بسم الله الرحمن الرحيم

دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده مکانیک

ارائه روش طراحی معکوس جدید پوسته الاستیک برای طراحی ایرفویل در رژیم‌های لزج مادون صوت و گذر صوت

پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک- تبدیل انرژی

مریم صفری

استاد راهنما

دکتر مهدی نیلی احمد آبادی دکتر ابراهیم شیرانی

۱۳۹۲

دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده مکانیک

پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد رشته‌ی مهندسی مکانیک – تبدیل انرژی خانم مریم صفری

تحت عنوان

ارائه روش طراحی معکوس جدید پوسته الاستیک برای طراحی ایرفویل در رژیم‌های لزج مادون صوت و گذر صوت

در تاریخ توسط کمیته‌ی تخصصی زیر مورد بررسی و تصویب نهایی قرار گرفت.

۱- استاد راهنمای پایان‌نامه	دکتر مهدی نیلی احمد آبادی
۲- استاد مشاور پایان‌نامه	دکتر ابراهیم شیرانی
۳- استاد داور	دکتر محسن ثقفیان
۴- استاد داور	دکتر احمد صداقت
سرپرست تحصیلات تکمیلی دانشکده	دکتر محمد رضا سلیم پور

سپاس

(من لم یشکر المخلوق لم یشکر الخالق)

سپاس بیکران پروردگار بی همتا را که این حقیر را یاری فرمود تا بتوانم در این راه قدم بردارم. پروردگارا اکنون نشانم ده که چگونه علم ودانشم را خردمندانه و عاشقانه به کار گیرم و راهی بیابم که در هر ذره ای که می نگرم جز جمال تو چیزی نبینم. پروردگارا به من ایمان و جرأتی ده که آنچه را که حق می دانم به خاطر آنچه «بد می دانند» کتمان نکنم. پروردگارا از اینکه توانی دادی تا از پایگاه دانش خویش دفاع کنم بسیار خرسندم، و چشم به راه آن دمم که سرافرازانه در پیشگاه تو از آدمیت خویش دفاع کنم.

در اینجا بر خود لازم می دانم از تمامی عزیزانی که در طول این سال ها مرا در تحصیل علم، معرفت و فضایل اخلاقی یاری نموده اند تقدیر و تشکر کنم:

از زحمات بی شائبه و خالصانه استاد ارجمند جناب آقای دکتر نیلی احمد آبادی که با تواضع، صبر و متانت خویش، در مراحل مختلف این پروژه مرا یاری نموده اند تشکر می کنم و همواره رهنمودهای استادانه و ارزنده ایشان فراروی داشته و از خداوند متعال برای ایشان و همه پویندگان علم و دانش آرزوی توفیق روزافزون در کلیه مراحل زندگی دارم.

بسی شایسته است از استاد فرهیخته جناب آقای دکتر شیرانی، که دقت و نکته سنجی های خاصشان مرا در پیمودن هرچه دقیق تر این راه مصمم ساخت، تقدیر و تشکر نمایم.

همچنین، از استاد فرزانه جناب آقای دکتر قائی که وقت خود را بی شائبه در اختیار من گذاشته و با دقت نظر خاصی مشاوره لازم را در این راه ارائه نمودند، صمیمانه تشکر و قدردانی می نمایم.

از هیئت داوران که این پایان نامه را مورد مطالعه قرار دادند و در جلسه دفاعیه شرکت نموده اند، کمال تشکر را دارم. از کلیه اساتیدی که افتخار شاگردی در محضرشان را داشتم تشکر می کنم، و از تمامی دوستانم که در همه حال هم چون کوهی استوار حامی و پشتیبان من بودند سپاس گزارم.

کلیه‌ی حقوق مادی مترتب بر نتایج مطالعات، ابتکارات و نوآوری‌های ناشی از تحقیق موضوع این پایان‌نامه (رساله) متعلق به دانشگاه صنعتی اصفهان است.

اگر قابل تقدیم باشد:

تقدیم به پدر بزرگوارم

کسی که تمام امروزهای من تجسم دیروزهای از دست رفته اش است. او که لبخندهای امروزم را به بهای سیاهی موهایش و طراوت زندگیش برایم به ارمغان آورده است.

تقدیم به آرام جانم و مهربانتر از من به من...

مادر نازنینم

او که در نیایش های دیروزش امروز مرا از خدا خواست. او که گذشت از هر آنچه نمی توان گذشت.

پدر و مادر عزیزم در راهی که برایم هموار کردید رفتن کار سختی نبود.

قدرشناس محبت هایتان.

تقدیم به یگانه خواهر مهربان

کسی که وجود نازنینش شادی بخش لحظه لحظه ایام من است

آرزومند آرزوهایش.

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست مطالب ..... هشت

فهرست اشکال ..... ده

فهرست جداول ..... دوازده

فهرست علائم ..... سیزده

چکیده ۱

فصل اول: مقدمه

۱-۱ مسائل تحلیلی و طراحی در مهندسی ۲

۱-۲ طراحی معکوس ۴

۱-۳ مروری بر کارهای گذشته ۶

۱-۴ روش جدید طراحی معکوس تکراری ۹

۱-۵ اهداف ۱۰

فصل دوم: الگوریتم طراحی معکوس

۲-۱ طراحی معکوس به روش غشای انعطاف پذیر ۱۱

۲-۲ سری فوریه ی غشای الاستیک ۱۳

۲-۳ معادلات المان محدود حاکم بر تیر ۱۷

۲-۳-۱ مفاهیم و اصطلاحات اساسی ۱۷

۲-۳-۲ مدل ریاضی تیر ۱۷

۲-۳-۳ مدل های المان محدود ۱۹

۲-۴ الگوریتم روش پوسته الاستیک ۳۴

۲-۴-۱ نحوه اعمال اختلاف فشار به تیر ۳۷

فصل سوم: معادلات حاکم بر جریان

۳-۱ حل کننده جریان تراکم پذیر غیر لزج ۳۸

۳-۱-۱ معادلات اویلر ۳۸

۳-۱-۲ روش گسسته سازی +AUSM ۳۹

۳-۲ حلگر جریان فلوئنت ۴۲

فصل چهارم: اثبات عملکرد و توانایی روش

۴-۱ ارزیابی الگوریتم پوسته الاستیک در رژیم جریان غیر لزج ۴۵

۴-۱-۱ ایرفویل NACA0011 ..... ۴۵

۴-۱-۲ ایرفویل FX63-137 ..... ۴۷

۴-۱-۳ ایرفویل 727 BOEING ۴۸

۴-۱-۴ ایرفویل ONERA M6 ..... ۴۹

۴-۲ مقایسه روش طراحی معکوس پوسته الاستیک با روش های غشای انعطاف پذیر و گلوله-اسپاین ۵۱

۴-۳ ارزیابی الگوریتم پوسته الاستیک در رژیم جریان لزج ۵۳
۴-۳-۱ ایرفویلNACA0011..... ۵۴
۴-۳-۲ ایرفویلBOEING 727 ..... ۵۸
۴-۳-۳ ایرفویل E61..... ۵۹
۴-۴ قابلیت کاربرد روش طراحی معکوس پوسته الاستیک در شبکه های بی سازمان ۶۰
فصل پنجم: موارد طراحی
۵-۱ طراحی ایرفویل ONERA M6 در رژیم جریان غیرلزج..... ۶۲
۵-۲ طراحی ایرفویل BOEING 727 در رژیم جریان غیرلزج ۶۳
۵-۳ طراحی ایرفویل ONERA M6 در رژیم جریان لزج..... ۶۴
۵-۴ طراحی ایرفویل RISO در رژیم جریان لزج ۶۵
۵-۵ طراحی ایرفویل NACA0012 در رژیم جریان لزج ۶۶
فصل ششم: نتیجه گیری و پیشنهادات
۶-۱ نتیجه گیری..... ۶۸
۶-۲ پیشنهادها..... ۶۹
مراجع..... ۷۰

فهرست اشکال

شماره شکل **صفحه**

شکل ۱-۱ فلوچارت روند طراحی معکوس پوسته الاستیک ۹
شکل ۲-۱ جرم- فنر- دمپر ۱۳
شکل ۲-۲ مختصات S روی کانتور ایرفویل، تصحیحات کانتور Δn و Δy، و سیستم کارتزین X و Y ۱۳
شکل ۲-۳ سینماتیک تیر برنولی - اویلر ۱۸
شکل ۲-۴ ایدهآل سازی تیر غیرخطی هندسی همانند اسمبل کردن المانهای محدود ۱۹
شکل ۲-۵ المان دو گرهی، شش درجه آزادی ۲۰
شکل ۲-۶ زاویه کرنش برشی در مدل تیموشنکو ۲۱
شکل ۲-۷ مقایسه سینماتیک مدل های المان محدود تیر دو گرهی ۲۱
شکل ۲-۸ سینماتیک لاگرانژین المان تیر C^0 (شکل مرجع در راستای X) ۲۲
شکل ۲-۹ المان تیر با شکل مرجع در راستای دلخواه ۲۶
شکل ۲-۱۰ تنش های حاصله (نیروهای داخلی) در شکل مرجع و شکل اخیر ۲۸
شکل ۲-۱۱ روش المان محدود غیرخطی برای حل معادلات تیر ۳۴
شکل ۲-۱۲ مدل دیواره ایرفویل به صورت تیر خمیده ۳۵
شکل ۲-۱۳ مدل دیواره بالایی ایر فویل به صورت تیر خمیده ۳۵
شکل ۲-۱۴ قسمت جدا شده تیر (لبه حمله) برای بهبود همگرایی در لبه حمله ۳۵
شکل ۲-۱۵ فلوچارت روش طراحی معکوس پوسته الاستیک ۳۶
شکل ۴-۱ مش C شکل ایرفویل (سایز شبکه=۱۷ × ۱۰۵) ۴۵
شکل ۴-۲ (A) توزیع فشار دیواره ایرفویل های حدس اولیه و هدف (NACA0011)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از ایرفویل دلخواه (حدس اولیه) به ایرفویل هدف NACA0011. (AOA=0 ، M=0.45) ۴۶
شکل ۴-۳ روند تغییرات خطای فشار در تکرارهای مختلف ۴۶
شکل ۴-۴ توزیع فشار دیواره ایرفویلهای حدس اولیه و هدف (NACA0011)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از ایرفویل دلخواه (حدس اولیه) به ایرفویل هدف NACA0011. (AOA=10 ، M=0.45) ۴۷
شکل ۴-۵ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (FX63-137)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از صفحه تخت (حدس اولیه) به ایرفویل هدفFX63-137. (AOA=0 ، M=0.45) ۴۷
شکل ۴-۶ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (FX63-137)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از صفحه تخت (حدس اولیه) به ایرفویل هدفFX63-137. (AOA=6 ، M=0.45) ۴۸
شکل ۴-۷ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (727 BOEING)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از صفحه تخت (حدس اولیه) به ایرفویل هدف 727 BOEING. (AOA=0 ، M=0.45) ۴۸
شکل ۴-۸ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (727 BOEING)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از صفحه تخت (حدس اولیه) به ایرفویل هدف 727 BOEING. (AOA=5 ، M=0.45) ۴۹
شکل ۴-۹ کانتور ماخ ایرفویل ONERA M6. (AOA=0 ، M=0.45) ۵۰

شکل ۴-۱۰ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (ONERA M6)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از یک ایرفویل دلخواه (حدس اولیه) به ایرفویل هدف ONERA M6. (M=0.9 ، AOA=0) ۵۰
شکل ۴-۱۱ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه و ایرفویل هدف (ONERA M6)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از یک ایرفویل دلخواه (حدس اولیه) به ایرفویل هدف ONERA M6. (M=0.9 ، AOA=7) ۵۱
شکل ۴-۱۲ مش C شکل ایرفویل در نرم افزار گمبیت (سایز شبکه= ۴۵ × ۲۱۰) ۵۴
شکل ۴-۱۳ (A) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (NACA0011) و حدس اولیه، (B) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف (NACA0011). (M=0.45 ، AOA=5) ۵۴
شکل ۴-۱۴ کانتور عدد ماخ ایرفویل NACA0011 در زاویه حمله ۵ درجه ۵۵
شکل ۴-۱۵ (A) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (NACA0011) و حدس اولیه، (B) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف (NACA0011). (M=0.9 ، AOA=5) ۵۵
شکل ۴-۱۷ (A) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (NACA0011) و حدس اولیه، (B) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف (NACA0011). (M=0.9 ، AOA=5) ۵۶
شکل ۴-۱۸ میدان جریان اطراف ایرفویل NACA0011 ..... ۵۷
شکل ۴-۱۹ (A) توزیع فشار دیواره هندسه هدف (NACA0011) و حدس اولیه، (B) روند اصلاح هندسه و اختلاف بین هندسه نهایی و هدف (NACA0011). (M=0.45 ، AOA=9) ۵۷
شکل ۴-۲۰ میدان جریان اطراف هندسه نهایی بدست آمده از طراحی ۵۸
شکل ۴-۲۵ توزیع فشار دیواره ایرفویل های حدس اولیه و هدف (NACA0012)، (B) روند اصلاح شکل دیواره از ایرفویل دلخواه (حدس اولیه) به ایرفویل هدف NACA0012. (M=0.45 ، AOA=0) ۶۱
شکل ۵-۱ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (ONERA M6) و شکل نهایی، (B) هندسه اولیه (ONERA M6) و شکل نهایی (M=0.9 ، AOA=1.5) ۶۳
شکل ۵-۲ کانتور ماخ ایرفویل ONERA و شکل طراحی شده ۶۳
شکل ۵-۳ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (727 BOEING) و شکل نهایی، (B) هندسه اولیه (727 BOEING) و شکل نهایی (M=0.9 ، AOA=6) ۶۴
شکل ۵-۴ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (ONERA M6) و شکل نهایی، (B) هندسه اولیه (ONERA M6) و شکل نهایی (M=0.9 ، AOA=7) ۶۵
شکل ۵-۵ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (RISO) و شکل نهایی، (B) هندسه اولیه (RISO) و شکل نهایی (AOA=6 ، M=0.45) ۶۶
شکل ۵-۶ (A) توزیع فشار دیواره حدس اولیه (NACA0012) و شکل نهایی، (B) هندسه اولیه (NACA0012) و شکل نهایی (M=0.45 ، AOA=5) ۶۷
شکل ۵-۷ اثر اندازه شبکه روی هندسه طراحی شده ۶۷

فهرست جداول

شماره جدول **صفحه**

جدول ۴-۱ تعداد مرحله اصلاح هندسه، سایز شبکه، زمان محاسبات برای سه روش پوسته‌ی الاستیک، غشای انعطاف پذیر، بال-اسپاین ۵۲
جدول ۴-۲ تعداد مرحله اصلاح هندسه، زمان محاسبات برای سه روش پوسته‌ی الاستیک، غشای انعطاف پذیر، بال-اسپاین در شبکه‌های مختلف ۵۳
جدول ۵-۱ ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ برای ایرفویل BOEING و ایرفویل طراحی شده ۶۴
جدول ۵-۲ ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ برای ایرفویل ONERA و ایرفویل طراحی شده ۶۵
جدول ۵-۳ ضریب لیفت و نسبت لیفت به درگ برای ایرفویل RISO و ایرفویل طراحی شده ۶۶

فهرست علائم

AOA	زاویه حمله
A	مساحت سطح مقطع در شکل اخیر
A_0	مساحت سطح مقطع در شکل مرجع
$\beta_0, \beta_1, \beta_2$	ضرایب ثابت
BSA	الگوریتم گلوله- اسپاین
CPD	توزیع فشار اخیر
C_P	ضریب فشار
DOF	درجه آزادی
ds	طول دیفرانسیلی کمان در شکل مرجع
E	مدول الاستیسیته
$Error\ P$	پارامتر خطای فشار
$Error\ Q$	پارامتر خطای کمیت هایی از قبیل $\rho, \rho u, \rho v, \rho e$
$\underline{e}$	بردار کرنش
e	کرنش محوری
ESA	الگوریتم پوسته الاستیک
F	ماتریس گرادیان تغییر شکل
f	بردار نیرو
FSA	الگوریتم ریسمان انعطاف پذیر
F_0, F_1, F_2	ضرایب ثابت
$\beta_0, \beta_1, \beta_2$	ضرایب ثابت
G	مدول برشی
H	ماتریس گرادیان جابه جایی
h	بردار کرنش کلی
I	ممان اینرسی دوم در شکل موجود
I_0	ممان اینرسی دوم در شکل مرجع
K	ماتریس سختی مماسی
K_M	ماتریس سختی مواد
K_G	ماتریس سختی هندسی
L	طول المان در شکل اخیر
L_0	طول المان در شکل مرجع
M	عدد ماخ

m	ممان خمشی در شکل مرجع
M^0	ممان خمشی در شکل مرجع
MGM	روش غشای انعطاف پذیر
N	نیروی محوری در شکل اخیر
N^0	نیروی محوری در شکل مرجع
P	فشار استاتیکی
p	بردار نیروی داخلی
Q	کمیت هایی از قبیل ρ ، ρu ، ρv ، ρe
R	باقیمانده
SSD	طراحی سطح شکل
S	ماتریس بقایی قطری شامل EA_0, GA_0, EI_0
s	طول کمان در شکل اخیر
s'	مشتق X طول کمان در شکل اخیر
TPD	توزیع فشار هدف
U	انرژی کرنش
u	بردار جابه جایی گرهی
u_{Xi}	جابه جایی گرهی در جهت X
u_{Yi}	جابه جایی گرهی در جهت Y
V^0	نیروی برشی عرضی در شکل مرجع
V	نیروی برشی عرضی در شکل اخیر
w	*بردار جابه جایی داخلی*
w'	مشتق X بردار جابه جایی داخلی
X	مختصات X در شکل مرجع
x	مختصات x در شکل اخیر
Y	مختصات Y در شکل مرجع
y	مختصات y در شکل اخیر
z	بردار تنش حاصله
Δ	اختلاف
Δt	گام زمانی
Δn	تغییر شکل عمودی به سمت بیرون ایرفویل
θ_i	چرخش گرهی
θ	چرخش سطح مقطع از شکل مرجع به اخیر
ψ	زاویه بین محور طولی تیر و جهت x در شکل اخیر
γ	کرنش برشی

κ	انحنای تیر
ρ	دانسیته سیال
τ	زمان
C_L	ضریب لیفت
C_D	ضریب درگ

بالانویس‌ها

Low	مرتبط با دیواره پایین ایرفویل
Up	مرتبط با دیواره بالا ایرفویل
I.G.	حدس اولیه
Target	هدف

زیرنویس‌ها

Δt	مرتبط با جابه‌جایی اخیر
$\Delta t+1$	مرتبط با جابه‌جایی جدید

چکیده

یکی از مهمترین اهداف در طراحی ایرفویل، تعیین هندسه ایرفویل براساس یک توزیع فشار مشخص در راستای دیواره‌ها می-باشد، که طراحی معکوس شناخته می‌شود. در این روش، با توجه به توزیع سرعت یا توزیع فشار داده شده (هدف)، هندسه ایرفویلی مشخص می گردد که از لحاظ عملکرد آیرودینامیکی بهینه می‌باشد. هدف از این پژوهش، ارائه و توسعه یک روش نوین طراحی معکوس به نام پوسته الاستیک برای طراحی ایرفویل در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوت می باشد. همچنین، در این پایان نامه روش طراحی معکوس غشای انعطاف‌پذیر نیز ارائه شده است. در واقع هدف مشخص نمودن تفاوت روش غشای انعطاف‌پذیر با روش الگوریتم پوسته الاستیک می‌باشد.

الگوریتم پوسته الاستیک یک روش تکراری با مبنای فیزیکی می‌باشد، که از ترکیب حلگر جریان و کد المان محدود تیر دوبعدی به عنوان الگوریتم اصلاح هندسه تشکیل شده است. در این پایان نامه از دو حلگر جریان استفاده شده است که عبارتند از: ۱- کد غیرلزج دوبعدی، که در آن برای تحلیل میدان جریان معادلات اویلری به روش AUSM [1] حل شده‌اند. ۲- نرم افزار فلوئنت.

در روش ارائه شده، دیواره ایرفویل به صورت یک تیر خمیده انعطاف پذیر مدل شده است، که اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود در هر مرحله از محاسبات، عامل تغییر شکل دیواره‌های ایرفویل می‌باشد که با نزدیک شدن به توزیع فشار هدف، این اختلاف فشار به صفر نزدیک شده و باعث توقف حرکت دیواره‌ها می‌شود. برای همگرائی به هندسه مورد نظر، در هر مرحله تغییر شکل دیواره لازم است تنش‌های داخلی تیر صفر شوند.

در این پژوهش، عملکرد روش طراحی معکوس پوسته الاستیک با بررسی ایرفویل‌های مختلف در رژیم‌های جریان مادون صوت و گذر صوت مورد ارزیابی قرار می گیرد، که توانمندی روش در حضور جدایش جریان و شوک عمودی اثبات می شود. سپس مثال‌های طراحی متنوعی در رژیم جریان لزج و غیرلزج ارائه شده است که انعطاف‌پذیری وکارایی روش را نشان می‌دهد.

همچنین، روش ارائه شده باید قابل رقابت یا ارزانتر از روش‌های موجود تکراری از دیدگاه هزینه محاسباتی و هزینه پیاده‌سازی باشد، بدین منظور نرخ همگرایی روش ارائه شده با نرخ همگرایی روش‌های غشای انعطاف پذیر و گلوله-اسپاین مقایسه شده است. نتایج نشان داد که روش ارائه شده نرخ همگرایی بالایی در رژیم جریان گذرصوت دارد. بنابراین، الگوریتم پوسته الاستیک ابزاری کارآمد در رژیم جریان گذر صوت می‌باشد. از دیگر مزایای روش توسعه یافته ابداعی در این پژوهش، می‌توان به فیزیکی بودن الگوریتم، نرخ همگرایی بالا و ترکیب سریع و آسان آن با یک کد تحلیلی جامع و بهینه اشاره کرد.

کلمات کلیدی: ۱- طراحی معکوس ۲-ایرفویل ۳-الگوریتم پوسته الاستیک ۴-رژیم جریان لزج و غیرلزج

[1] . *Advection Upstream Splitting Method*

فصل اول
مقدمه

در این فصل، ابتدا مقدمه‌ای بر مسائل تحلیلی و طراحی معکوس ارائه می‌گردد و در ادامه، تاریخچه روش‌های طراحی معکوس در مسائل طراحی شکل اجسام مرور می‌گردد. در انتهای فصل، مبانی اساسی روش طراحی معکوس جدید که راه حلی موثر در مسائل طراحی شکل اجسام است، معرفی می‌شود.

۱-۱ مسائل تحلیلی و طراحی در مهندسی

مدل‌های ریاضی در مسائل مهندسی بیانی نمادین از رفتار و قوانین فیزیکی پدیده های مهندسی است. این مدل‌ها و قوانین فیزیکی یا بطور مستقیم از تجربه یا بطور غیر مستقیم از مشاهدات فراوان کسب شده بدست می‌آید. در اکثر موارد، این مدل‌های ریاضی به شکل معادلات دیفرانسیل پاره‌ای بوده که معادلات حاکم نام دارد. معادلات حاکم در مسائل جریان سیال هنگامی که در فرم اویلری بیان می‌گردد، مشخص کننده تغییر مقادیر مجهول (مقادیر وابسته) برحسب زمان و مکان (مقادیر مستقل) می‌باشد. مدل‌های ریاضی مسائل فیزیکی همواره خوشرفتار نیست. یک مسئله ریاضی هنگامی خوشرفتار تعریف می‌گردد که درصورت وجود جواب، دارای پاسخی یکتا و پایدار باشد. پایداری در اینجا به معنای وابستگی پیوسته و آرام پاسخ (خروجی) به اطلاعات داده شده (ورودی) است.

مسائل تحلیلی در مهندسی هنگامی می‌تواند به عنوان مسائل خوشرفتار تعریف شود که در آنها معادله دیفرانسیل جزیی حاکم، ناحیه میدان و یک دسته از شرایط مرزی و اولیه مناسب تعریف شده باشد [۱].

در مقابل، در مسائل طراحی مهندسی بعضی داده‌های اضافی وجود دارد و در نتیجه در مقایسه با مسائل تحلیلی، امکان بدست آوردن مجهولاتی جدید (مجهولات طراحی) وجود دارد.

دسته‌بندی جهانی پذیرفته شده‌ای برای مسائل مختلف طراحی مهندسی در زمینه حرارت- سیالات وجود ندارد. لیکن، مناسب بنظر می‌رسد که دسته بندی‌ای براساس معلومات و مجهولات صورت گیرد. دراین رابطه، می‌توان مسائل سیالات- حرارت را به چهار دسته تقسیم‌بندی کرد. برای سادگی، در این قسمت فقط مسائل پایا مد نظر قرار می‌گیرد، اگر چه این دسته‌بندی برای مسائل ناپایا نیز قابل تعمیم است.

- **مسائل طراحی مقادیر میدان**

در مسائل طراحی مقادیر میدان، شکل دامنه یا مرزها (Γ)، بخشی از شرائط مرزی و بخشی از داده‌های اضافی در میدان (Ω) داده شده و متغیرهای وابسته و بخشی از شرایط مرزی مجهول می‌باشد.

- **مسائل طراحی مقادیر مرزی**

در مسائل طراحی مقادیر مرزی، داده‌های اضافی در مرزها (Γ) داده شده و به منظور داشتن مسئله‌ای خوشرفتار، تعدادی چاه و چشمه نامعین باید در دامنه تعریف گردد.

- **مسائل طراحی شکل میدان**

در مسائل طراحی شکل میدان، شرایط مرزی و بعضی داده‌های اضافی درون میدان داده می‌شود و متغیرهای وابسته میدان و بخشی از شکل مرز (Γ) مجهول می‌باشد.

- **مسائل طراحی شکل مرزی**[1]

در مسائل طراحی شکل مرزی، داده‌های اضافی فقط بر مرزی که مجهول است داده می‌شود. این نوع مسئله مورد توجه این پایان‌نامه می‌باشد.

اکنون به مسائل طراحی اشکال بهینه از دیدگاه زیر مجموعه ای از « مسائل طراحی شکل مرزی» نگریسته می‌شود. در مسائل طراحی شکل مرزی آیرودینامیکی یا هیدرودینامیکی، یک توزیع فشار هدف به عنوان داده یا شرط اضافی تعریف می‌گردد. توزیع فشار روی مرزها به مسائل مهمی در پدیده‌های مهندسی نظیر برا، پسا، جدایش، کاویتاسیون، افتهای موضعی و امواج ضربه‌ای مربوط می‌شود. در نتیجه، توزیع فشار هدف می‌تواند بگونه‌ای تعریف شود که لااقل، پسای حداقل یا اطمینان از عدم جدایش جریان را بدنبال داشته باشد. نکته‌ای که حائز اهمیت می‌باشد این است که حل یک « مسئله طراحی شکل مرزی» ضرورتاً و از دیدگاه ریاضی حل بهینه آن مسئله محسوب نمی‌شود. حل این مسئله فقط دلالت بر این مطلب دارد که شکلی طراحی شده که توزیع فشار هدف را ارضاء می‌کند. لذا، همواره تلاش برای بدست آوردن توزیع فشارهای مطلوب‌تر باید وجود داشته باشد.

---

[1] . *Surface Shape Design Problems*

۱-۲ طراحی معکوس

از دیرباز تلاش‌های بسیاری برای طراحی بهینه سیستم‌هایی که شامل عبور سیال یا انتقال حرارت بوده‌اند صورت گرفته است. از موارد این سیستم‌ها می‌توان به منیفولدها در موتورهای احتراق داخلی، نازل‌ها، دیفیوزرها و پره‌ها در توربین‌ها و کمپرسورها اشاره کرد. مسائل طراحی شکل بهینه، شامل دینامیک سیالات محاسباتی و الگوریتم‌های طراحی می‌باشد. محدودیت‌ها و هزینه‌های محاسباتی را می‌توان چالش‌های اصلی روش‌های طراحی به شمار آورد.

روش‌های طراحی معکوس ابزاری مفید در طراحی ایرفویل می‌باشند که بعد از دینامیک سیالات محاسباتی توسعه یافته‌اند. قبل از روش معکوس، روش مستقیم به منظور طراحی ایرفویل مورد استفاده قرار می‌گرفت. بدین منظور عملکرد هندسه واقعی مورد ارزیابی قرار می‌گرفت و هندسه بر اساس قواعد تجربی و تجربه طراح اصلاح می‌شد. این روش وقت-گیر و ناکارآمد می‌باشد [۲]. روش طراحی معکوس هندسه ایرفویل را در هر مرحله اصلاح می‌کند تا به توزیع فشار هندسه موجود به توزیع فشار هدف برسد، بنابراین روش طراحی معکوس، روش قدرتمندی می‌باشد که در زمان کمتر و هزینه پایین‌تر، هندسه ایرفویل متناظر با یک توزیع فشار هدف را بدست می‌آورد [۳].

بطور اساسی دو الگوریتم متفاوت برای حل مسائل طراحی شکل اجسام وجود دارد: تکراری (غیرکوپل) و غیر-تکراری (کوپل یا مستقیم) [۳, ۴]. روش‌های کوپل یا غیر تکراری شکل جسم را به متغیرهای وابسته‌ای در معادله حاکم ارتباط داده و در واقع فرم جدیدی از معادلات حاکم را ایجاد کرده که باحل آنها بطور مستقیم شکل جسم بدست می‌آید. استانیتز [۵]، با تبدیل فضای فیزیکی (y,x) به فضای محاسباتی (φ و ψ) موفق به معکوس کردن معادله لاپلاس برای جریان‌های ایده‌آل دوبعدی شد. حدود سی‌سال بعد از حل جریان دوبعدی، استانیتز نسخه برجسته سه بعدی روش خود را ارائه داد [۶, ۷]. زانتی [۸] با تبدیل فضای فیزیکی به فضای محاسباتی موفق به معکوس کردن معادلات اویلر دوبعدی و متقارن محوری شد.

ایده حل مسائل تحلیلی و طراحی فقط با یک فرمولاسیون نتیجه طبیعی فلسفه طراحی مستقیم جدید است. این ایده توسط ریت‌بی [۹] در زمینه جریانات سطح آزاد مطرح گردید. اینکار شروع اصلی بر ایده طراحی مستقیم بکار گرفته شده در کار اشرفی زاده [۱۰] بوده است. اشرفی‌زاده این روش را برای طراحی مجراهای مستقیم و S شکل بکار برد و سپس، از این ایده در طراحی ایرفویل در جریان خارجی بهره جست [۱۱]. قدک [۱]، این روش را برای طراحی کانال‌ها بر اساس معادلات اویلر در رژیم‌های مادون صوت و مافوق صوت توسعه داد.

دسته دیگری از روش‌های طراحی معکوس، روش‌های تکراری هستند که متغیرهای جریان و پارامترهای هندسی در فرآیند حل از یکدیگر مستقل هستند. روش‌های طراحی تکراری، دنباله‌ای از مسائل تحلیلی را حل می‌کنند که در هر مرحله تحلیل، یک اصلاح شکل برای رسیدن به توزیع فشار هدف را نیز بدنبال دارد. روش‌های تکراری، نظیر روش‌های بهینه‌سازی، از دیر باز جزء رایج‌ترین روش‌ها در حل مسائل کاربردی طراحی شکل اجسام بوده است. اگر چه این روش-ها از لحاظ محاسباتی گران می‌باشد، اما معادلات حاکم بر آنها همان معادلات حاکم بر روش‌های تحلیل عددی است. اکثر روش‌هایی که تا به امروز برای طراحی تکراری استفاده شده است، بر پایه سعی و خطا یا الگوریتم‌های بهینه سازی

است. فرایندهای سعی و خطا وقت‌گیر، گران و نیازمند تجربه طراح می‌باشد. الگوریتم‌های بهینه‌سازی مانند الگوریتم ژنتیک و روش‌های دیگر بهینه‌سازی [۱۲, ۱۳] نیز از نظر ریاضی پیچیده و هزینه محاسباتی بالائی دارند. طراحی معکوس با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی روشی است که با حدس اولیه از شکل جسم شروع می‌شود و حل‌کننده‌ی جریان، توزیع فشار روی هندسه حدس اولیه را محاسبه می‌کند. پس از آن توزیع فشار حاصل با توزیع فشار هدف داده شده مقایسه شده و اختلاف بین آن دو محاسبه می‌شود. طراحی معکوس ضریب اصلاحی مورد نیاز برای شکل جسم که اختلاف فشار را مینیمم کند برآورده می‌کند. این نتایج در مسئله‌ی بهینه‌سازی بدون قید بصورت زیر بیان می شود:

$$Minimaze\ F(X) \tag{۱.۱}$$

تابع هدف بصورت زیر بیان می‌شود:

$$F(X) = \left| C_{p\ Designed} - C_{p\ Target} \right| \tag{۲.۱}$$

و X بردار متغیرهای طراحی است که بر تابع هدف اثر گذار است. حل مسئله‌ی مینیمم کردن مستلزم یافتن بردار طراحی X^* است که تابع هدف را مینیمم کند و معادل است با:

$$\nabla F(X) = 0 \tag{۳.۱}$$

در دینامیک سیالات اجزاء $\nabla F(X)$ به شدت تابع غیر خطی از X می‌باشند که بطور صریح در فرم تحلیلی قابل حل نیستند. برای غلبه بر این مشکل روش‌های عددی به کار گرفته شده است که با حدس اولیه‌ی X^0 شروع می‌شود و می‌باید حدس جدیدی از بردار طراحی X^1 زده شود تا تابع هدف به حداقل مقدارش برسد، و این فرآیند آنقدر تکرار شده تا تابع هدف مینیمم شود. فرآیند تکرار بصورت زیر می تواند بیان شود:

$$X^q = X^{q-1} + \propto_q S^q \tag{۴.۱}$$

که بالانویس q شماره‌ی تکرار را مشخص می‌کند، S^q جهت جستجو و $\propto_q$ اندازه‌ی گام داده شده در جهت جستجو می‌باشد [۱۳].

دسته دیگری از روش‌های تکراری، روش‌های تصحیح باقیمانده است. در این نوع روش‌ها، مسئله کلیدی چگونگی ارتباط بین تفاوت‌های محاسبه شده (تفاوت میان توزیع فشار محاسبه شده و توزیع فشار هدف) با تغییرات مورد نیاز در هندسه است. بطور وضوح، هنر در توسعه روش‌های تصحیح باقیمانده، یافتن بهینه‌ای میان تلاش محاسباتی برای تعیین تصحیح مورد نیاز هندسه و تعداد تکرارهای لازم برای همگرایی است. روش‌های تصحیح باقیمانده تلاش می‌کنند که از روش‌های تحلیلی به عنوان یک جعبه سیاه برای حل مسئله طراحی معکوس استفاده کنند. برگر [۱۴] روش انحنای خط جریان را ارائه داد که تغییر در انحنای سطح را به تغییر در سرعت ربط داد. پس از آن، تعداد زیادی از روش‌ها مبتنی بر این ایده توسعه پیدا کرد. از این روش کمپ‌بل [۱۵] جهت معادلات پتانسیل کامل، بل [۱۶] برای معادلات اویلر و

مالون [۱۷] جهت معادلات ناویر- استوکس استفاده کردند. مزیت اصلی این روش ها اینست که می‌توان از کدهای تحلیل جریان که در رژیم‌های مختلف و هندسه‌های پیچیده توسعه یافته‌اند، براحتی استفاده کرد.

۱-۳ مروری بر کارهای گذشته

پتروسی و همکارش [۱۸] در سال ۲۰۰۷ به طراحی معکوس ایرفویل با استفاده از یک مدل نفوذپذیر و مدل توسعه یافته ورتیسیته روش پنل پرداختند. در این روش از توزیع خطی ورتیسیته روی صفحه‌ها استفاده شد و در آن شرط کوتا اعمال شد. بدین ترتیب بارهای نادرستی که معمولاً در نوک دم ظاهر می‌شوند، حذف شدند. الگوریتم با توجه به توزیع سرعت سطحی با جدایش ثابت، عرض ایرفویل را مشخص می‌کرد. این الگوریتم با یک حدس اولیه شروع شد و شکل را طی مراحل تکرار اصلاح کرد، بطوریکه اختلاف سرعت محاسبه شده و سرعت مورد نیاز، به صورت سرعت عمودی به صفحه ها القا شد. اصلاح هندسه با تغییر شیب صفحه‌ها که تابعی از سرعت عمودی اضافی القا شده است، صورت گرفت، در واقع شیب صفحه‌ها به گونه‌ای تغییر می‌کرد که سرعت اضافی عمودی حذف شود و توزیع سرعت محاسبه شده به تدریج به آنچه مورد نیاز است نزدیک شود. در پایان هر تکرار یک شکل جدید ایجاد می‌شد که به هدف نزدیک‌تر بود. مراحل تا زمانی که عرض شکل اخیر و آخرین تکرار به یک تلورانس مشخص برسند تکرار شد.

وی مرحله‌ی قدم زنی هندسی را با تغییر شیب پنل‌ها طبق روش پیشنهاد شده توسط رایلی و همکارش [۱۹] انجام داد. با توجه به عملکرد پایین توزیع‌های چشمه در کنترل اثرات انحنا، پتروسی [۲۰] به بررسی برخی مشکلات همگرایی در مورد ایرفویل‌هایی با دم تیز و انحنای بالا پرداخت. وی نتیجه گرفت روش پنل مرتبه بالاتر برای برطرف کردن مشکلات لازم می‌باشد. این الگوریتم خود قادر به تصحیح زاویه حمله ایرفویل هدف بود و این مسئله باعث افزایش انعطاف پذیری روش طراحی معکوس شد.

در سال ۲۰۱۰ ، پلنت و همکارش [۲۱] یک حل عددی برای جریان اطراف ایرفویل در رژیم مادون صوت بیان کردند که هدف آن‌ها طراحی شکل ایرفویل براساس توزیع فشار داده شده روی سطح بود. توزیع فشار سطح ایرفویل باعث ایجاد نیروی وارده بر بدنه می‌شود، و بدین ترتیب در طی روند اصلاح پروفیل ایرفویل می‌توان به هندسه‌ای رسید که پارامترهای مورد نیاز را تامین کند. وی در طی کار دو روش مستقیم و عملگر معکوس تقریبی را ترکیب کرد. با این روش، هندسه در هر تکرار اصلاح می‌شد تا زمانی که دقت مورد نظر بدست آید. منظور از حل مستقیم حل دو بعدی جریان اطراف ایرفویل می‌باشد. در این بررسی، از معادله ناویر استوکس همراه با مدل توربولانس $k-\omega$ استفاده شد. حل این سیستم توسط روش ضمنی FVM انجام شد. عملگر تقریبی معکوس براساس تئوری ایرفویل نازک برای جریان پتانسیل بود. این روش حل برای جریان لزج دو بعدی توربولانس مناسب می‌باشد، این روش قادر به اصلاح ایرفویل موجود با اطلاعات محدود می‌باشد. با توجه به اینکه زاویه حمله از نتایج حل می‌باشد، این روش برای نمونه‌هایی که جریان دارای زاویه حمله نیست یک روش کاربردی است. با توجه به اینکه معادلات ناویر استوکس شامل فیزیک‌های لزج چرخشی در سرعت صوتی می‌باشد، از این‌رو در طراحی قابل اطمینان می‌باشد[۲۲].