

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مکانیک

رساله دکتری

گرایش تبدیل انرژی

# طراحی مستقیم ایرفویل

## در جریان لزج

استاد راهنما: دکتر علی اشرفی زاده

نگارش: سید سلمان اخوت

تابستان ۱۳۹۰

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

جریده رو، که گذرگاه عافیت تنگ است

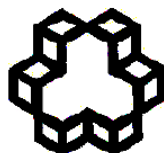
پیاله گیر، که عمر عزیز بی بدل است

حافظ

تقدیم به همه ی کسانی

که برای یافتن حقیقتی حتی کوچک،

ارزشی بزرگ قائلند



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مکانیک

### تاییدیه هیئت داوران

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان:  
**"طراحی مستقیم ایرفویل در جریان لزج" توسط "سید سلمان اخوت" ، صحت و کفایت**  
تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه دکترا در رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی مورد تایید  
قرار می دهد.

امضاء

۱- استاد راهنما: آقای دکتر علی اشرفی زاده

امضاء

۲- استاد ممتحن خارجی: آقای دکتر وحید اصفهانیان

امضاء

۳- استاد ممتحن خارجی: آقای دکتر کریم مظاهری

امضاء

۴- استاد ممتحن داخلی: آقای دکتر مسعود میرزایی

امضاء

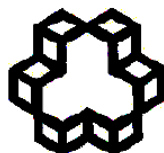
۵- استاد ممتحن داخلی: آقای دکتر عبدالله شادآرام

امضاء

۶- استاد ممتحن داخلی: آقای محمدرضا شاه نظری

امضاء

۷- نماینده تحصیلات تکمیلی: آقای دکتر فرشاد ترابی



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مکانیک

### اظهارنامه دانشجو

موضوع پایان نامه: طراحی مستقیم ایرفویل در جریان لزج

استاد راهنما: دکتر علی اشرفی زاده

دانشجو: سید سلمان اخوت

شماره دانشجویی: ۸۴۱۱۶۴۶

اینجانب سید سلمان اخوت دانشجوی دوری دکترای مهندسی مکانیک، گرایش تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک 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. به علاوه 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 به طور کامل رعایت شده است.

امضاء

تاریخ

سید سلمان اخوت

salman.okhovat@gmail.com

## حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری به صورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد. ضمناً متن این صفحه نیز 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.

## تشکر و قدردانی

پس از حمد و ستایش ذات باری تعالی که هستی را آفرید تا شناخته شود، بر خود لازم می‌دانم از زحمات استاد گرانقدرم جناب آقای **دکتر علی اشرفی زاده** تشکر و قدردانی کنم. ایشان در طول سال‌هایی که من افتخار شاگردیشان را داشته‌ام به عنوان یک معلم مهربان و مسئول همواره دغدغه آموختن به من و دیگر دانشجویهایشان را داشتند. خاطرات جلسات منظم و فراوانی که در این سال‌ها با ایشان داشتم برای من فراموش نشدنی‌اند و قطعاً اگر راهنمایی‌های علمی ایشان نبود، من به تنهایی در انجام این فعالیت تحقیقاتی موفق نبودم. مهمترین آموزه‌ای که از ایشان برآیم به یادگار مانده است این است که یک محقق ابتدا باید برای فعالیت خودش احترام و ارزش قائل باشد و نه از سر تکلیف بلکه به عشق یافتن حقیقتی نو به تحقیق بپردازد و پس از آن در انتشار نتایج تحقیق برای مخاطبانش احترام قائل شود و با رعایت راستی و صداقت در تاباندن نوری حتی کوچک بر زاویه‌های تاریک عالم هستی بکوشد.

من در آینده هر موفقیت علمی کسب کنم، مدیون زحمات و آموزه‌های دکتر اشرفی زاده و دیگر معلمانم خواهم بود و امیدوارم که نتایج فعالیت‌های امروز و آینده‌ام، گام بسیار کوچکی در راستای پیشرفت بشر و یافتن حقایق جدیدی در این عالم بیکران هستی باشد.

علاوه بر این لازم است تا از دوستان خوبم در آزمایشگاه تحقیقاتی دینامیک سیالات محاسباتی در دانشگاه خواجه نصیر نیز تشکر کنم که در این سال‌ها با بحث‌های علمی جذابی که با آنها داشته‌ام از تجربیات و دانسته‌هایشان استفاده کرده‌ام. مرحوم مهندس **بهزاد بختیاری** که تقدیر، فرصت تحقیق بیشتر را از او گرفتم، مهندس **مهدی پوربکیان**، مهندس **مسعود نیک آئین**، دکتر **رامین مهدی پور**، مهندس **فواد فراهانی**، مهندس **فریبرز کارگر**، مهندس **علی اکبر حسینجانی**، مهندس **علی جودکی**، مهندس **عماد تندیس**، مهندس **بابک علی نیا** و مهندس **پویا نیک‌سیر**، از دوستان خوبم در آزمایشگاه بوده‌اند که از هر کدامشان مطلبی را آموخته‌ام.

فرصت را غنیمت می‌دانم تا از مادر عزیزم سرکار خانم **مهری شمسانی جزه** که عاشقانه زیستن را به من آموخت تشکری خاص داشته باشم و یاد پدر شهیدم **سید محسن اخوت**، که جانش را بهای آزادی و استقلال این سرزمین رنج دیده کرد را گرامی دارم. بی تردید هر آنچه که دارم از عشق و فداکاری پدر و مادرم سرچشمه می‌گیرد.

در پایان از تشویق‌های خواهرم خانم دکتر **راضیه سادات اخوت** و همراهی صمیمانه و صبورانه‌ی همسر عزیزم خانم مهندس **ناعمه صفری** نیز کمال تشکر را دارم و امیدوارم که یگانه دادار عالم هستی ما را در شناخت حقایق جهان بیکران یاری کند.

## چکیده

یافتن پروفیل ایرفویلی که توزیع فشار تعیین شده توسط طراح را در جریان سیال تولید کند، به عنوان یکی از مسائل معکوس طراحی شکل، از سال‌ها پیش مورد مطالعه‌ی محققان قرار گرفته است. به غیر از روش‌های تجربی طراحی، استفاده از انواع الگوریتم‌های بهینه‌سازی برای حل این مسئله توسعه داده شده‌اند. رقابت اصلی در انواع الگوریتم‌های بهینه‌سازی در کاهش هزینه محاسباتی این روش‌هاست.

الگوریتم طراحی مستقیم شکل روش محاسباتی جدیدی است که با استفاده از معادلات حاکم بر جریان، معادله‌ای برای تغییر شکل اولیه ارائه می‌دهد و شکل متناظر با توزیع فشار مطلوب را بدست می‌آورد. هزینه محاسباتی این روش بسیار کمتر از سایر روش‌های موجود بوده و با هزینه‌ی حل یک مسئله آنالیز هم مرتبه است.

در تحقیق حاضر که با هدف توسعه الگوریتم طراحی مستقیم شکل انجام گرفته است، این الگوریتم در شبکه بی‌سازمان و در جریان‌های ایده‌آل و پتانسیل تراکم پذیر با موفقیت اجرا و فرمولاسیون مناسبی برای اعمال آن در جریان لزج نیز توسعه داده شده است. برای اجرای این الگوریتم طراحی در جریان لزج، ابتدا معادلات نویر استوکس با استفاده از EB-FVM و به شیوه‌ای نو گسسته شده سپس تغییرات لازم برای اجرای الگوریتم طراحی مستقیم عنوان شده است. همچنین پیشنهاد جدیدی در مورد نحوه‌ی اعمال شرط مرزی در جریان لزج غیر قابل تراکم ارائه شده است.

بررسی الگوریتم طراحی مستقیم در جریان لزج به ارائه روش فرمولاسیون گذرا در مسئله طراحی منجر گردید که در جریان پتانسیل تراکم پذیر با موفقیت به اجرا در آمده است. مقایسه‌ای نیز میان مسئله طراحی شکل و مسئله جریان با سطح آزاد انجام و دلایل احتمالی برای عدم همگرایی الگوریتم طراحی مستقیم در جریان لزج در مطالعه حاضر مورد بحث قرار گرفته‌اند.

**کلمات کلیدی:** الگوریتم طراحی مستقیم، معادله پتانسیل کامل، جریان تراکم ناپذیر، گسسته‌سازی

حجم محدود بر پایه تقریب‌های المان محدود، طراحی ایرفویل



## فهرست مطالب

عنوان	صفحه
<b>فصل ۱- مقدمه ای بر مسئله طراحی ایرفویل</b>	۱
۱-۱- موضوع این رساله	۱
۲-۱- مسائل معکوس	۱
۳-۱- مسئله طراحی شکل ایرفویل	۲
۴-۱- الگوریتمهای عددی طراحی شکل	۵
۱-۴-۱- الگوریتمهای غیروابسته	۸
۲-۴-۱- الگوریتمهای وابسته	۱۲
۵-۱- روش طراحی مستقیم و خلاصه‌ای از رساله	۱۴
<b>فصل ۲- طراحی مستقیم ایرفویل در جریان ایده آل</b>	۱۶
۱-۲- تعریف مسئله	۱۶
۲-۲- فرمولاسیون مسئله طراحی	۱۸
۳-۲- الگوریتم تکرار	۲۲
۴-۲- نتایج طراحی ایرفویل در جریان ایده آل	۲۳
<b>فصل ۳- طراحی مستقیم ایرفویل در جریان پتانسیل تراکم پذیر</b>	۲۶
۱-۳- مقدمه ای بر معادله پتانسیل کامل	۲۶
۲-۳- فرمولاسیون طراحی با استفاده از تابع پتانسیل	۲۷
۳-۳- فرمولاسیون جریان پتانسیل کامل با استفاده از تابع جریان	۳۱
۴-۳- الگوریتم طراحی مستقیم در جریان پتانسیل کامل با استفاده از تابع جریان	۳۴
۵-۳- نتایج طراحی	۳۶
۶-۳- فرمولاسیون گذرا برای الگوریتم طراحی مستقیم شکل	۳۸
<b>فصل ۴- حل عددی جریان تراکم ناپذیر لزج</b>	۴۲
۱-۴- مقدمه ای بر حل عددی جریان سیالات	۴۲
۲-۴- گسسته سازی معادلات حاکم به روش EBFVM	۴۵
۳-۴- تقریبهای المان محدود	۴۸
۴-۴- مدلسازی جابجایی و نفوذ	۵۰
۵-۴- تقریب Rhie & Chow	۵۳
۱-۵-۴- روش معادله فشار	۵۵
۲-۵-۴- روش معادله اصلاح فشار	۵۷
۶-۴- خطی سازی و الگوریتم تکرار	۵۸
۱-۶-۴- الگوریتم حل در روش معادله فشار	۶۲
۲-۶-۴- الگوریتم حل در روش معادله اصلاح فشار	۶۳
۷-۴- اعمال شرایط مرزی	۶۴

۶۴	شرط مرزی های ورودی ، دیواره و مرز دوردست جریان خارجی
۶۶	شرط مرزی خروجی
۶۷	رابطه میان شرط مرزی سرعت و فشار
۶۹	حل دستگاه معادله
۷۰	آنالیز حساسیت دستگاه معادلات
۷۳	نتایج حل عددی
۷۳	جریان در حفره مربعی
۷۷	جریان در حفره مثلثی
۷۹	<b>فصل ۵ - طراحی مستقیم ایرفویل در جریان تراکم ناپذیر لزج</b>
۷۹	مقدمه
۸۰	خطی سازی معادله حاکم بر فشار (معادله پیوستگی)
۸۵	معادلات شبکه فنربندی شده
۸۶	الگوریتم حل
۸۹	نتایج اولیه اجرای الگوریتم طراحی
۹۱	فرمولاسیون گذرا برای مسئله طراحی
۹۵	نتایج طراحی با فرمولاسیون گذرا
۹۷	مقایسه‌ی مسائل طراحی شکل و مسائل با مرز متحرک
۹۹	<b>فصل ۶ - نتیجه گیری</b>
۹۹	خلاصه
۱۰۰	دستاوردهای مهم تحقیق
۱۰۲	پیشنهادات
۱۰۳	<b>پیوست آ - حل عددی جریان گذر صوتی</b>
۱۰۳	مقدمه
۱۰۴	معادله پتانسیل کامل
۱۰۹	ماهیت معادله پتانسیل کامل
۱۱۲	طرحهای عددی حل FPE، ترمهای ویسکوزیته و تراکم پذیری مجازی
۱۱۶	رابطه ی Shock، حل عددی FPE و ترمهای مجازی
۱۱۹	گسسته سازی
۱۲۲	خطی سازی و الگوریتم تکرار
۱۲۶	نتایج
۱۳۱	<b>پیوست ب - بررسی کوپلاژ سرعت و فشار در جریان یک بعدی</b>
۱۳۱	ب-۱- تعریف مسئله
۱۳۲	ب-۲- حل زیگزاگی
۱۳۵	ب-۳- روش معادله فشار
۱۴۱	پیوست ج - شرح مختصری از روش Xu و Raithby در حل مسئله با مرز متحرک
۱۴۸	مراجع

## فهرست شکل‌ها

عنوان	صفحه
شکل (۱-۱): جایگاه طراحی شکل در حلقه داخلی فرایند طراحی هواپیما است [8]	۴
شکل (۲-۱): الگوریتمهای طراحی شکل	۷
شکل (۱-۲): هندسه مسئله طراحی	۱۶
شکل (۲-۲): (الف) ایرفویل در شبکه بی سازمان (ب) حجم کنترل اطراف نود P	۱۸
شکل (۳-۲): (الف) مختصات محلی در المان سه گوش (ب) بردار مساحت در نقطه انتگرال گیری	۱۹
شکل (۴-۲): الگوریتم اجرای طراحی مستقیم در شبکه بی سازمان	۲۲
شکل (۵-۲): تغییر شکل اولیه (دایره) در طول تکرارها تا همگرایی به شکل نهایی	۲۴
شکل (۶-۲): توزیع سرعت اولیه و سرعت هدف	۲۴
شکل (۷-۲): تغییر شکل صفحه تخت در طول تکرارهای طراحی ایرفویل نامتقارن	۲۵
شکل (۸-۲): توزیع سرعت حول شکل اولیه و توزیع سرعت هدف	۲۵
شکل (۱-۳): شبکه حول ایرفویل برای حل معادله پتانسیل کامل	۲۷
شکل (۲-۳): تغییر شکل در الگوریتم طراحی وقتی فشار هدف و فشار اولیه یکسان است	۳۰
شکل (۳-۳): مقایسه‌ی توزیع ماخ محاسبه شده در فرمولاسیون تابع پتانسیل و تابع جریان	۳۳
شکل (۴-۳): توزیع ماخ اطراف NACA0012 با ماخ ورودی 0.3	۳۳
شکل (۵-۳): شبکه اطراف شکل اولیه	۳۶
شکل (۶-۳): شکل اولیه و شکل هدف	۳۷
شکل (۷-۳): شکل طراحی شده	۳۷
شکل (۸-۳): نمودار همگرایی برای مسئله طراحی	۳۸
شکل (۹-۳): شکل اولیه و شکل هدف	۴۰
شکل (۱۰-۳): توزیع ماخ اولیه و ماخ هدف	۴۰
شکل (۱۱-۳): نمودار همگرایی برای مسئله طراحی با فرمولاسیون گذرا	۴۱
شکل (۱۲-۳): شکل طراحی شده توسط فرمولاسیون گذرا	۴۱
شکل (۱-۴): حجم کنترل اطراف یک نود	۴۶
شکل (۲-۴): مختصات محلی در المان مثلثی	۴۸
شکل (۳-۴): تعریف بردار سطح مقطع	۵۰
شکل (۴-۴): تعیین مکان نقطه‌ی بالادست نقطه انتگرال گیری	۵۱
شکل (۵-۴): حجم کنترل اطراف نود مرزی B	۶۵
شکل (۶-۴): شبکه مورد استفاده در حفره مربعی	۷۳
شکل (۷-۴): خطوط جریان در $Re=400$	۷۴
شکل (۸-۴): سرعتها در خطوط مرکزی حفره در $Re=400$	۷۴
شکل (۹-۴): کانتورهای فشار در $Re=400$	۷۵
شکل (۱۰-۴): خطوط جریان در $Re=1000$	۷۵
شکل (۱۱-۴): کانتورهای فشار در $Re=1000$	۷۶
شکل (۱۲-۴): سرعتها در خطوط مرکزی حفره در $Re=1000$	۷۶

- شکل (۴-۱۳): خطوط جریان در روش معادله فشار..... ۷۶
- شکل (۴-۱۴): حفره مثلثی..... ۷۷
- شکل (۴-۱۵): خطوط جریان در  $Re=800$ ..... ۷۷
- شکل (۴-۱۶): سرعت در خط میانه‌ی حفره در  $Re=800$ ..... ۷۸
- شکل (۵-۱): شبکه فربندی شده..... ۸۵
- شکل (۵-۲): سمت راست: شکل اولیه و شکل هدف در الگوریتم طراحی در جریان لزج، سمت چپ: پروفیل فشار در شکل اولیه و شکل هدف..... ۸۹
- شکل (۵-۳): شکل پس از اولین تکرار طراحی..... ۹۰
- شکل (۵-۴): نودهای انتخاب شده برای بررسی معادلات جبری..... ۹۰
- شکل (۵-۵): حجم کنترل اطراف نود داخلی P..... ۹۲
- شکل (۵-۶): حجم کنترل اطراف نود مرزی B..... ۹۳
- شکل (۵-۷): طراحی مستقیم با فرمولاسیون گذرا..... ۹۵
- شکل (۵-۸): حفره‌های مورد مطالعه در فرمولاسیون طراحی گذرا..... ۹۵
- شکل (۵-۹): پروفیل فشار در ضلع پایین حفره خمیده و صاف..... ۹۶
- شکل (۵-۱۰): نتیجه اجرای الگوریتم طراحی روی حفره..... ۹۷
- شکل (۱-ا): محدوده انتشار اطلاعات در محدوده مافوق صوت..... ۱۱۰
- شکل (۲-ا): جهات مشخصه در جریان مافوق صوت..... ۱۱۱
- شکل (۳-ا): نمودار تراکم ایزنتروپیک و منحنی Hugoniot..... ۱۱۷
- شکل (۴-ا): شبکه بی‌سازمان حول ایرفویل..... ۱۱۹
- شکل (۵-ا): حجم کنترل اطراف یک نود و مختصات محلی در المان مثلثی..... ۱۲۰
- شکل (۶-ا): تعیین المان بالادست المان ز..... ۱۲۱
- شکل (۷-ا): کانتور ماخ حول NACA0012 در جریان با ماخ ورودی 0.8 و زاویه حمله ۱۰ درجه..... ۱۲۶
- شکل (۸-ا): توزیع  $C_p$  روی سطح ایرفویل NACA0012 در جریان با ماخ ورودی 0.3 و زاویه حمله ۱۰ درجه..... ۱۲۶
- شکل (۹-ا): کانتورهای ماخ حول NACA0012 برای جریان ورودی ماخ 0.8..... ۱۲۷
- شکل (۱۰-ا): نمودار  $C_p$  برای جریان با ورودی ماخ 0.8..... ۱۲۸
- شکل (۱۱-ا): توزیع ماخ روی NACA0012 در جریان با ورودی ماخ 0.8 و زاویه حمله صفر درجه..... ۱۲۸
- شکل (۱۲-ا): نمودار همگرایی برای حل جریان حول NACA0012 با ماخ ورودی 0.8 و زاویه حمله صفر درجه..... ۱۲۹
- شکل (۱۳-ا): کانتورهای ماخ برای جریان با ورودی ماخ 0.75 و زاویه حمله 2 درجه..... ۱۲۹
- شکل (۱۴-ا): توزیع ماخ برای جریان با ورودی 0.95 و زاویه حمله صفر..... ۱۳۰
- شکل (ب-۱): کانال یک بعدی..... ۱۳۱
- شکل (ب-۲): حدس اولیه فشار و سرعت..... ۱۳۳
- شکل (ب-۳): نمودار همگرایی..... ۱۳۴
- شکل (ب-۴): سرعت و فشار نهایی..... ۱۳۴
- شکل (ب-۵): در معادله پیوستگی و در نود ۱۵ ترم منبع 0.2 قرار گرفته است..... ۱۳۴
- شکل (ب-۶): نمودار همگرایی در روش معادله فشار..... ۱۳۶
- شکل (ب-۷): مقادیر نهایی فشار، سرعت و سرعت میانی..... ۱۳۷
- شکل (ب-۸): پاسخ ها با حضور ترم منبع در معادله پیوستگی..... ۱۳۸
- شکل (ب-۹): پاسخ ها با حضور ترم منبع در معادله مومنتوم..... ۱۳۹
- شکل (ب-۱۰): پاسخ ها در حضور ترم های منبع در نودهای ۲۵ و ۷۵ در معادله مومنتوم..... ۱۳۹
- شکل (ج-۱): حجم کنترل های اطراف نودها در روش Xu [96]..... ۱۴۳

## فصل ۱ - مقدمه ای بر مسئله طراحی ایرفویل

### ۱-۱ موضوع این رساله

بحث اصلی این رساله طراحی شکل ایرفویل در جریان سیال است. در واقع پروفیل ایرفویلی را می-خواهیم که توزیع فشار تعیین شده توسط طراح را ایجاد کند. "طراحی شکل" جزء مسئله های معکوس به حساب می آید که در این فصل ابتدا تعریف آنها را ارائه خواهیم کرد. سپس الگوریتم های مختلف برای حل مسئله طراحی شکل را دسته بندی کرده و به تفاوت های آنها اشاره می کنیم. در انتهای فصل نیز به معرفی کوتاهی از روش طراحی مستقیم که موضوع اصلی این رساله است خواهیم پرداخت و در فصل های آینده نتیجه ای اجرای این روش را در جریان های ایده آل، پتانسیل تراکم پذیر و لزج ارائه خواهیم داد. اجرای روش طراحی مستقیم در شبکه های بی سازمان انجام شده است و هرچند اولین هدف رساله طراحی ایرفویل در جریان لزج بود ولی به دلیل مواجهه با مسائل مهمی در اعمال شرط مرزی مسئله معکوس، روش در جریان پتانسیل تراکم پذیر نیز اجرا شده است.

### ۲-۱ مسائل معکوس

اغلب پدیده های فیزیکی که در مهندسی مکانیک مورد بررسی قرار می گیرند با معادلات دیفرانسیل پاره ای یا معادلات انتگرالی و یا معادلات دیفرانسیلی-انتگرالی (integro-differential equations) توصیف می شوند. این معادلات حاکم در هندسه ای مشخص و تحت شرایط مرزی و شرایط اولیه تعیین شده ای تعریف می شوند. خواص محیط (مثل لزجت، رسانایی حرارتی، ثابت فنر و ...) نیز که معمولاً در ضرایب معادله ای حاکم حضور دارند، یا از قبل معلوماند و یا از طریق معادلات کمکی همزمان با حل معادله ای حاکم بدست می آیند.

اگر تمامی اطلاعات فوق برای یک پدیده‌ی فیزیکی معلوم باشد با یک مسئله آنالیز مواجهیم که نتیجه‌ی آن بدست آوردن کمیت‌های میدانی (field quantities) نظیر سرعت، فشار، دما، تنش، میدان مغناطیسی و ... در کل میدان است ولی اگر هر یک از این اطلاعات (معادلات حاکم، هندسه، شرایط مرزی، شرایط اولیه، خواص محیط)، نامعلوم باشند با یک مسئله معکوس مواجهیم که علاوه بر کمیت‌های میدانی، باید جزء نامعلوم را نیز بدست آورد [1]. معمولاً در چنین مسائلی باید اطلاعاتی اضافی برای بدست آوردن جزء نامعلوم در اختیار داشت در غیر این صورت نمی‌توان مسئله معکوس را حل کرد.

به عنوان مثال اگر گلوله‌ی ای داغ با شرایط اولیه و شرط مرزی مشخص داشته باشیم، بدست آوردن توزیع دمای گلوله بر حسب زمان یک مسئله آنالیز است ولی اگر بخواهیم دمای اولیه خورشید را از روی دمای کنونی آن تعیین کنیم با حل یک مسئله معکوس مواجهیم که شرط اولیه در آن جزء مجهولات مسئله به حساب می‌آید. همچنین اگر دمای سطوح یک دیواره معلوم باشد، بدست آوردن توزیع دمای داخلی دیواره یک مسئله آنالیز است ولی اگر به دلیل عدم دسترسی به یکی از دیواره‌ها (مثل بدنه داخلی یک کوره‌ی داغ) دمای چند نقطه داخلی را اندازه‌گیری کنیم، برای بدست آوردن دمای مرز باید یک مسئله‌ی معکوس را حل کنیم.

عمده‌ترین مشکل مسائل معکوس بد رفتار بودن یا بد وضع بودن آنهاست. به این معنی که امکان دارد یک مسئله معکوس جوابی نداشته باشد یا اینکه چند جواب داشته باشد یا جواب‌ها به تغییرات اندک پارامترهای ورودی یا خطاها و محدودیت‌های ماشین محاسب خیلی حساس باشند.

### ۱-۳- مسئله طراحی شکل ایرفویل

یکی از مهمترین مسائل معکوس، مسئله‌ی تعیین شکل است که مورد توجه طراحان قرار دارد. در چنین مسئله‌ای توزیع مرزی مطلوب یکی از کمیت‌های میدانی (مانند فشار) داده شده و هدف از حل مسئله پیدا کردن شکلی است که چنین خواسته‌ای را ارضاء کند. از کاربردهای مسئله طراحی شکل می‌توان به طراحی کانالهای حاوی جریان تراکم ناپذیر که جدایش جریان در آنها رخ ندهد [2]، طراحی دیفیوزرها و نازل‌هایی که فشار روی دیواره‌ی آنها تعیین شده باشد [3, 4]، طراحی پره‌های یک کمپرسور

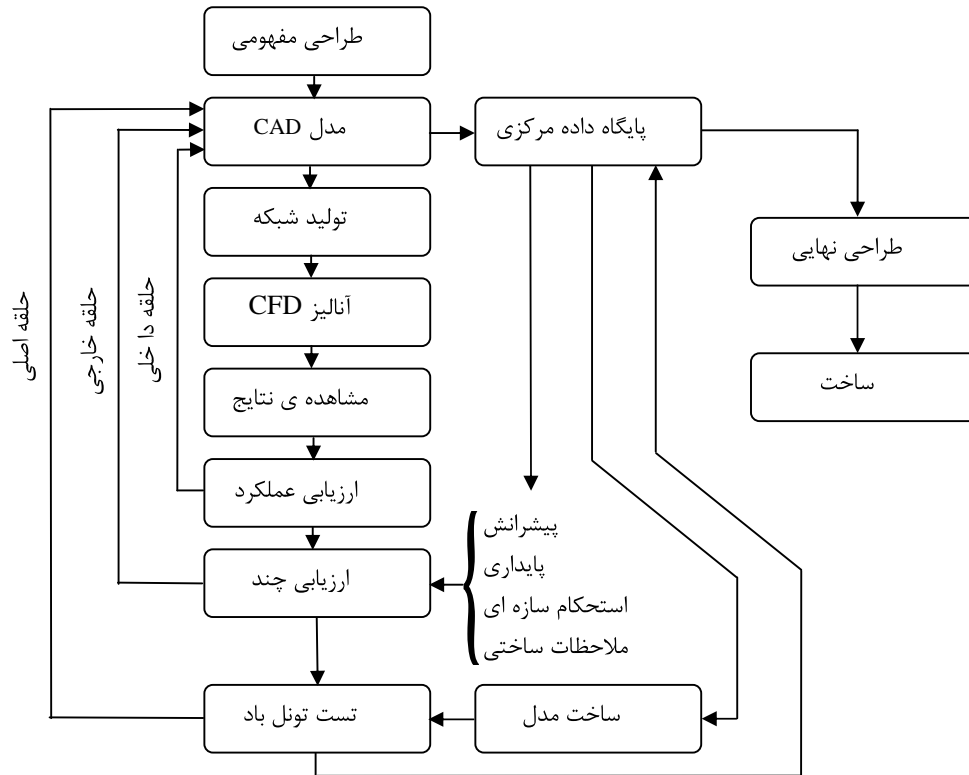
که دبی جرمی تعیین شده ای داشته باشد [5] و طراحی ایرفویلی که توزیع فشار مشخصی اطراف آن باشد [6, 7] اشاره کرد.

در بحث طراحی هواپیما دست یافتن به پروفیل ایرفویل بهینه ای برای بال، که بیشترین نیروی لیفت و کمترین درگ را ایجاد کند همچنان به عنوان یک مسئله مهم مورد توجه طراحان است. پیچیدگی معادلات جریان سیال لزج باعث شد تا اولین تلاشها در این زمینه، فعالیت‌هایی کاملاً تجربی باشد که در انتهای قرن ۱۹ و ابتدای قرن ۲۰ انجام شد. اما امروزه که حلهای عددی جریان سیال در رژیمهای مختلف جریانی با موفقیت به اجرا در آمده است، فرایند طراحی ایرفویل بهینه برای بال نیز از تلاشی کاملاً تجربی به یک فرایند عددی- تجربی در داخل حلقه ی طراحی هواپیما و با در نظر گرفتن ملاحظات چند منظوره (Multi Disciplinary) تبدیل شده است.

طراحی هواپیما در سه مرحله انجام می شود: ۱- طراحی مفهومی که در آن ماموریت، اندازه های اولیه، وزن و عملکرد هواپیما تعیین می گردد. ۲- طراحی اولیه که در آن شکل آیرودینامیکی، طرح سازه ای، سیستم پیشرانش، کنترل و دینامیک پرواز هواپیما با استفاده از نرم افزارها و اصول علمی مختلف و در ارتباط با یکدیگر مورد بررسی قرار می گیرند. ۳- طراحی نهایی که جزئیات سازه و زیر سیستمها به دقت تعیین شده و نقشه های اجرایی به همراه مشخصات عملکردی هر جزء برای ساخت آماده می گردد. شکل (۱-۱) فرایند طراحی را به تصویر کشیده است [8].

در شکل (۱-۱) مشخص است که طراحی آیرودینامیکی در فاز طراحی اولیه انجام می شود. نقطه ی شروع طراحی، مدل CAD آماده شده در فاز طراحی مفهومی است و معمولاً با استفاده از الگوریتمهای بهینه سازی با تکرارهای قابل ملاحظه ای در حلقه داخلی به طرح آیرودینامیکی اولیه دست پیدا می کنند. سپس در حلقه ی خارجی از شکل (۱-۱) ارزیابی چند منظوره (Multi-Disciplinary Evaluation) انجام شده که در این حلقه، شکل بدست آمده به لحاظ استحکام سازه ای، تاثیر بر پایداری هواپیما و ... مورد بررسی قرار می گیرد. در انتها حلقه ی اصلی طراحی با انجام تست تونل باد تکمیل می شود. هر کدام از مراحل سه گانه فوق برای ساخت هواپیمای بوئینگ بین ۴ تا ۶ ماه به طول انجامیده

است [8] بنابراین واضح است که بهبود الگوریتمهای CFD که حلقه داخلی طراحی را کوتاهتر و کارآمدتر کنند تا چه اندازه می تواند مفید باشد.



شکل (۱ ۱): جایگاه طراحی شکل در حلقه داخلی فرایند طراحی هواپیما است [8]



### ۴-۱ - الگوریتمهای عددی طراحی شکل

در طول سه دهه ی گذشته با گسترش روشهای عددی برای حل مسائل مهندسی، حل عددی مسائل طراحی شکل نیز مورد توجه ویژه قرار گرفته است. حل این مسائل با دو رویکرد کلی انجام شده است. رویکرد اول استفاده از روشهای "بهینه سازی" و رویکرد دوم استفاده از روشهای "طراحی" است. در روشهای بهینه سازی، حدس اولیه ای برای شکل مجهول انتخاب می شود، سپس تابع هدفی که بیانگر فاصله عملکرد شکل حدس زده شده با خواسته ی طراح است تعریف شده و با تغییر شکل، این تابع هدف مینیمم می شود. اما در روشهای طراحی، هیچ تابع هدفی تعریف و بهینه نخواهد شد بلکه سعی بر اینست که فرمولاسیونی ارائه شود تا مختصات شکل مجهول بر حسب کمیت میدانی داده شده توسط طراح بدست آید.

برای حل عددی یک مسئله آنالیز ایرفویل، که در آن شکل ایرفویل معلوم است و پروفیل فشار اطراف آن مجهول است دو ابزار محاسباتی مورد نیاز است:

۰۱- تولید شبکه (Grid Generator).

۰۲- حلگر جریان (Flow Solver).

برای حل عددی مسئله معکوس طراحی ایرفویل، که در آن شکل ایرفویل مجهول است ولی پروفیل فشار اطراف آن معلوم است، سه ابزار محاسباتی مورد نیاز است:

۰۱- تولید شبکه (Grid Generator).

۰۲- حلگر جریان (Flow Solver).

۰۳- الگوریتم تغییر شکل (Shape Updater).

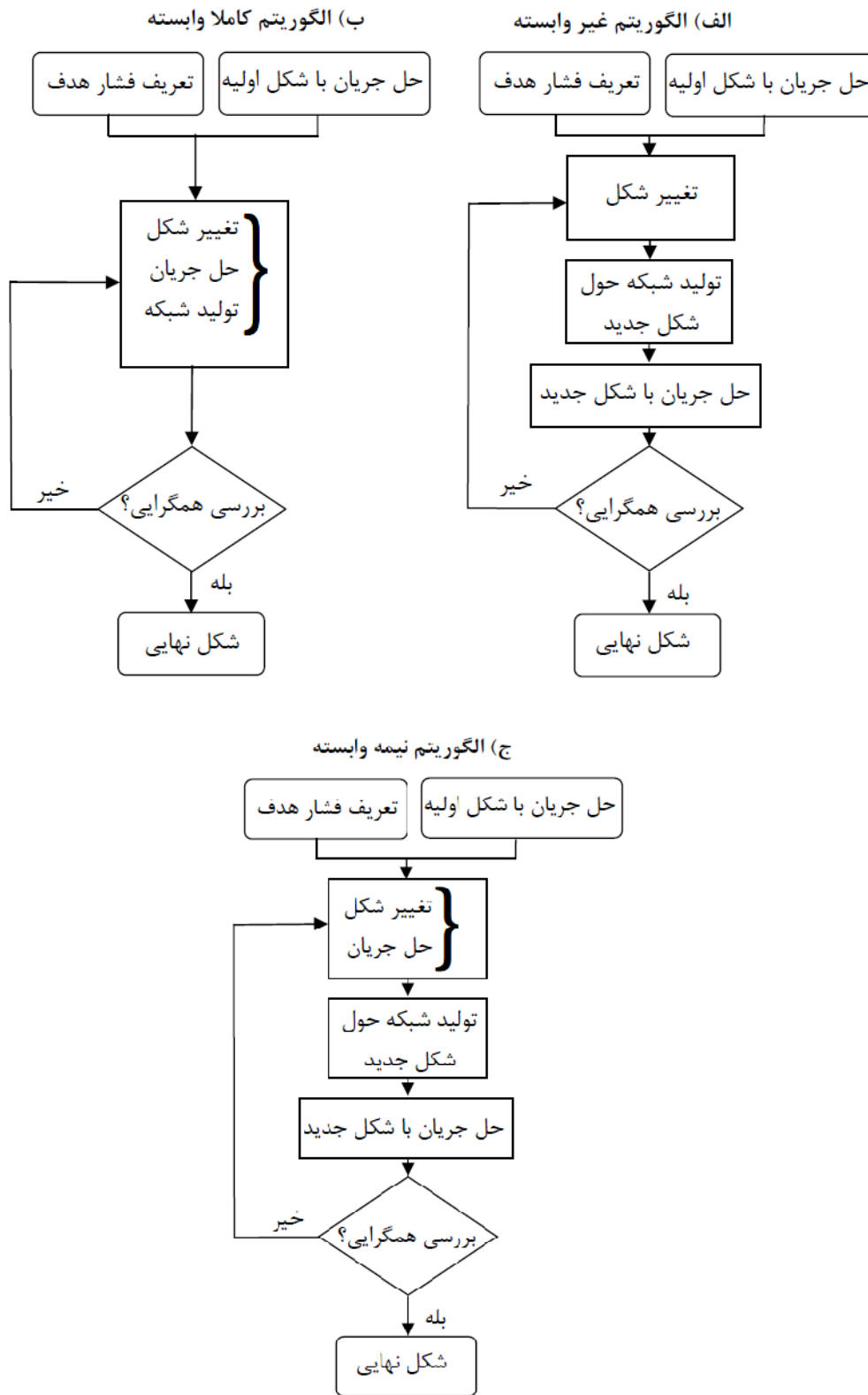
تفاوت روشهای عددی طراحی شکل در ارتباط این سه جزء محاسباتی است که در

شکل (۴ ۱) به تصویر کشیده شده است. این روشها را می توان به سه گروه تقسیم کرد. دسته اول روشهای غیر وابسته (Un-Coupled) هستند که هر سه مرحله ی تولید شبکه، حل جریان و تغییر شکل در آنها مجزای از یکدیگر صورت می پذیرد. روشهای بهینه سازی که کاربرد زیادی در طراحی ایرفویل دارند در این گروه قرار می گیرند.

دسته دوم، روشهای کاملاً وابسته (Fully-Coupled) هستند که در آنها هر سه عملیات محاسباتی فوق به صورت همزمان انجام می شود. در این روشها فرمولاسیونی برای هر نود بدست می آید که علاوه بر کمیت‌های میدانی (مثل سرعت و فشار)، مکان نودها را نیز به عنوان مجهول در نظر می گیرد. سپس با ترکیب معادلات تولید شبکه (یا هر معادله دیگری که قیدی برای مکان نودها باشد) با فرمولاسیون گفته شده و اعمال شرط اضافی مسئله (معلوم بودن فشار روی ایرفویل)، دستگاه معادله ی بسته ای تشکیل می شود که به طور همزمان هم موقعیت شکل مجهول و هم متغیرهای میدانی و مکان نودهای داخلی بدست می آید.

دسته سوم، روشهای نیمه وابسته (Semi-Coupled) هستند که در صورت عدم وجود معادلات تولید شبکه (یا معادلات مقید کننده ی مکان نودها) کارایی دارند. در این روشها حل جریان و تغییر شکل همزمان است ولی در هر مرحله روی شکل جدید، دوباره شبکه بندی شده و با حل مجدد جریان، متغیرهای میدانی روی نودهای داخلی به روز شده و تکرار بعدی انجام می شود.

روشهای غیر وابسته این مزیت را دارند که کدهای آماده ی حل جریان به راحتی در آنها مورد استفاده قرار می گیرد در حالیکه در روشهای وابسته باید کدنویسی همراه با ملاحظات خاص انجام پذیرد. نقطه ضعف بیشتر روشهای وابسته ارائه شده تا کنون در این است که از نظر تئوری قابل تعمیم به جریانهای سه بعدی و پیچیده نیستند و عموماً در جریانهای ساده کاربرد دارند. ضمن اینکه بیشتر فرمولاسیونهای وابسته حالتی بد وضع دارند [8].



شکل (۲۱): الگوریتمهای طراحی شکل

### ۱-۴-۱- الگوریتمهای غیروابسته

در بخش قبل گفته شد که در الگوریتمهای غیروابسته برای طراحی شکل، سه جزء محاسباتی تولید شبکه، حلگر جریان و تغییر دهنده ی شکل به صورت مجزا از یکدیگر اجرا می شوند. روشهایی که از الگوریتمهای غیروابسته استفاده می کنند را می توان به سه گروه تقسیم بندی کرد که عبارتند از روشهای تکراری (Iterative Techniques)، روشهای بهینه سازی محلی (Local Optimization Techniques) و روشهای تکاملی (Evolutionary Algorithms).

#### روشهای تکراری

در روشهای تکراری، معادله ای برای تغییر شکل ارائه می شود و مطابق با آنچه در شکل (۱-۲ الف) دیده شد، فرایند تکرار تا همگرایی توزیع فشار حول جسم به توزیع فشار خواسته شده ادامه می یابد. در این روش ها باید معادله ای اضافی برای تغییر شکل فرض شود. لزومی ندارد که این معادله اضافی به فیزیک مسئله ارتباطی داشته باشد بلکه فقط مدلی فرضی برای تغییر شکل ایرفویل در طول تکرارهاست که البته از تفاوت توزیع فشار اطراف شکل و توزیع فشار خواسته شده توسط طراح تاثیر می پذیرد.

یکی از روشهای تکراری، سطح ایرفویل را به عنوان یک پوسته الاستیک در نظر می گیرد که تحت نیروهای آیرودینامیکی تغییر شکل می دهد. این تغییر شکل تا زمان رسیدن به توزیع فشار خواسته شده توسط طراح ادامه می یابد. این روش به نام MGM (Malone-Garabedian-MacFadden) [1] معروف است. البته دو مشکل عمده در اجرای این روش وجود دارد. اولین مشکل، نرخ کند همگرایی در لبه حمله و لبه فرار ایرفویل است و دومین مشکل نرخ بسیار کند همگرایی در جریانهای با معادلات حاکم غیر خطی است. به این معنی که این روش در جریان پتانسیل، که معادله حاکم آن معادله خطی لاپلاس است، با هزینه معقولی به اجرا در می آید ولی اگر از معادلات نویر استوکس استفاده کنیم ممکن است برای همگرایی به بیش از ۱۰ هزار تکرار نیاز باشد که در هر تکرار باید یکبار معادله نویر استوکس حل شود. چنین هزینه محاسباتی قطعا در حالت ۳ بعدی بسیار سنگین و غیر معقول است. در مرجع [9]