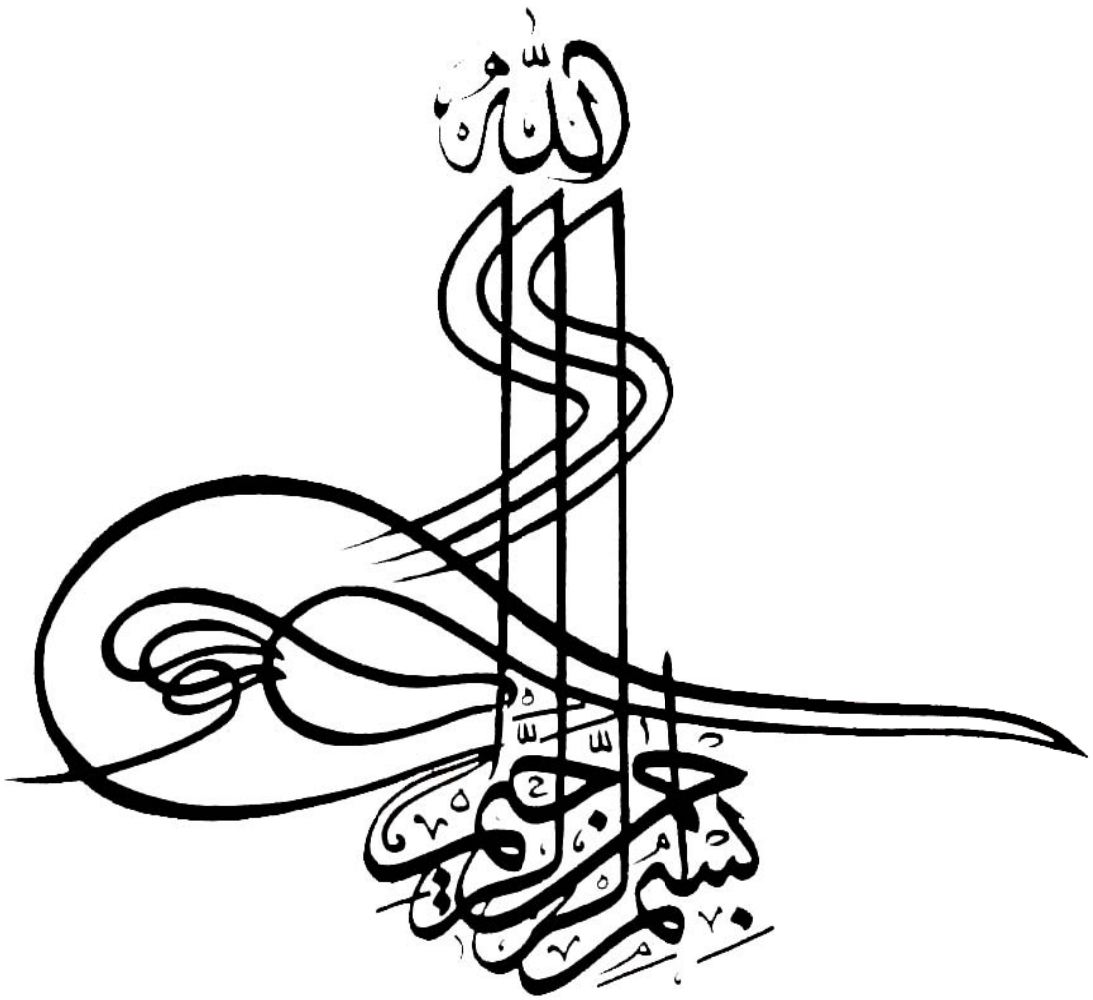
اللهم
بسم الله الرحمن الرحيم

دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل

دانشکده مهندسی مکانیک

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد در رشته مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی

موضوع:

تحلیل عددی جریان مغشوش حول یک ایرفویل متقارن *(NACA0012)* در حرکت بالزنی با استفاده از شبکه متحرک

استاتید راهنما

دکتر علی اکبر رنجبر

استاد مشاور

محمدجواد وفایی رستمی

نام دانشجو

مرتضی میانسری

تابستان ۱۳۸۸

«یرفع الله الذین آمنوا منکم و الذین اوتو العلم درجات»
خداوند مقام اهل ایمان و دانشمندان عالم را (در دو جهان) رفیع می‌گرداند.
(سوره مبارکه مجادله- آیه ۱۱)

خدای بزرگ و متعال را بینهایت شاکرم که لایقم دانست تا مرحله‌ای دیگر از عمرم را در مسیر شناخت بهتر او و خود سپری کنم. و این امر بی‌شک محقق نمی‌شد جز به عنایت ذات اقدس الهی و دعاهای ناب مادر عزیزم و واسطه‌های دنیایی خدا، که امیدوارم قدردانی صمیمانه‌ام را به تعدادی از این سروران که طی انجام این پروژه در زمینه‌های مختلف حامی من بوده‌اند ابراز کنم.

اول، از استاتید راهنما ومشاور پایان‌نامه، جناب آقای دکتر رنجبر و آقای مهندس وفایی رستمی صمیمانه تشکر می‌کنم. بعد، از جناب آقای دکتر صدیقی که همچون یک دوست بزرگتر در تمامی مراحل تحصیل دانشگاهیم در سخت‌ترین شرایط در کنارم بوده‌اند و هستند و در مواردی در اوج ناامیدی مرا به ادامه کار تشویق نموده‌اند، قدردانی می‌کنم.

از اساتید دانشگاه شریف، جناب آقای دکتر هجران‌فر، دکتر مظاهری و همچنین دانشجویان دکتری و ارشد، آقایان دکتر نجفی، دکتر اعظم‌پور، خانم دکتر راثی وآقایان مهندس کامیار، مهندس منگ‌آبادی صمیمانه تشکر می‌کنم.

از مسئولین سایت کامپیوتر دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، جناب آقایان بالغی، درزی، هدایتی و محمودی عزیز که نهایت همکاری را با اینجانب داشته‌اند سپاسگزارم. قطعاً بدون یاری این عزیزان انجام این پایان‌نامه در سطح کنونی آن ممکن نبود. در خاتمه، سپاس خالصانه‌ی خودم را به خانواده عزیزم هدیه می‌کنم که به‌خاطرم سختی‌های بسیاری را متحمل شدند .از خدای منان سلامتی و موفقیت روز افزون برای تک‌تک این خوبان آرزومندم.

مرتضی میانسری

تیر ۱۳۸۸

کلیه حقوق مادی مترتب بر نتایج مطالعـات، ابتـکارات و نوآوری‌هـای ناشـی از تحقیـق موضـوع ایـن پایـان‌نامـه (رسـاله) متعلق به دانشـگاه صنعتـی نوشیروانی بابل است.

یک چند به‌کودکی به‌استاد شدیم

یک چند به استادی خود شاد شدیم

پایان سخن شنو که ما را چه رسید

از خاک درآمدیم و بر باد شدیم

تقدیم به

زنده یاد پدرم

مادر دلسوزم

و

خواهران و برادر عزیزم

چکیده

پدیده‌های آیرودینامیک غیردائم بیشتر بر روی پره‌های هلی‌کوپتر، توربین‌های بادی، میکرو پرنده‌ها، پره‌های کمپرسور و حتی بال حشرات رخ می‌دهد. بررسی جریان غیردائم از آنجایی که در زاویه‌های حمله بالا عامل محدود کننده کارکرد پره‌های هلی‌کوپتر و توربین‌های بادی است، از اهمیت زیادی برخوردار است. چه بسا در اکثر مواقع نیروهای حاصل از جریان غیردائم بیشتر از جریان دائم بوده و از اثرات آن نمی‌توان صرفنظر کرد. برای بررسی جریان غیردائم می‌بایست مقدار و فاز بارهای آیرودینامیکی بر روی سطوح برازآ تعیین گردد، اما به‌دلیل رفتار پیچیده نیروهای آیرودینامیکی تولید شده در طول حرکت نوسانی، مطالعه جامع و کاملی که دربرگیرنده اثرات تمامی پارامترهای حاکم بر این نوع مسائل باشد وجود ندارد. همچنین پره‌های بالزن، به‌این امید که شاید راندمان پیشرانش بیشتری را برای وسایل هوایی کوچک فراهم کنند، به‌شدت مورد مطالعه واقع شده‌اند.

بنابراین در کار حاضر، از یک ایرفویل صلب دو بعدی متقارن $NACA0012$ در اعداد رینولدز ۳×۱۰^{۶}-۵×۱۰^{۵} استفاده شده و جریان تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر غیردائم مغشوش حول ایرفویل بالزن شبیه‌سازی شده است. دو مدل اغتشاشی دو معادله‌ای، $k-\omega\ (SST)$، $k-\varepsilon$، ویک مدل تک معادله‌ای، *Spalart Allmaras* برای مدل کردن اغتشاشات بکار گرفته شد. این تحقیق، اثرات دامنه، فرکانس بالزنی، زاویه حمله اولیه ایرفویل و عدد رینولدز را بر نیروها و ساختار دنباله که از عناصر اصلی در بررسی جریان غیر دائم می‌باشند، مورد بررسی قرار می‌دهد. همچنین در قسمت پایانی به بررسی اثر زمین بر ضرایب نیروی اعمالی بر ایرفویل دارای نوسان انتقالی عمودی که کاربرد فراوانی در صنایع دفاعی دارد، پرداخته شده است.

نتایج نشان داد که ساختارهای دنباله ایرفویل بالزن به فرکانس بالزنی حساس می‌باشد. به‌طوری که با افزایش فرکانس کاهش یافته، ناپایداری جریان بیشتر می‌شود. این حساسیت می‌تواند در نتیجه کشیده شدن گردابه از لبه حمله به لبه فرار، تعامل بین فرکانس بالزنی و زمان برای تشکیل گردابه و جدایش بر روی سطح ایرفویل باشد. اثر افزایش دامنه نوسانات نیز مانند فرکانس کاهش یافته می‌باشد. همچنین با حرکت در نزدیکی سطح زمین یا دریا ضریب برآ افزایش می‌یابد.

کلمات کلیدی: آیرودینامیک غیردائم، حرکت انتقالی عمودی (بالزن)، فرکانس کاهش‌یافته، مغشوش، اثر زمین، ایرفویل

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فهرست مطالب

چکیده..... ۶

1 فصل اول :مقدمه و تاریخچه ۱۸

۱-۱- دیباچه ۱۸

۱-۲- جریان های غیر دائم و مش متحرک..... ۱۹

۱-۳- هندسه و مشخصات ایرفویل انتخاب شده در شبیه‌سازی ۲۲

۱-۴- تاریخچه و کارهای انجام شده..... ۲۳

۱-۵ اهداف پایان‌نامه ۳۰

۱-۶- خلاصه رئوس مطالب پایان‌نامه ۳۰

۲ فصل دوم :فیزیک و تئوری آیرودینامیک غیردائم..... ۳۲

۲-۱ عوامل مؤثر بر ضرایب ایرودینامیکی ایرفویل در جریان غیردائم..... ۳۲

۲-۲- منشأ نیروهای ایرودینامیکی غیر دائم ۳۳

۲-۳- پدیده واماندگی دینامیکی *(Dynamic Stall)* ۳۶

۲-۳-۱- مباحث تئوریک..... ۳۹

۲-۳-۲- نگرش دقیق بر رفتار جریان ۴۳

۲-۳-۳ واماندگی جزیی و شدید ۴۴

۲-۳-۴ تفاوت بین واماندگی دینامیکی و استاتیکی ۴۶

۲-۴- علامت‌های دنباله گردابه و نیروی پسا و رانش..... ۴۷

۲-۵- خلاصه‌ای از تئوری آیرودینامیک غیردائم..... ۵۲

۲-۶- گردش ۵۲

۲-۷- قضیه کوتا-جوکسفکی و تولید برا..... ۵۳

۲-۸- شرط کوتا ۵۳

۲-۹- قضیهٔ گردشی کلوین و گردابهٔ آغازین ۵۸

۲-۱۰- نظریهٔ کلاسیک ایرفویل نازک: ایرفویل متقارن ۶۱

۲-۱۱ تئوری ایرفویل نازک در حالت شبه دائم ۶۶

۲-۱۲ تئوری تئودرسان ۶۷

۳ فصل سوم: معادلات حاکم و مدل‌های مغشوش ۷۵

۳-۱- مدل سازی جریان آشفته ۷۵

۳-۱-۱- روش آماری برای بررسی جریانات آشفته ۷۶

۳-۲- معادلات حاکم در جریانات آشفته ۷۸

۳-۲-۱- معادلهٔ پیوستگی برای جریان آشفته ۷۹

۳-۲-۲- معادلهٔ ممنتوم برای جریانات آشفته ۷۹

۳-۲-۳- معادلهٔ انرژی آشفتگی در جریانات آشفته ۸۲

۳-۳- مدلهای جریان مغشوش ۸۳

۳-۴- انواع مدلهای جریان مغشوش ۸۳

۳-۴-۱- مدل‌های صفر معادله‌ای(مدل‌های طول اختلاطی) ۸۵

۳-۴-۲- مدل‌های یک معادله ای ۸۸

۳-۴-۳- مدلهای دومعادله‌ای ۹۱

۴ فصل چهارم :تئوری‌های حل عددی جریان سیال ۹۹

۴-۱- تئوری حل معادلات ۹۹

۴-۲- روش حل تفکیکی ۱۰۰

۴-۳- روش حل کوپل ۱۰۱

۴-۴- گسسته‌سازی ۱۰۲

۴-۴-۱- رهیافت آپ‌ویند مرتبه اول ۱۰۳

۴-۴-۲- رهیافت آپ‌ویند مرتبه دوم ۱۰۳

۴-۵- خطی‌سازی ۱۰۴

۴-۶- گسسته‌سازی زمانی ۱۰۵

۴-۷- حل کننده تفکیکی ۱۰۵

۴-۷-۱- گسسته‌سازی معادله مومنتوم ۱۰۶

۴-۷-۲- گسسته‌سازی معادله بقای جرم ۱۰۶

۴-۷-۳- همبستگی فشار و سرعت ۱۰۸

۴-۸- حل کننده پیوسته (کوپل شده) ۱۰۹

۴-۸-۱- گسسته‌سازی معادلات ۱۰۹

۴-۸-۲- روش تخمین حل *Roe* ۱۱۱

۵ فصل پنجم :شبکه حل و شبیه سازی جریان به‌روش شبکه متحرک ۱۱۴

۵-۱- شبیه‌سازی جریان ۱۱۴

۵-۱-۱- شبیه‌سازی جریان بر روی هندسه دارای مرزهای متحرک ۱۱۵

۵-۱-۲- معادلات بقا ۱۱۶

۵-۱-۳ روش‌های بهنگام‌سازی شبکه حل ۱۱۶

۵-۱-۴- انتخاب روش مناسب و تنظیم پارامترهای مربوطه ۱۲۱

۵-۲- تعیین نوع ومرزهای حل ۱۲۲

۵-۳- مطالعه بر روی شبکه و انتخاب شبکه مناسب ۱۲۳

۵-۳-۱- تعیین نوع سلول‌ها و نقاط با تمرکز بالا ۱۲۳

۵-۳-۲- تعیین تعداد سلول‌های مناسب ۱۲۶

۵-۴- بررسی روند همگرایی ۱۲۸

۶ فصل ششم :نتایج ۱۳۰

۶-۱- حل جریان حول یک ایرفویل ساکن ۱۳۱

۶-۱-۱- بررسی واماندگی جریان ۱۳۱

۶-۱-۲- بررسی الگوهای جریان قبل و بعد از واماندگی ۱۳۲

۶-۲- بررسی جریان حول یک ایرفویل در نوسان انتقالی ۱۴۰

۶-۲-۱- مکانیزم تولید نیروی پیشران ۱۴۲

۶-۲-۲- تحلیل نیروی پیشران ۱۴۵

۶-۳- سایر نتایج ۱۵۴

۶-۴- بررسی اثر زمین بر ضرایب آیرودینامیکی ۱۵۹

۷ فصل هفتم :جمع‌بندی و پیشنهادات ۱۶۲

۷-۱- جمع‌بندی ۱۶۲

۷-۲- پیشنهادات ۱۶۳

۸ مراجع ۱۶۴

فهرست جدول‌ها

عنوان **صفحه**

جدول ۱-۱- خلاصه‌ای از مطالعات عددی و تجربی برروی ایرفویل نوسان انتقالی.....۲۹
جدول ۲-۱- ضرایب فوریه برای مساله ایرفویل شبه دائم با استفاده از تئوری ایرفویل نازک ۶۷
جدول ۳-۱- مقادیر L_m برای چند جریان برشی آزاد ۸۶
جدول ۳-۲- مقادیر ضریب تجربی در مدل لایه برش آزاد ۸۷
جدول ۵-۱- مشخصات هوا در دمای ۲۰ºC و فشار مطلق ۱ اتمسفر ۱۲۰
جدول ۵-۲- مشخصات شبکه‌های نواحی ۱ و ۲ (شکل (۵-۱۰)).....۱۲۱
جدول ۵-۳- انتخاب شبکه بهینه.....۱۲۴
جدول ۵-۴- مطالعه اثر گام زمانی در عدد رینولدز ۳×۱۰^{۶} و زاویه حمله ۱۰ درجه برای مدل $k-\omega$ ۱۲۵
جدول ۶-۱- مقادیر ضریب پسای ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۰/۳ (جریان لزج) ۱۴۳
جدول ۶-۲- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k =۰/۳ (جریان غیرلزج).....۱۴۳
جدول ۶-۳- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k =۰/۵۵ (جریان لزج).....۱۴۳
جدول ۶-۴- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k =۰/۵۵ (جریان غیرلزج).....۱۴۳
جدول ۶-۵- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۰/۸ (جریان لزج) ۱۴۴
جدول ۶-۶- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۰/۸ (جریان غیرلزج) ۱۴۴
جدول ۶-۷- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۱ (جریان لزج) ۱۴۴
جدول ۶-۸- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۱ (جریان غیرلزج) ۱۴۴
جدول ۶-۹- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۱/۲ (جریان لزج).....۱۴۴
جدول ۶-۱۰- مقادیر متوسط ضریب پسا ایرفویل نوسانی در فرکانس کاهش‌یافته k = ۱/۲ (جریان غیرلزج) ۱۴۴

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل ۱-۱- اصطلاحات مربوط به هوابر ۲۲

شکل ۱-۲- شماتیک حرکت ایرفویل، نوسان انتقالی $y(t)$ نقطه‌ی مفصل ۲۳

شکل ۱-۳- دنباله پسا ساز برای یک ایرفویل NACA0012 ساکن [۲۱] ۲۵

شکل ۱-۴- دنباله پیشران ساز برای یک ایرفویل NACA0012 تحت حرکت انتقالی خالص kh =۰/۳۹۳ و h =۰/۰۲۵ [۲۱] ۲۵

شکل ۲-۱- منشأ نیروهای ایرودینامیکی غیردائم در پره های هلیکوپتر و توربین باد [۵۷] ۳۴

شکل ۲-۲- انواع اغتشاشات غیردائم [۵۷]. ۳۵

شکل ۲-۳- شماتیک وقوع واماندگی ۴۰

شکل ۲-۴- تغییرات زاویه حمله و ضریب برآ برای یک بال فرضی ۴۰

شکل ۲-۵- وضعیت واماندگی دینامیکی [۳۷] ۴۱

شکل ۲-۶- جدایش دائمی روی سطح مقطع بال [۳۷] ۴۱

شکل ۲-۷- جریان بازگشتی غیر دائم بر روی بال نوسان کننده [۴۰] ۴۲

شکل ۲-۸- حالات پدید آمده هنگام واماندگی دینامیکی روی بال NACA 0012 [۴۰] ۴۴

شکل ۲-۹- پدیدهٔ واماندگی دینامیکی جزئی ۴۵

شکل ۲-۱۰- پدیدهٔ واماندگی دینامیکی عمیق ۴۵

شکل ۲-۱۱- تفسیر مقدماتی از تولید نیروی رانش به دلیل حرکت انتقالی سینوسی [۷۰]. ۴۷

شکل ۲-۱۲- دنباله پسا ساز ۴۸

شکل ۲-۱۳- دنباله پیشران ساز ۴۸

شکل ۲-۱۴- دنباله خنثی ۴۸

شکل ۲-۱۵- گردابه‌های پسای القایی [۲۳] ۴۹

شکل ۲-۱۶- گردابه‌های رانش القایی [۲۳] ۴۹

شکل ۲-۱۷- ایرفویل ساکن NACA0012 در رینولدز ۲۰۰۰۰، فروریزش گردابه خنثی [۱۷]. ۵۰

شکل ۲-۱۸- ایرفویل NACA0012 در رینولدز ۲۰۰۰۰ تولید پسا (A)، خنثی (B)، تولید رانش (C,D) [۱۷]. ۵۰

شکل ۲-۱۹- ایرفویل NACA0012 در رینولدز ۲۰۰۰۰، در فرکانس دوبرابر شده نسبت به شکل (۲-۱۸) [۱۷]. ۵۱

شکل ۲-۲۰- ایرفویل NACA0012 در رینولدز ۲۰۰۰۰، در فرکانس چهار برابر شده نسبت به شکل (۲-۱۸) [۱۷]. ۵۱

شکل ۲-۲۱- تعریف گردش [۵۱]. ۵۲

شکل ۲-۲۲- چرخش در پیرامون هوابر برآزا [۵۱]. ۵۳

شکل ۲-۲۳- جهش سرعت مماسی در حین گذشتن از ورقهٔ گردابه [۵۰]. ۵۴
شکل ۲-۲۴- تقریب هوابر نازک [۵۰]. ۵۴
شکل ۲-۲۵- اثر مقدارهای مختلف گردش بر روی جریان پتانسیل پیرامون هوابر مفروض در زاویهٔ حملهٔ مشخص. نقاط ۱و۲ نقاط سکون‌اند [۵۰]. ۵۵
شکل ۲-۲۶- ایجاد جریان پایا در پیرامون هوابر: هوابر به طور ناگهانی در درون سیال شروع به حرکت می‌کند و به سرعتی پایا می‌رسد. (الف) لحظه‌ای پس از شروع حرکت. (ب) زمانی میانی در حین حرکت. (ج) جریان پایای پایانی [۵۰]. ۵۶
شکل ۲-۲۷- حالتهای مختلف ممکن برای لبهٔ فرار، و ارتباط آنها با شرط کوتا [۵۰]. ۵۷
شکل ۲-۲۸- قضیهٔ کلوین [۵۰]. ۵۹
شکل ۲-۲۹- تشکیل گردابهٔ آغازین و تولید گردش حاصل در پیرامون هوابر [۵۰]. ۵۹
شکل ۲-۳۰- استقرار ورق گردابه برای تحلیل هوابر نازک [۵۰]. ۶۲
شکل ۲-۳۱- تعیین مؤلفهٔ سرعت جریان آزاد در جهت عمود بر خط خمیدگی [۵۰]. ۶۳
شکل ۲-۳۲- محاسبه سرعت القایی بر روی خط وتر [۵۰]. ۶۳
شکل ۲-۳۳- نمایی شماتیک از یک ایرفویل در حال نوسان و دنبالهٔ آن ۶۵
شکل ۲-۳۴- سرعت اغتشاشی عمودی و انحنای مؤثر القایی برای سرعت انتقالی و نرخ پیچش حول ربع وتر ایرفویل [۶۹]. ۶۶
شکل ۲-۳۵- مدل ریاضی ایرفویل نازک در حال نوسان هارمونیک مورد استفاده توسط تئودرسان [۶۹]. ۶۸
شکل ۲-۳۶- تابع تئودرسان شامل بخش های حقیقی و موهومی آن [۶۹]. ۷۰
شکل ۲-۳۷- پاسخ برآی غیردائم به تغییرات خالص هارمونیک زاویهٔ حمله(حرکت انتقالی) [۶۹]. ۷۱
شکل ۲-۳۸- پاسخ برآی غیردائم به حرکت نوسانی پیچشی [۶۹]. ۷۱
شکل ۳-۱- منحنی سرعت لحظه‌ای اندازه‌گیری شده در یک نقطه مشخص از میدان جریان آشفته ۷۵
شکل ۳-۲- تغییرات L_m در لایه مرزی روی دیوار ۸۶
شکل ۴-۱- الگوریتم حل جریان به روش تفکیکی ۱۰۰
شکل ۴-۲- الگوریتم حل جریان به روش پیوسته (کوپل) ۱۰۰
شکل ۴-۳- حجم کنترلی مورد استفاده در گسسته‌سازی معادله اسکالر (۴-۲) ۱۰۱
شکل ۴-۴- مقادیر گره‌ای استفاده شده برای محاسبه مقادیر روی سطح سلول ۱۰۲
شکل ۵-۱- شبکه ایجاد شده بر روی یک استوانه- پیش از تراکم ۱۱۶
شکل ۵-۲- شبکه هموار شده- پس از تراکم ۱۱۶
شکل ۵-۳- صفحه تنظیمات مربوط به روش هموارسازی بر پایه شبکه فنری ۱۱۶
شکل ۵-۴- روش تجدید شبکه با کمک لایه‌بندی ۱۱۷

شکل ۵-۵- صفحه تنظیمات مربوط به روش تجدید شبکه با کمک لایه‌بندی ۱۱۷
شکل ۵-۶- نمایی از شبکه بر روی پمپ دبی‌سنج، شبکه قبل از تجدید شبکه ۱۱۸
شکل ۵-۷- نمایی از شبکه بر روی پمپ دبی‌سنج، شبکه بعد از تجدید شبکه ۱۱۸
شکل ۵-۸- صفحه تنظیمات مربوط به روش ایجاد شبکه مجدد ۱۱۹
شکل ۵-۹- نمایی از دامنه حل مورد استفاده در شبیه‌سازی ۱۲۰
شکل ۵-۱۰- تصویر بسته از تقسیم‌بندی دامنه حل ۱۲۱
شکل ۵-۱۱- محدوده حل جریان ۱۲۲
شکل ۵-۱۲- بردارهای سرعت هنگام بالارفتن ایرفویل ۱۲۳
شکل ۵-۱۳- خطوط جریان هنگام پایین رفتن ایرفویل ۱۲۳
شکل ۵-۱۴- بردارهای سرعت و تشکیل گردابه در لبه فرار ۱۲۳
شکل ۵-۱۵- نمایی ازشکل کلی شبکه- زاویه ۱۷ درجه ۱۲۴
۵-۱۶- تصاویر سه شبکه بررسی شده حول لبه حمله ایرفویل ۱۲۵
۵-۱۷- تغییرات زمانی ضریب درگ برای سه شبکه بررسی شده ۱۲۶
شکل ۵-۱۸- شبکه ایجاد شده در سطح ایرفویل ۱۲۶
شکل ۵-۱۹- وضعیت شبکه قبل (الف) و بعد (ب) از نوسان (عملیات هموارسازی و تولید المان مجدد) ۱۲۶
شکل ۵-۲۰- وضعیت شبکه قبل (الف) و بعد (ب) از نوسان (عملیات هموارسازی و تولید المان مجدد) ۱۲۶
شکل ۶-۱- مقایسه مقادیر ضریب نیروی برآ در جریان تراکم‌پذیر با جریان تراکم‌ناپذیر در $\alpha = 10^{\circ}$, $\mathrm{Re} = 3\times10^{6}$. ۱۳۱
شکل ۶-۲- مقایسه تغییرات ضرایب برا به ازای زوایای حمله مختلف حول ایرفویل NACA0012 در $\mathrm{Re} = 3\times10^{6}$ ۱۳۱
شکل ۶-۳- مقایسه تغییرات ضرایب پسا به ازای زوایای حمله مختلف حول ایرفویل ایرفویل NACA0012 در $\mathrm{Re} = 3\times10^{6}$ ... ۱۳۲
شکل ۶-۴- مطالعه عدد رینولدز برروی ضریب برا برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ حول ایرفویل NACA0012 ..... ۱۳۲
شکل ۶-۵- مطالعه عدد رینولدز برروی ضریب پسا برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ حول ایرفویل NACA0012 ..... ۱۳۳
شکل ۶-۶- مقایسه ضریب فشار برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ حول ایرفویل NACA0012 در $\alpha = 12^{\circ}$, $\mathrm{Re} = 3\times10^{6}$ .. ۱۳۳
شکل ۶-۷- اثر واماندگی بر روی ضریب فشار برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ حول ایرفویل NACA0012 در $\mathrm{Re} = 3\times10^{6}$ .. ۱۳۴
شکل ۶-۸- خطوط جریان برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ درعدد رینولدز $\mathrm{Re} = 1\times10^{6}$ درزوایای حمله مختلف در یک زمان مشخص از نمای نزدیک حول ایرفویل NACA0012 ..... ۱۳۵
شکل ۶-۹- خطوط جریان برای مدل ($k-\omega$ $(SST$ درعدد رینولدز $\mathrm{Re} = 1\times10^{6}$ درزوایای حمله مختلف در یک زمان مشخص و از یک نمای کلی و حول ایرفویل NACA0012 ..... ۱۳۶

شکل ۶-۱۰- کانتورهای خطوط جریان و انرژی جنبشی اغتشاش برای مدل ($k-\omega$ (SST) حول ایرفویل NACA0012 در $\mathrm{Re}=1\times10^6$, $\alpha=20^\circ$ ۱۳۷

شکل ۶-۱۱- حرکت انتقالی، زاویه حمله القایی و ضریب نیروی برای ایرفویل $NACA0012$ تحت نوسان انتقالی ۱۳۹

شکل ۶-۱۲- تغییرات زمانی ضریب نیروی برا و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$, $\alpha=0^\circ$، $h/C=0.1$, $k=0.5$ ۱۴۰

شکل ۶-۱۳- ضریب فشار سطح دو موقعیت میانی و بالاترین نقطه نوسان $h=0.5$, $k=0.8$ ۱۴۱

شکل ۶-۱۴- میدان سرعت جریان حول ایرفویل در موقعیت‌های مختلف و نمایش جدایش جریان در لبه فرار دنباله جت-شکل ۱۴۲

شکل ۶-۱۵- شکل بالا دنباله پیشران‌ساز، شکل پایین دنباله پساساز (منحنی میانی پروفیل سرعت متوسط است) ۱۴۳

شکل ۶-۱۶- نیروی پسا را بر حسب زمان، در دامنه‌های نوسانی متفاوت و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ ..... ۱۴۵

شکل ۶-۱۷- توزیع ضرایب فشار در لحظه عبور ایرفویل از نقطه تعادل، در دامنه‌های نوسانی مختلف k = ۰/۸ ..... ۱۴۵

شکل ۶-۱۸- مقایسه میدان سرعت اطراف لبه حمله ایرفویل در میانه نوسان در دامنه‌های نوسان مختلف و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ .. ۱۴۶

شکل ۶-۱۹- خطوط جریان در h = ۰/۴ و k = ۰/۸ ..... ۱۴۷

شکل ۶-۲۰- خطوط جریان در h = ۰/۵ و k = ۰/۸ ..... ۱۴۷

شکل ۶-۲۱- خطوط هم‌تراز فشار در h = ۰/۵ و k = ۰/۸ ..... ۱۴۸

شکل ۶-۲۲- خطوط هم‌تراز فشار در h = ۰/۶ و k = ۰/۸ ..... ۱۴۸

شکل ۶-۲۳- خطوط هم‌تراز فشار در h = ۰/۷ و k = ۰/۸ ..... ۱۴۹

شکل ۶-۲۴- خطوط جریان در دامنه نوسان ۰/۶ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از زیر لبه حمله در حین بالا رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۲۵- خطوط جریان در دامنه نوسان ۰/۶ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از بالای لبه حمله در حین پایین رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۲۶- خطوط جریان در دامنه نوسان ۰/۷ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از بالای لبه حمله در حین پایین رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۲۷- خطوط جریان در دامنه نوسان ۰/۷ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از زیر لبه حمله در حین بالا رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۲۸- خطوط جریان در دامنه نوسان ۱ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از بالای لبه حمله در حین پایین رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۲۹- خطوط جریان در دامنه نوسان ۱ و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۸ (گردابه جداشده از زیر لبه حمله در حین بالا رفتن ایرفویل) ۱۵۰

شکل ۶-۳۰- نمودار متوسط ضریب پیشران برحسب دامنه نوسان درفرکانس‌های کاهش‌یافته مختلف ۱۵۱
شکل ۶-۳۱- بررسی اثر فرکانس نوسان روی ضرائب نیرو و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=0^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۳
شکل ۶-۳۲- بررسی اثر دامنه نوسان روی ضرائب نیرو و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=0^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۴
شکل ۶-۳۳- تغییرات زمانی ضرائب نیروهای برا و پسا و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=10^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۵
شکل ۶-۳۴- تغییرات زمانی ضرائب نیروهای برا و پسا و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=17^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۵
شکل ۶-۳۵- تغییرات زمانی ضرائب نیروهای برا و پسا و گشتاور برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=22^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۶
شکل ۶-۳۶- مقایسه تغییرات ضریب نیروی برا برای ایرفویل در دو حالت ساکن و نوسانی و برای ایرفویل $NACA0012$ در $\mathrm{Re}=3\times10^6$ ، $\alpha=22^\circ$ و $h/C=0.1$ ۱۵۶
شکل ۶-۳۷- جت سرعت ایجاد شده در حرکت بالزنی با دامنه نوسانی مختلف در فاصله $x/c=1.5$ از انتهای ایرفویل در $k=0.8$ ۱۵۷
شکل ۶-۳۸- مقایسه نتایج حاصل از مدل‌های آشفتگی K-Ω SST و $\kappa-\varepsilon$ REALIZABLE ، k =۰/۸ و $h=1$ ۱۵۸
شکل ۶-۳۹- تغییرات ضریب فشار در طول وتر ایرفویل NACA0015 در $H/c=0.05$ ، $\alpha=10^\circ$ ۱۵۹
شکل ۶-۴۰- تغییرات ضریب فشار در طول وتر ایرفویل NACA0015 در $H/c=0.8$ ، $\alpha=10^\circ$ ۱۶۰
شکل ۶-۴۱- مقادیر ضریب نیروی برآ برای ایرفویل NACA0012 در فواصل مختلف از سطح زمین در $\mathrm{Re}=3\times10^6, h=0.1, k=0.5, \alpha=0^\circ$ ۱۶۰

فهرست علائم و اختصارات

C, c	وتر ایرفویل
$C(k)$	تابع تئودرسان $C(k)=F(k)+iG(k)$
C_L	ضریب برآ $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c}$
C_m	ضریب ممان $C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c^2}$
C_d	ضریب درگ $C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c}$
c_p	ضریب فشار $c_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$
$C_{p\,mean}$	ضریب قدرت متوسط زمانی در یک سیکل نوسان $C_{p\,mean} = \frac{\frac{1}{t_m}\int_t^{t+t_m}[C_L(t)\dot{y}(t)]dt}{U_\infty}$
C_T	ضریب جلوبرندگی $C_T = \frac{-D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 c}$
$C_{T\,mean}$	ضریب جلوبرندگی متوسط زمانی در یک سیکل نوسان $C_{T\,mean} = -\frac{1}{t_m}\int_t^{t+t_m} -C_d(t)\,dt$
D	نیروی درگ
$F(k)$	بخش حقیقی تابع تئودرسان
$G(k)$	قسمت موهومی تابع تئودرسان
h	دامنه حرکت انتقالی عمودی
J_0, J_1	توابع بسل نوع اول
Y_v	تابع بسل نوع دوم
k	فرکانس کاهش‌یافته $k = \frac{w\,c}{2U_\infty}$
kh	سرعت بالزنی بی‌بعد ماکزیمم
L	نیروی برآ، عمود بر جریان آزاد، (جهت به‌سمت بالا مثبت)
M	ممان پیچشی
p	فشار
Re	عدد رینولدز جریان آزاد براساس طول وتر $\mathrm{Re} = \frac{\rho_\infty U_\infty c}{\mu_\infty}$
t	زمان
T	نیروی جلوبرنده
t_m	دوره تناوب حرکت بالزنی $t_m = \frac{2\pi}{w}$
U_∞	سرعت جریان آزاد

$y(t)$	حرکت بالزنی مرکز آیرودینامیکی ایرفویل $y(t) = h\cos(w\,t)$
Γ	گردش کل سیستم
λ	طول موج
η	راندمان پیشرانش
μ, μ_0	ویسکوزیته
ν	ویسکوزیته سینماتیکی $\nu = \mu/\rho$
ρ	دانسیته
τ	زمان بی‌بعد
w	سرعت زاویه‌ای
a	نصف طول وتر
b	طول مشخصه
α	زاویه حمله ایرفویل
$\bar{\alpha}$	دامنه حرکت نوسانی پیچشی
$\dot{\alpha}$	نرخ پیچش
$\ddot{\alpha}$	شتاب زاویه‌ای
α_{eq}	زاویه حمله القایی معادل
$Z(x)$	انحنای ایرفویل
$V_{\infty,n}$	مولفه سرعت جریان آزاد عمود بر انحنای ایرفویل
V_{gust}	سرعت عمودی باد
$W(x)$	سرعت القایی گردابه در جهت عمود بر وتر
γ	جرخش گردابه روی ایرفویل
γ_w	گردابه دنباله ایرفویل
A_n	ضرایب ثابت فوریه
ϕ	زاویه فاز تئودرسان
x	راستای وتر ایرفویل
dw	المان سرعت القایی ناشی از گردابه
h	دامنه حرکت نوسانی ایرفویل در راستای قائم
$\bar{h}$	دامنه بی‌بعد حرکت نوسانی انتقالی $2h/c$
$C_{m\,0.25}$	ضریب گشتاور پیچشی حول ربع وتر
M_a	جرم ظاهری
F^{nc}	نیروی برآی غیرچرخشی
w	فرکانس زاویه‌ای
SST	*Shear Stress Transport*

فصل اول
مقدمه و تاریخچه

۱-۱- دیباچه

در سالهای اخیر استفاده از روشهای عددی در محاسبات کامپیوتری از اهمیت فروانی برخوردار بوده و به عنوان ابزاری مؤثر و کارآمد برای حل مسائل در طراحی‌های مهندسی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مبحث دینامیک سیالات عددی[1] (CFD) از اواسط دهه هفتاد میلادی بعنوان ابزاری مفید در طراحی‌های مهندسی بکار

[1] Computational Fluid Dynamics

گرفته شده است. با توجه به کارائی بالا، مبحث دینامیک سیالات عددی در علم مکانیک و کمک مؤثر این مقوله در حل معادلات پیچیده حاکم بر جریان سبب گردیده که تعبیر علم وهنر برای دینامیک سیالات عددی بکار برده شود. بدون شک قسمت عمده‌ای از پیشرفت تکنولوژی و صنعت کنونی مدیون بکارگیری رایانه و گسترش و تکامل تکنیکهای عددی می باشد. در زمینه انتقال حرارت و مکانیک سیالات نیز دینامیک عددی سیالات مورد استفاده بسیاری از محققان و طراحان قرار گرفته و حل بسیاری از مسائل پیچیده بدون استفاده از روشهای عددی و کامپیوتر امکان پذیر نیست.

نمونه‌های کاربردی استفاده از روشهای عددی در زمینه صنایع هواپیماسازی، طراحی بدنه کشتی و خودروها و صنایع نظامی و تحلیل عمکرد توربینهای گاز و کوره‌ها می‌باشد. غیر خطی بودن معادلات حرکت و انتقال حرارت سیال، همواره سبب گردیده تا حل تحلیلی این معادلات محدود به مسائلی شود که از هندسه ساده برخوردار باشد و یا بطور گسترده سازی شده باشند. مشکلات حل تحلیلی و تجربی باعث شده است تا روشهای عددی با داشتن خصوصیات انطباق پذیری بر شرایط هندسی و فیزیکی مسائل مورد نظر، بعنوان یک ابزار مناسب در حل معادلات حرکت سیال و انتقال حرارت یکبار گرفته شوند.

معمولاً در کاربردهای مهندسی مبحث طراحی دو مرحله جداگانه را در بر می‌گیرد که شامل طراحی مقدماتی و طراحی مفصل با جزئیات کامل می‌باشد. در مرحله طراحی مقدماتی، هدف ارزیابی اشکال و حالت‌های گوناگون می‌باشد. در این مرحله از طراحی از روشهای عددی و مدل‌های تلاطمی ساده و مناسب، به منظور دستیابی سریع به نتایج با دقت مناسب و حداقل هزینه اجرائی استفاده می‌گردد. ولی در مرحله طراحی با جزئیات کامل مدل‌های تلاطمی دقیق‌تر به همراه روشهای عددی تکامل یافته مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۱-۲- جریان های غیر دائم و مش متحرک

تحلیل جریان غیردائم حول سطوح برآزا (ایرفویل) از مسائل مهم و کاربردی در مبحث آیرودینامیک می‌باشد. هنگامی که یک پرنده تحت شرایط پروازی ثابتی (شامل سرعت، زاویه حمله، ارتفاع و...) در هوا حرکت می‌کند، پس از گذشت مدت زمان کوتاهی جریان حول آن به شرایط دائم و پایدار رسیده و خواص جریان حول آن از جمله توزیع فشار به مقدار ثابتی خواهد رسید. در این حالت نیروهای وارد بر جسم تابعی از عدد ماخ، عدد رینولدز و زاویه حمله جریان بوده و مستقل از زمان می‌باشند. برای حل چنین جریان‌هایی و بدست آوردن نیروهای آیرودینامیکی در این حالت، روش‌های تئوری و تحلیلی فراوانی در رژیم‌های مختلف سرعت از جریان تراکم ناپذیر گرفته تا جریان‌های ماورا صوت وجود دارد که در کتاب‌های آیرودینامیک به طور مبسوط آورده شده‌اند. استفاده از روش‌های تجربی برای بدست آوردن نیروهای آیرودینامیکی استاتیکی نیز در حال حاضر به مرحله بلوغ رسیده و

انجام تست‌های استاتیکی از جمله توانمندی‌های اولیه هر تونل باد به حساب آمده و داده‌های تجربی فراوانی برای مدل‌های اجسام پرنده در رژیم‌های مختلف سرعت موجود می‌باشد. در حوزه دینامیک سیالات محاسباتی نیز در زمینه حل جریان‌های دائم پیشرفت های چشم‌گیری حاصل شده، به طوری که امروزه به ابزار مفیدی جهت انجام کارهای مهندسی تبدیل شده است.

اما موارد زیادی وجود دارد که در آن خواص جریان حول جسم و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی مربوطه وابسته به زمان بوده و با گذشت زمان مقادیر آنها تغییر می‌کند. در حقیقت تغییراتی که در هندسه جسم و یا شرایط جریان نسبت به زمان پیش می‌آید، باعث می‌شود خواص جریان حول جسم به یک حالت دائم نرسیده و نسبت به زمان تغییر نماید. غیردائم بودن جریان و نیروهای آیرودینامیکی می‌تواند ناشی از عوامل مختلفی باشد. گاهی اوقات حرکت نوسانی جسم در طول مسیر پروازی خود باعث غیردائم شدن جریان می‌شود، که به عنوان مثال می‌توان به نوسانات پیچشی ایرفویل حول یک محور خاص[۱] ، نوسانات انتقالی در راستای عمود بر جریان[۲] و تغییر شکل‌هایی که در موشک‌های دارای قطر بالا ایجاد می‌شود اشاره نمود. در بعضی از مواقع نیز تغییر در شرایط پروازی باعث غیردائم شدن جریان می‌شود. به عنوات مثال هنگام شتاب‌گرفتن جسم، سرعت برخورد جریان به آن نسبت به زمان تغییر کرده و باعث تغییر نیروهای آیرودینامیکی می‌شود و یا تندبادهای ناگهانی[۳] که در طول مسیر پرواز یک جسم به آن برخورد می‌کند، باعث ایجاد تغییرات لحظه‌ای در خواص جریان می‌شود. گاهی اوقات نیز ناپایداری‌هایی که در خود جریان بوجود می‌آید باعث غیردائم شدن آن می‌شود که می‌توان به پدیده جدایش گردابه‌ها از روی جسم در زوایای حمله بالا اشاره کرد.

یکی از چالشهای بزرگ در بررسی و محاسبه جریانات آیرودینامیکی غیردائم ، پیش‌بینی واماندگی دینامیکی است. واماندگی دینامیکی یک پدیده آیرودینامیکی غیردائم غیرخطی است. برخی از محققان واماندگی دینامیکی را اینگونه تعریف کرده‌اند: واماندگی دینامیکی زمانی روی یک ایرفویل یا هر سطح تولیدکننده برآ اتفاق می‌افتدکه نوسان پیچشی[۴]، نوسان عمودی[۵] یا پلانجینگ[۶] یا نوسان فلاپینگ[۷] یا انواع دیگر از حرکت‌های نوسانی، سبب ایجاد زاویه حمله موثر بالاتری از زاویه حمله واماندگی استاتیکی شود. تحت این شرایط، فیزیک جدایش جریان و توسعه واماندگی حول آن جسم اساساً متفاوت از مکانیزم واماندگی برای همان جسم نسبت به حالت سکون(شبه دائم) است.

---

[1] Pitch
[2] Plunge
[3] Gust
[4] Pitching Oscillation
[5] Vertical Translation
[6] Plunging Oscillation
[7] Flapping Oscillation