</i>
متغیر طراحی / بردار شار غیر لزج در فضای فیزیکی / تابع هدف	<i>F</i>
بردار متغیرهای طراحی / بردار شار غیر لزج در فضای محاسباتی	<i>F</i>
قیود نامساوی در مساله بهینه سازی / بردار گرادیان تابع هدف نسبت به متغیرهای طراحی	<i>G</i>
قیود مساوی در مساله بهینه سازی / آنتالپی کل	<i>H</i>
تابع هدف یا هزینه در مساله بهینه سازی	<i>I</i>
ژاکوبین تبدیل	<i>J</i>
مرز سلول	<i>L</i>
نیروی برآ	<i>L</i>
مولفه بردار یکه عمود بر سطح / شماره سیکل طراحی	<i>N</i>
تعداد متغیرهای طراحی	<i>N</i>
حداکثر انحنای ایرفویل / تعداد مراحل روش رانگ-کوتا	<i>M</i>
عدد ماخ	<i>M</i>
فشار / مکان حداکثر انحنای ایرفویل در طول وتر / راستای جستجو در الگوریتم بهینه سازی	<i>P</i>
مجموع شار عددی جابجایی	<i>Q</i>
ترم باقیمانده در معادلات جریان / ثابت گاز	<i>R</i>
متریک‌های تبدیل	<i>S</i>
زمان / حداکثر ضخامت ایرفویل	<i>T</i>
دما	<i>T</i>
مولفه سرعت در فضای فیزیکی	<i>U</i>
مولفه سرعت در فضای محاسباتی	<i>U</i>
بردار سرعت در فضای فیزیکی / حجم سلول	<i>V</i>
بردار متغیرهای جریان در فضای فیزیکی	<i>W</i>
بردار متغیرهای جریان در فضای محاسباتی	<i>W</i>

مختصه کارتزینی در فضای فیزیکی / مختصات افقی کارتزین در فضای فیزیکی	X
بردار موقعیت نقاط شبکه	X
مختصات عمودی کارتزین در فضای فیزیکی	Y
ضریب نیروی محوری	C_a
ضریب پسا	C_d
ضریب برآ	C_l
ضریب نیروی قائم	C_n
ضریب فشار	C_p
نرم بردار گرادیان	$\ G\ $
بردار گرادیان ضریب برآ نسبت به متغیرهای طراحی	G'
فشار هدف در مساله طراحی معکوس	p_d

علائم یونانی

زاویه حمله / متغیر طراحی / اندازه گام در الگوریتم بهینه سازی / ضرایب روش رونگ-کوتا	α
ضرایب روش رونگ کوتای اصلاح شده	β
زاویه بین راستای جستجو و بردار گرادیان / زاویه بین خط انحنای متوسط و خط وتر ایرفویل	θ
چگالی	ρ
نسبت گرمای ویژه	γ
مختصه کارتزینی در فضای محاسباتی / مختصات افقی کارتزین در فضای محاسباتی	ξ
مختصات عمودی کارتزین در فضای محاسباتی	η
ضریب لاگرانژ یا متغیر الحاقی	ψ
عملگر مشتق جزئی	∂
عملگر دیفرانسیل کامل / تابع دلتای کرانکر	δ
عملگر برداری ناپلا	∇
عملگر تفاضل	Δ
سمت راست شرط مرزی الحاقی در کمینه سازی مقید پسا / شعاع طیفی ماتریس ژاکوبین شار	λ
ضریب مقیاس متوسط در روش اتلاف مصنوعی	Λ
منفی نسبت مشتقات ضرایب پسا و برآ نسبت به زاویه حمله	Φ
پارامتر هموارسازی	ε
ضریب تطبیقی در روش اتلاف مصنوعی	ν

زیرنویس، بالا نویس و سرنویس‌ها

شمارنده	I
شمارنده	J
شمارنده مراحل روش رونگ کوتاه	K
متغیر در جهت افقی در فضای فیزیکی	X
متغیر در جهت عمودی در فضای فیزیکی	Y
متغیر خط انحنای متوسط ایرفویل	C
متغیر ضخامت ایرفویل	T
متغیر روی سطح بالایی ایرفویل	L
متغیر روی سطح پایینی ایرفویل	U
متغیر در جهت افقی در فضای محاسباتی	ξ
متغیر در جهت عمودی در فضای محاسباتی	η
مشتق مرتبه دوم متغیر موردنظر نسبت به راستای افقی	Xx
مشتق مرتبه دوم متغیر موردنظر نسبت به راستای عمودی	Yy
متغیر در جریان آزاد	∞
سهم ناشی از تغییر متغیرهای میدان	I
سهم ناشی از تغییر هندسه	II
بردار	\rightarrow
متغیر هموار شده	$—$
متغیر بی بعد	$*$
ترانهاده	T
متغیر در سیکل فعلی طراحی	new
متغیر در سیکل قبلی طراحی	Old
ضریب یا متغیر مربوط به مرحله m ام روش رانگ-کوتا	(m)

مقدمه‌ای بر بهینه‌سازی

۱-۱. مقدمه

طراحی اشکال آیرودینامیکی همیشه به عنوان یکی از مسائل چالش برانگیز در حوزه‌ی مطالعات دینامیک سیالات بوده است. دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) از ابتدای امر نقش بسیار ارزنده‌ای را در فرآیندهای طراحی آیرودینامیکی بر عهده داشته است. این در حالیست که این شاخه از علم، کماکان نیز به طور وسیع به عنوان ابزاری برای تحلیل پیکربندی‌های آیرودینامیکی به منظور کمک به فرآیندی بهینه‌سازی آنها استفاده می‌شود. اگرچه در گذشته کوششهای بسیاری در استفاده از CFD به عنوان وسیله‌ای برای طراحی مستقیم انجام شده، ولی به جرات می‌توان گفت هیچگاه به این اندازه که امروزه از کاربردهای دینامیک سیالات محاسباتی در طراحی‌ها بهره گرفته می‌شود، استفاده نشده است. علت این استقبال قابلیت دسترسی مناسب، ضمن پیشرفت الگوریتمهای جدید و کارآمد طراحی در این زمینه

می‌باشد. به خصوص اینکه استفاده از تکنیکهای بهینه‌سازی گرادیانی^۱، مشکلاتی که علم CFD در رویارویی با طراحی اشکال آیرودینامیکی با آن موجه بوده است را بر طرف ساخته است [۱].

در ابتدا طراحان برای رسیدن به یک شکل آیرودینامیکی بهینه و یا بررسی عملکرد طرح نهایی آن هنگامی که تعداد تکرارهای طراحی زیاد بودند، از شبیه‌سازی‌های محاسباتی به طور وسیع استفاده می‌کردند. استفاده از شبیه‌سازی محاسباتی به منظور بررسی چندین طرح متناوب اگر چه در عمل بسیار با ارزش بود، اما با این وجود این روش نیز شامل یک فرآیند سعی و خطا بوده و در بسیاری از موارد به سیستم بهینه حقیقی منجر نمی‌شد. لذا طراحان و محققان به این نتیجه رسیدند که به منظور تضمین تحقق بهترین طرح، هدف نهایی روش‌های شبیه‌سازی نباید فقط آنالیز اشکال تعیین شده موجود باشد، بلکه بایستی بگونه‌ای عمل نمود که این روش‌ها همزمان طرح بهینه را نیز تعیین کنند. نهایتاً این موضوع انگیزه‌ی اصلی ترکیب علم دینامیک سیالات محاسباتی با رویکردهای مختلف بهینه‌سازی‌های عددی گردید.

منظور از بهینه‌سازی یک سیستم، کمینه کردن یا بیشینه کردن تابعی است که این تابع معیاری از عملکرد سیستم موردنظر باشد. این عمل در نهایت به بهبود کارایی سیستم می‌انجامد. در طراحی آیرودینامیکی این تابع می‌تواند ضریب برآ^۲، ضریب پسا^۳، نسبت ضریب برآ به ضریب پسا و یا تابع دیگری باشد.

۱-۲. توصیف نمادین یک مساله بهینه سازی

همانطور که در قسمتهای قبلی اشاره شد، بهینه سازی یک روش طراحی محاسباتی است که به ما کمک می‌کند تا بتوانیم یک طرح بهینه را از میان انبوه طرح های ممکن انتخاب کنیم. به گونه‌ای که یک

¹ gradient-based optimization techniques

² Lift

³ Drag