

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک
مهندسی هوافضا - گرایش آیرودینامیک

عنوان

بررسی پدیده آیروآکوستیک اطراف پره بالگرد در حالت دوبعدی ناپایا

نگارنده

هادی بیات

اساتید راهنما:

علی خالقی

احمد مددی

استاد مشاور

فرهاد قدک

شهریور ۱۳۹۶

تعهد نامه

اینجانب هادی بیات دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته آیرودینامیک دانشکده‌ی مهندسی مکانیک دانشگاه شاهرود نویسنده پایان نامه بررسی پدیده آیروآکوستیک اطراف پره بالگرد در حالت

دوبعدی ناپایا تحت راهنمایی دکتر علی خالقی و احمد مددی متعهد می‌شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام «دانشگاه شاهرود» و یا «Shahrood University» به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت‌های آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است، اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

متن این صفحه باید در ابتدای نسخه‌های تکثیر شده پایان نامه وجود داشته باشد

چکیده

نویز حاصل از پره یکی از مهم‌ترین منابع تولید صوت در بالگرد محسوب می‌شود. نویزی که از طریق حرکت سیال مغشوش از روی پره بالگرد و اندرکنش با محیط پیرامون حاصل می‌شود، باعث به وجود آمدن گردابه‌های با اندازه‌های مختلف در جریان آشفته می‌گردد که این گردابه‌ها منابع اصلی تولید امواج آکوستیکی در محدوده‌ی وسیع فرکانسی محسوب می‌شود. در این پایان‌نامه، میدان آکوستیکی حاصل از پره‌های بالگرد به کمک روش‌های ترکیبی شبیه‌سازی شده است، در این کار، میدان آشفته‌ی جریان بر روی پرها به کمک مدل آشفته‌گی حل شده و سپس حل آکوستیکی جریان با استفاده از مدل آکوستیکی فاکس ویلیام-هاوکنیگز و به کمک نتایج حاصل از حل آشفته‌گی جریان، ایجاد شده است.

اهداف این پایان‌نامه بررسی نحوه‌ی انتشار صوت در فاصله‌های مختلف از محور بالگرد، میزان انتشار آن در جهت ایرفویل و همچنین تأثیر پارامترهای هندسی بر نتایج آکوستیک می‌باشد. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که عموماً با افزایش فاصله مشاهده‌گر میزان سطح فشار صوت کاهش می‌یابد. از نتایج بدست آمده میتوان اینگونه استنتاج نمود که این رفتار، ناشی از وجود گردابه‌های بزرگتر و با انرژی بیشتر در نزدیکی پره (سطح فشار صوت بیشتر) و وجود گردابه‌های کوچکتر در فاصله دورتر از پره (کاهش سطح فشار صوت) می‌باشد. شبیه‌سازی انجام شده برای بررسی تأثیر پارامتر هندسی نیز نشان می‌دهد که ایجاد حفره روی پره هلیکوپتر نه تنها باعث کاهش آکوستیک نشده است بلکه حفره‌ها باعث افزایش سطح تولید آکوستیک می‌شوند.

واژگان کلیدی: آکوستیک، پره، بالگرد، جریان، آشفته، روش ترکیبی،

پارامترهای هندسی

تقدیم نامه

. این پایان نامه را ضمن تشکر و سپاس بیکران و در کمال افتخار و

امتنان تقدیم می نمایم به

والدینی که بودنشان تاج افتخاری است بر سرم و نامشان دلیلی
است بر بودنم، چراکه این دو وجود، پس از پروردگار، مایه هستی ام
بوده اند دستم را گرفتند و راه رفتن را در این وادی زندگی پر از
فراز و نشیب آموختند. برادرانم که وجودشان مایه دلگرمی من
هست.

تقدیر و تشکر

بدون شک جایگاه و منزلت معلم، اجل از آن است که در مقام قدردانی از زحمات بی‌شائبه‌ی او، با زبان قاصر و دست ناتوان، چیزی بنگاریم.

اما از آنجایی که تجلیل از معلم، سپاس از انسانی است که هدف و غایت آفرینش را تأمین می‌کند و سلامت امانت‌هایی را که به دستش سپرده‌اند، تضمین؛ برحسب وظیفه و از باب " من لم یشکر المنعم من المخلوقین لم یشکر الله عزّ و جلّ: "

از اساتید با کمالات و شایسته؛ جناب آقای دکتر علی خالقی و جناب آقای مددی که در کمال سعه صدر، با حسن خلق و فروتنی، از هیچ کمکی در این عرصه بر من دریغ ننمودند و زحمت راهنمایی این رساله را بر عهده گرفتند؛

کمال تشکر و قدردانی را دارم، باشد که این خردترین، بخشی از زحمات آنان را سپاس گوید.

فهرست عنوان‌ها

فهرست شکل‌ها.....	د
فهرست جدول‌ها.....	ح
فهرست نشانه‌ها.....	ط
فصل ۱ مقدمه.....	۱
۱-۱- تولید صدا.....	۲
۲-۱- منبع صوت.....	۴
۱-۲-۱- منبع صوت تک‌قطبی.....	۴
۲-۲-۱- منبع صوت دوقطبی.....	۵
۳-۲-۱- منبع صوت چهارقطبی.....	۵
۳-۱- منتقل کننده صدا.....	۶
۴-۱- آلودگی صوتی.....	۶
۵-۱- روش‌های مصور سازی صدای.....	۷
۱-۵-۱- طیف فرکانسی باند اکتاو.....	۸
۲-۵-۱- شکل موج.....	۸
۳-۵-۱- نمودار طیف سه‌بعدی.....	۹
۴-۵-۱- سیگنال صوتی در حوزه فرکانسی.....	۱۰
۵-۵-۱- نقشه نويز.....	۱۰
۶-۱- اثرات صدا بر روی سلامتی.....	۱۱
۷-۱- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه.....	۱۲
فصل ۲ پیشینه تحقیق.....	۱۳
۱-۲- روش تجربی آکوستیکی.....	۱۸
۲-۲- روش عددی آکوستیک.....	۲۰
۳-۲- روش‌های تحلیل و تجزیه آیروآکوستیک.....	۲۳
۱-۳-۲- استفاده از CFD برای حل سرتاسر میدان.....	۲۳
۲-۳-۲- مقیاس آکوستیک [۳۵].....	۲۴
۳-۳-۲- به همراه معادلات اویلر خطی شده [۳۵].....	۲۶
۴-۳-۲- روش کیرشهف [۳۵].....	۲۶

فصل ۳ معادلات حاکم ۲۹

- ۱-۳- مقدمه ۲۹
- ۲-۳- جریان آرام ۲۹
- ۳-۳- جریان آشفته ۲۹
- ۴-۳- لایه مرزی ۳۱
- ۵-۳- راه تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان ۳۱
- ۵-۳-۱ شرط آشفتگی جریان جابجای اجباری: ۳۳
- ۶-۳- ویژگی‌های جریان آشفته ۳۳
- ۷-۳- معادلات حاکم بر سیالات [۴۰] ۳۵
- ۸-۳- مدل سازی جریان آشفته و مدل های آشفتگی ۳۶
- ۹-۳- روابط اساسی حاکم بر Eddy-Viscosity ۳۶
- ۱۰-۳- آیرودینامیک جریان ۳۸
- ۱۰-۳-۱ تغییرات زاویه حمله محلی ۳۸
- ۱۰-۳-۲ تغییرات سرعت جریان نسبی محلی ۴۰
- ۱۰-۳-۳ تغییرات نیروهای عمودی و مماسی ۴۱
- ۱۰-۳-۴ محاسبه گشتاور و توان کل ۴۲
- ۱۱-۳- روش های ترکیبی حل آکوستیک ۴۳
- ۱۱-۳-۱ مدل آکوستیکی لایت هیل ۴۴
- ۱۱-۳-۲ مدل آکوستیکی فاکس ویلیام-هاو کینگز ۴۶
- ۱۱-۳-۳ مدل منبع صوت باند گسترده ۵۰

فصل ۴ شبیه سازی عددی ۵۳

- ۱-۴- مقدمه ۵۳
- ۲-۴- روش حل عددی ۵۳
- ۳-۴- مدل آشفتگی جریان ۵۴
- ۳-۴-۱ مدل آشفتگی $K-\omega SST$ ۵۵
- ۴-۴- شرایط مرزی ۵۷
- ۵-۴- شبکه بندی ناحیه محاسباتی ۵۷
- ۶-۴- ارزیابی و صحت سنجی عددی ۵۹
- ۶-۴-۱ بررسی استقلال حل عددی از شبکه بندی ناحیه محاسباتی ۵۹
- ۶-۴-۲ بررسی صحت نتایج حل عدد ۶۰

۶۳.....۳-۶-۴ اعتبارسازی نتایج آکوستیک

۶۴.....۴-۶-۴ اعتبار سنجی نتایج به دست بر روی ایرفویل NACA۰۰۲۱

۶۷.....فصل ۵ نتایج و تفسیر آن‌ها

۶۷.....۵-۱- مقدمه

۶۷.....۵-۲- بررسی انتشار صدا در راستای محوری از ایرفویل

۶۸

۷۳.....۵-۲-۱ نتایج به دست آمده بر روی ایرفویل naca۰۰۲۱ داری حفره در قسمت فشاری

۷۷.....۵-۲-۲ بررسی تأثیر ایجاد حفره ۰,۵c در قسمت فشاری ایرفویل بر نتایج آکوستیک

۸۱.....۵-۲-۳ بررسی تأثیر ایجاد حفره ۰,۷۵c در قسمت فشاری ایرفویل بر نتایج آکوستیک

۸۵.....۵-۳-۱ تأثیر حفره در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده آکوستیک

۸۵.....۵-۳-۱ بررسی تأثیر حفره ۰,۲۵c در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده آکوستیک

۸۹.....۵-۳-۲ بررسی تأثیر حفره ۰,۵c در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده آکوستیک

۹۴.....۵-۳-۳ بررسی تأثیر حفره ۰,۷۵c در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده آکوستیک

۱۰۱.....۵-۴- نتیجه گیری

۱۰۲.....۵-۵- پیشنهادات

۱۰۳.....منبع‌ها

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت تک‌قطبی [۳]..... ۴
- شکل ۲-۱: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت دوقطبی [۳]..... ۵
- شکل ۳-۱: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت چهار قطبی [۳]..... ۶
- شکل ۴-۱: باند اکتاوهای رایج در نمایش طیف فرکانسی [۴]..... ۸
- شکل ۵-۱: نمایش شکل موج صدای در حوزه زمان [۴]..... ۹
- شکل ۶-۱: نمودار آبشار طیفی سه‌بعدی صدای موتور خودرو برحسب دور موتور [۴]..... ۹
- شکل ۷-۱: طیف نگاشت سیگنال صدای یک بلبل [۴]..... ۱۰
- شکل ۸-۱: نقشه نوین به‌دست‌آمده برای یک نیروگاه [۴]..... ۱۱
- شکل ۱-۳: یک جریان آشفته مملو از ادی می‌باشد. بدین‌صورت که همواره باعث اختلاط و اضمحلال
کمیت‌های فیزیکی جریان خواهد شد [۴۰]..... ۳۴
- شکل ۲-۳: لایه‌مرزی آشفته و چگونگی تعیین ضخامت آن [۴۰]..... ۳۴
- شکل ۳-۳: سرعت لحظهای بر روی یک صفحه تخت [۴۰]..... ۳۵
- شکل ۴-۳: سرعت‌های جریان در یک پره بالگرد [۴۱]..... ۳۹
- شکل ۵-۳: نمودار نیروهای ایرفویل پره [۴۱]..... ۴۱
- شکل ۱-۴: شبکه محاسباتی الف) ناحیه غیر چرخان. ب) ناحیه چرخان. ج) ایرفویل. د) مقطع دارای حفره ۵۸
- شکل ۲-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری گوری و همکاران در زاویه حمله $\theta = 0^\circ$
- ۶۱..... $Re = 2,88 \times 10^6$
- شکل ۳-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری گوری و همکاران در زاویه حمله $AOA = 10.8^\circ$
- ۶۲..... $2,88 \times 10^6$

- شکل ۴-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری گوری و همکاران در زاویه حمله $AOA = 14.4$ $2,88 \times 10^6$ ۶۲
- شکل ۴-۵: نمودار اعتبار سازی آکوستیک در زاویه حمله صفر و $Re = 2,88 \times 10^6$ ۶۳
- شکل ۴-۶: نمودار اعتبار سازی آکوستیکی در زاویه حمله ۱۰ و $Re = 2,88 \times 10^6$ ۶۴
- شکل ۴-۷: مقایسه نتایج حاصل از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی و عددی پیشین برای ایرفویل متقارن $NACA0021$ ۶۶
- شکل ۵-۱: شما تیکی از نحوه قرار گیری گیرنده ها در فاصله شعاعی ثابت R ۶۸
- شکل ۵-۲: سطح فشار صوت محاسبه شده بر حسب محل قرار گیری از محور بالگرد در $R = 20c$ ۷۰
- شکل ۵-۳: سطح فشار صوت محاسبه شده بر حسب محل قرار گیری دریافت کننده از محور بالگرد $R = 40c$ ۷۰
- شکل ۵-۴: سطح فشار صوت محاسبه شده بر حسب محل قرار گیری گیرنده از محور بالگرد $R = 60c$ ۷۱
- شکل ۵-۵: سطح فشار صوت محاسبه شده بر حسب محل قرار گیری از محور بالگرد $R = 80c$ ۷۱
- شکل ۵-۶: مقایسه سطح فشار صوت محاسبه شده در گیرنده ها با در $R = 20c, R = 40c, R = 60c$ و $R = 80c$ ۷۲
- شکل ۵-۷: کانتور انرژی جنبشی آشفته برای ایرفویل $naca0021$ دارای حفره فاصله $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۳
- شکل ۵-۸: نمودار آکوستیک محاسبه شده در فاصله $R = 20c$ در حفره $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۴
- شکل ۵-۹: نمودار صدای محاسبه شده در فاصله $R = 40c$ در حفره $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۴
- شکل ۵-۱۰: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R = 60c$ در حفره $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۵
- شکل ۵-۱۱: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R = 80c$ در حفره $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۶
- شکل ۵-۱۲: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله های مختلف در حفره $0,25c$ در قسمت فشاری ۷۶
- شکل ۵-۱۳: کانتور انرژی جنبشی آشفته برای ایرفویل $naca0021$ دارای حفره در فاصله $0,5c$ در سمت فشاری ۷۷
- شکل ۵-۱۴: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R = 20c$ در حفره $0,5c$ در قسمت فشاری ۷۸

- شکل ۵-۱۵: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=40\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت فشاری ۷۸
- شکل ۵-۱۶: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=60\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت فشاری..... ۷۹
- شکل ۵-۱۷: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=80\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت فشاری ۷۹
- شکل ۵-۱۸: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله های مختلف در حفره 0.5C در قسمت فشاری ۸۰
- شکل ۵-۱۹: کانتور انرژی جنبشی و سرعت برای حفره در فاصله 0.75C در قسمت فشاری..... ۸۱
- شکل ۵-۲۰: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=20\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری.. ۸۲
- شکل ۵-۲۱: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=40\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری.. ۸۲
- شکل ۵-۲۲: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=60\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری.. ۸۳
- شکل ۵-۲۳: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=80\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری ۸۴
- شکل ۵-۲۴: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله های مختلف در حفره 0.75C در قسمت فشاری..... ۸۴
- شکل ۵-۲۵: کانتور انرژی جنبشی در حفره 0.25C قسمت مکش ۸۶
- شکل ۵-۲۶: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{C}$ در قسمت مکش ایرفویل ۸۶
- شکل ۵-۲۷: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=60\text{C}$ در قسمت مکش ایرفویل ۸۷
- شکل ۵-۲۸: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40\text{C}$ در قسمت مکش ایرفویل ۸۷
- شکل ۵-۲۹: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=80\text{C}$ در قسمت مکش ایرفویل ۸۸
- شکل ۵-۳۰: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده در حفره 0.25C در قسمت مکش ایرفویل ۸۸
- شکل ۵-۳۱: کانتور انرژی جنبشی در حفره 0.5C قسمت مکش ۹۰
- شکل ۵-۳۲: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت مکش ایرفویل ۹۰
- شکل ۵-۳۳: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت مکش ایرفویل. ۹۱

شکل ۵-۳۴: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=60\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت مکش ایرفویل ۹۲.

شکل ۵-۳۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=80\text{C}$ در حفره 0.5C در قسمت مکش

ایرفویل ۹۲

شکل ۵-۳۶: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در حفره 0.5C در قسمت مکش ایرفویل ۹۳

شکل ۵-۳۷: کانتور انرژی جنبشی در حفره 0.75C قسمت مکش ۹۴

شکل ۵-۳۸: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت مکش

ایرفویل ۹۵

شکل ۵-۳۹: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40\text{C}$ در حفره قسمت مکش ایرفویل ۹۵

شکل ۵-۴۰: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=60\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت مکش

ایرفویل ۹۶

شکل ۵-۴۱: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=80\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت مکش

ایرفویل ۹۶

شکل ۵-۴۲: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده‌ها در حفره 0.75C در قسمت مکش ایرفویل ۹۷

شکل ۵-۴۳: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{C}$ در قسمت فشاری ایرفویل برای هر سه

حفره قسمت فشاری ۹۸

شکل ۵-۴۴: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{C}$ در قسمت فشاری ایرفویل برای هر سه

حفره قسمت مکش ۹۹

فهرست جدول‌ها

جدول ۴-۱: مشخصات شبکه‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی ایرفویل

NaCA۰۰۱۲ در زاویه حمله $\alpha = 5.4$ به منظور استقلال از

شبکه‌بندی حل عددی۶۰

فهرست نشانه‌ها

$f_i (N)$	نیرو وارد بر حجم سیال	T_{ij}	تانسور تنش لایت هیل
τ_{ij}	تانسور تنش رینولدز	K	انرژی جنبشی
P'	فشار صدای دور دست	ω	نرخ اتلاف ویسکوز آشفتگی
$\delta (f)$	تابع دلتای دیراک	$V(\frac{m}{s})$	بردار سرعت
$H(f)$	تابع پله	$P(pa)$	فشار
$C(m)$	وتر ایرفویل	$\mu(\frac{kg}{m.s})$	لزجت
σ_k	عدد پرانتل آشفتگی	μ_t	لزجت آشفتگی
q	ثابت فرکارمن	$U_l (m/s)$	سرعت مقیاس
$\rho (kg/m^3)$	چگالی سیال	$\delta_l (m)$	طول مقیاس بزرگترین گردابه
τ_{ij}	تانسور تنش رینولدز	σ_k	عدد پرانتل آشفتگی
P'	فشار صدای دور دست	q	ثابت فرکارمن
$\delta (f)$	تابع دلتای دیراک	$\rho (kg/m^3)$	چگالی سیال
$H(f)$	تابع پله	$v(m/s)$	بردار سرعت در محیط سیال

فصل ۱ مقدمه

زندگی انسان‌ها همواره با صدا همراه بوده است. انسان‌ها نیز همیشه خواستار شنیدن صداهای خوش و زیبا و از صدای نامطبوع گریزان هستند، بدون تردید آلودگی صوتی یکی از معضلات اساسی دنیای صنعتی بوده و بسیاری از انسان‌ها در محیط کار یا در محل زندگی از آزار ناشی از آن‌ها رنج می‌برند. برای مقابله با این معضل، نیاز به یک بررسی جامع در مورد عوامل، منابع و چگونگی تولید و انتشار صدا موردنیاز است تا بتوان به کمک این اطلاعات، قدم‌هایی جهت کاهش صدای تولیدشده برداشته شود. آکوستیک^۱ را می‌توان تولید، ارسال و دریافت انرژی ارتعاشی دانست که این حالت در صورتی است که اتم‌ها و مولکول‌های سیال یا جامد از اوضاع طبیعی خود خارج‌شده و تغییر مکان دهند نیروی آکوستیک به وجود آمده در آن تمایل به بازگشت جسم به حالت اولیه را دارد که این نیرو را نیروی برگرداننده می‌گویند تأثیر این نیرو توأم با خاصیت اینرسی دستگاه، ماده را برای ارتعاش‌های نوسانی و در نتیجه ارسال‌های موج‌های آکوستیکی آماده می‌سازد. به بیان بهتر صوت‌شناسی یا آکوستیک یکی از شاخه‌های علم فیزیک است و موضوع آن بررسی موج‌های مکانیکی در گازها، مایع‌ها و جامدها، از جمله نوسان‌ها و

^۱ acoustics

صدا است. کاربردهای آکوستیکی در بسیاری از جنبه‌های زندگی امروز دیده می‌شوند و ساده‌ترین نمونه آن صنایع صوتی و نیز کنترل نویز است. به‌طور کلی باید گفت هر چه جلو می‌رویم، انسان نسبت به حس شنوایی اهمیت بیشتری می‌دهد.

۱-۱- تولید صدا

نوسان ممتد یک محیط الاستیک، می‌تواند باعث ارتعاش مولکول‌های هوای مجاور و تغییر مداوم فشار هوا گردد و موج ایجاد گردد. این موج به‌صورت طولی در هوا منتشر شده و در محدوده معینی از نظر فرکانس و دامنه برای انسان قابل‌درک است که به آن صوت می‌گویند. به‌عبارت دیگر صدا یا صوت از حرکت و ارتعاش مولکول‌های هوای حاصل می‌شود، ارتعاش یعنی حرکت مولکول‌های هوای از جای خود در مسیر معین و بازگشت آن‌ها به‌جای اولیه. این پدیده فیزیکی را به‌اصطلاح موج می‌گوییم. برای آنکه بتوانیم یک تصویر تقریبی از طرز به وجود آمدن موج صوتی را تجسم کنیم پاندولی را در نظر می‌گیریم، اگر وزنه پاندول را به یک‌طرف کشیده و آن را رهاسازیم، پاندول با سرعت، به منتهی‌الیه سمت دیگر رفته و دوباره در همان مسیر بجای اول خود برمی‌گردد، این حرکت به‌دفعات صورت می‌گیرد، ولی هر دفعه مسیر آن کوتاه‌تر می‌شود تا اینکه وزنه پاندول دوباره به حالت سکون درآید. حرکت پاندول، لایه‌ای از مولکول‌های هوا را با خود به جلو می‌راند و این عمل موجب می‌شود که در یک‌سوی وزنه، فاصله بین مولکول‌ها زیاد و در سوی دیگر تراکم مولکول‌ها زیاد شود. اگر با دودست یک لاستیک را بکشیم طول لاستیک زیاد می‌شود به عبارتی، لاستیک کش می‌آید. علت این موضوع این است که فاصله بین مولکول‌ها در قسمت میانی لاستیک زیاد شده و تراکم مولکول‌ها در دو سر لاستیک زیاد شده و مولکول‌ها به‌طرف دو سر لاستیک کشانده می‌شوند و در نتیجه فاصله میان مولکول‌های دو سر لاستیک کم می‌شود. اکنون اگر دو سر لاستیک را رها کنیم مولکول‌ها دوباره به‌جای اولیه خود برمی‌گردند. هوا

نیز چین خاصیتی دارد، منتهی خیلی بیشتر از لاستیک. هر انبساط و تراکم مولکولی در هوا موجب انبساط و تراکم‌های دیگر می‌گردد. به این معنی که وقتی یک لایه از مولکول‌های هوا به جلو رانده شود این لایه به نوبه خود لایه دیگری را به جلو می‌راند و خود به حال اول برمی‌گردد. لایه جدیدی نیز به لایه دیگری را و به همین ترتیب این عمل به دفعات تکرار می‌شود تا انرژی به پایان برسد. این جابجایی مولکول‌ها اگر بیش از ۱۶ مرتبه در ثانیه تکرار شود صوت تولید می‌شود.

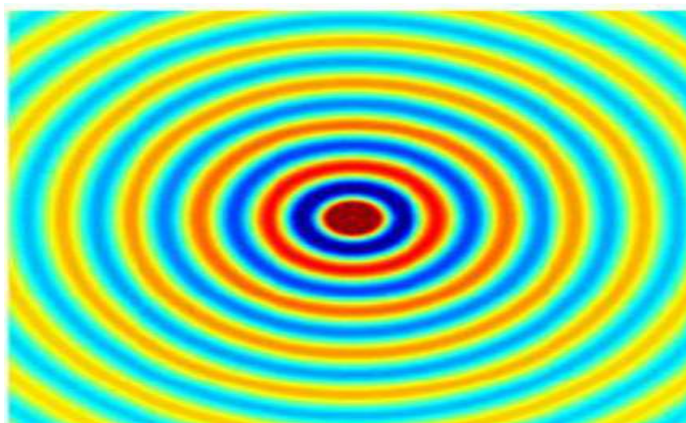
اگر تویی را از ارتفاع بلند به طرف زمین رها کنیم بر اثر سقوط توپ، فشار هوای بین توپ و زمین زیاد می‌شود و این فشار، مولکول‌های هوا را به سمت اطراف می‌راند. مولکول‌های رانده شده به نوبت مولکول‌های هم‌جوار خود را به جلو می‌راند و خود به حالت اول برمی‌گردند. این عمل آن قدر تکرار می‌شود تا انرژی به دست آمده از سقوط توپ به پایان برسد. هنگام تماس توپ با زمین صدایی به گوش می‌رسد، در صورتی که در زمان سقوط آن صدایی شنیده نمی‌شود. علت این است که هنگام تماس توپ با زمین، بر اثر زیاد بودن انرژی جابجا شده مولکول‌ها یا همان انبساط و تراکم هوا خیلی بیشتر از ۱۶ مرتبه در ثانیه بوده و به این علت صدای حاصله قابل شنیدن می‌باشد. هر انبساط و تراکم یک سیکل نام دارد و تعداد سیکل در ثانیه فرکانس یا بسامد نامیده می‌شود. پس هنگامی که می‌گوییم فرکانس موج مثلاً ۱۰۰ سیکل است، یعنی ۱۰۰ مرتبه انبساط و تراکم در مولکول‌های هوای ایجاد شده است. هر قدر فرکانس بیشتر باشد به اصطلاح زیرتر است و نیز هر قدر فرکانس کمتر باشد صدا اصطلاحاً بم‌تر است.

۱-۲- منبع صوت

تمام صداهایی که در محیط منتشر می‌شوند دارای یک منبع تولید صوت بوده و منابع تولید صدا را می‌توان برحسب تولید صوت و انتشار آن‌ها، به دسته‌های کلی زیر تقسیم می‌شوند [۱، ۲].

۱-۲-۱ منبع صوت تک قطبی

نوسانات حجم و جرم سیال باعث تولید صوت ساده‌ای با مرتبه صفر می‌گردند که به تک قطبی‌ها^۱ معروف هستند. برای نمونه می‌توان به نوسانات حباب‌های موجود در سیال اشاره کرد. انتشارات از تک قطبی‌ها در همه جهت یکسان است، برای تعیین سطح صدای تولیدی از آن‌ها، می‌توان از اصل برهم نهی استفاده کرد.

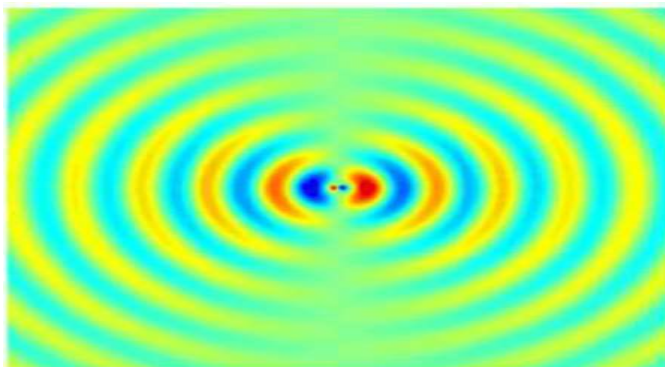


شکل ۱-۱: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت تک قطبی [۳]

^۱ monopole

۱-۲-۲ منبع صوت دوقطبی

نوسانات نیرو و حرکت جسم صلب در سیال بدون در نظر گرفتن آشفتگی ایجاد شده در آن، باعث تولید صوت می‌شود. منابع دوقطبی^۱ به صورت حرکت انتقالی ساده در سیال تغییر مکان می‌دهند.



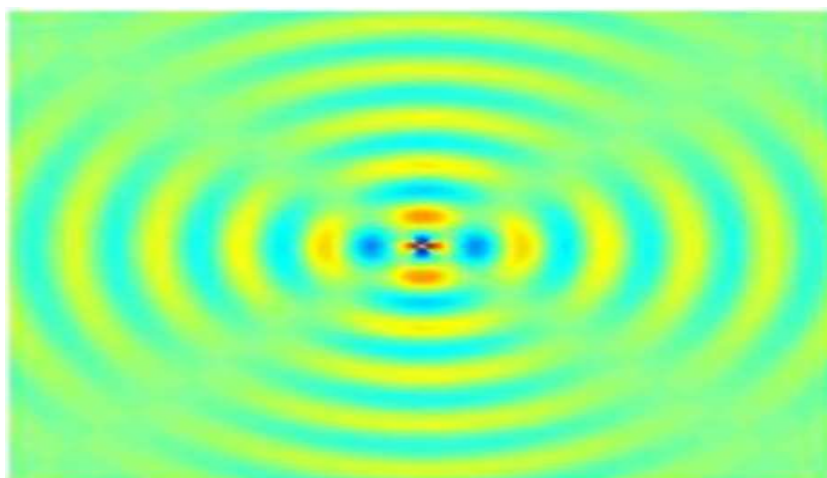
شکل ۱-۲: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت دوقطبی [۳]

۱-۲-۳ منبع صوت چهارقطبی

پیچیده‌ترین مکانیزم تولید صوت در سیال، چهار قطبی‌ها هستند که علاوه بر حرکت انتقالی، حرکت چرخشی نیز دارا می‌باشند. این نوع منابع، عمدتاً به خاطر تنش برشی سیال تولید می‌شوند. گردابه‌های ایجاد شده در سیال به دلیل توربولانس، نمونه‌ای از چهارقطبی^۲های تولید صدای می‌باشند.

^۱ dipole

^۲ quadrupole



شکل ۳-۱: نمایی از چگونگی انتشار امواج آکوستیکی از منبع صوت چهار قطبی [۳]

۳-۱- منتقل کننده صدا

معمولاً انسان‌ها صداهایی که در هوا حرکت می‌کنند را می‌شنوند ولی صدا می‌تواند در گازها، مایعات و یا حتی در جامدات نیز حرکت کند. هر کس می‌داند با گذاشتن گوش خود بر زمین و یا ریل راه‌آهن می‌تواند حرکت عابرین پیاده، چهارپایان، خودروها و قطار از مسافت نسبتاً دور را بشنود. سرعت صوت در جامدات به دلیل تراکم زیاد مولکول‌ها، بیشتر از مایعات و در مایعات بیشتر از گازها هستند. صوت برخلاف امواج دیگر مانند نور و گرما فقط در محیطی نشر می‌یابد که ماده وجود داشته باشد و این به معنی این است که اگر بر سطح ماه انفجاری رخ دهد به دلیل وجود نداشتن هوا، انسان هیچ‌وقت صدای آن را نمی‌شنود.

۴-۱- آلودگی صوتی

آلودگی صوتی، به هر صدایی که آزرده‌گی و حس ناخوشایندی در انسان را به وجود آورد، گفته می‌شود. انسان‌ها برای شنیدن صدا یک آستانه تحملی دارند و اگر از آن فراتر رود باعث اذیت و آزارشان می‌شود. انتشار صدا بسته به اینکه در محیط باز یا بسته صورت پذیرد رفتارهای متفاوتی دارد. در یک محیط باز امواج صوتی بدون برخورد به مانع، روند انتشار را تا مرز تباهی ادامه می‌دهند. شرایط محیطی تأثیر زیادی در چگونگی انتشار صدا دارند. گرچه انسان به نویز صوتی عادت کرده ولی آلودگی صوتی از عوامل خستگی بوده و راندمان کار انسان را چه از لحاظ فکری و چه در کارهای بدنی و ساده کاهش می‌دهد. واحد اندازه‌گیری صدا برحسب دسی‌بل^۱ و بر اساس تغییرات فشار هوا است و مقدار آن بین صفر دسی‌بل که آستانه شنوایی است تا ۱۳۰ دسی‌بل که آستانه کری است بیان می‌شود. به‌طور کلی صداهای بیشتر از ۸۰ دسی‌بل بالقوه خطرناک هستند. منابع تولید صوت به دودسته ثابت و متحرک تقسیم می‌شوند؛ منابع ثابت عبارت‌اند از سیستم‌های نیروگاه حرارتی و ازجمله منابع متحرک، می‌توان انواع وسایل حمل‌ونقل زمینی، هوایی و دریایی را اشاره کرد.

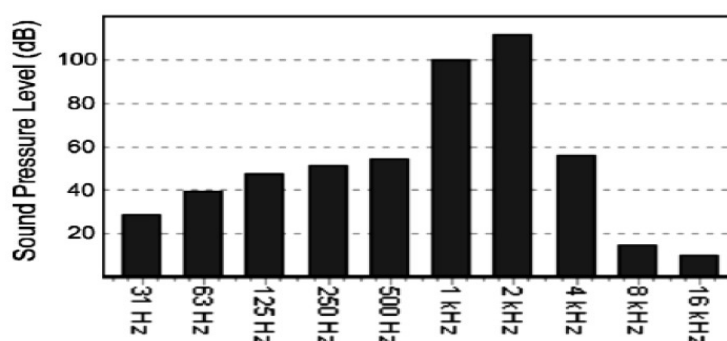
۱-۵- روش‌های مصورسازی صدای

به دلیل این‌که صدا قابل‌دیدن نیست در بسیاری از بررسی‌های آکوستیکی سعی بر این است که صدا مصورسازی شده تا از این طریق درک بهتری از رفتار صوت به دست آید؛ که در این بخش به معرفی، معروف‌ترین روش‌ها و تکنیک‌های مصورسازی صدا پرداخته می‌شود.

^۱ decibel

۱-۵-۱ طیف فرکانسی باند اکتاو^۱

اطلاعات حاصل از تبدیل فوریه را به شکل نمودار ستونی نشان می‌دهند که محور عمودی آن نشان‌دهنده تراز فشار و محور افقی آن نشان‌دهنده فرکانس است. در این نوع نمایش صوت، فرکانس وسط هر ستون نشان‌دهنده این است که خود میانگین‌گیری از حد بالا و پایین باند است.

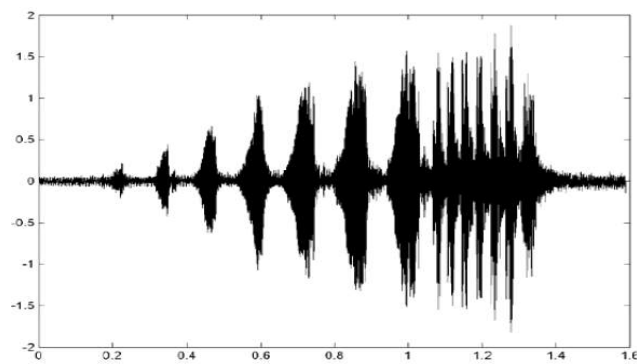


شکل ۱-۴: باند اکتاوهای رایج در نمایش طیف فرکانسی [۴]

۱-۵-۲ شکل موج

ساده‌ترین روش مصورسازی صدا رسم آن به صورت شکل موج است، شکل موج حالتی از نمایش صدا است که در آن دامنه یا بزرگی به طور لحظه‌ای اندازه‌گیری و رسم می‌شود. این حالت از مصورسازی سیگنال صدا، درواقع ارائه‌دهنده پایه‌ای‌ترین اطلاعات مربوط به موج است. محور افقی آن نشان‌دهنده زمان و محور عمودی آن نشان‌دهنده سطح فشار صوت است.

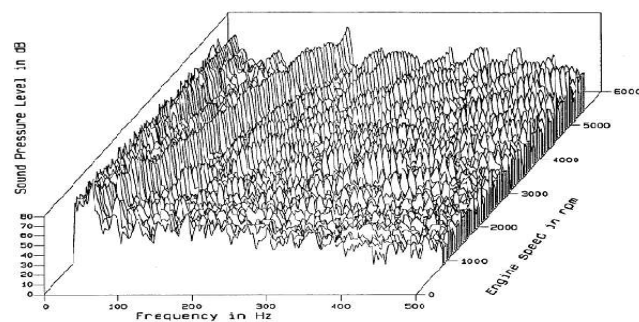
^۱ Octave band



شکل ۱-۵: نمایش شکل موج صدای در حوزه زمان [۴]

۱-۵-۳ نمودار طیف سه بعدی

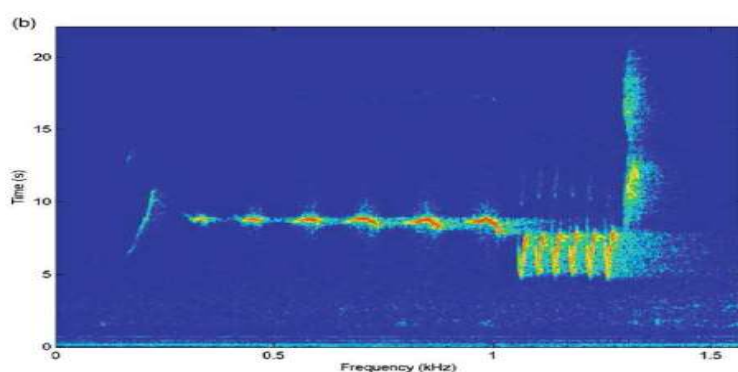
نمودار طیفی سه بعدی نوع دیگر از نمایش نموداری تبدیل فوریه است که پارامتر دیگر به آن اضافه شده است که این پارامتر می تواند زمان یا هر متغیر مستقل دیگر باشد.



شکل ۱-۶: نمودار آشار طیفی سه بعدی صدای موتور خودرو برحسب دور موتور [۴]

۱-۵-۴ سیگنال صوتی در حوزه فرکانسی

در بسیاری از محیط‌ها صداهای تولیدشده با فرکانس و شدت‌های متفاوت در حال تولید و انتشار هستند. پس ممکن است شکل موج یا به‌بیان دیگر نمایش موج در حوزه زمانی، اطلاعات لازم را برای فرکانس‌های غالب موجود در صوت را به دست ندهد. درحالی‌که این حوزه فرکانسی اطلاعات بهتری درباره انواع مختلف فرکانس‌ها به ما می‌دهد.

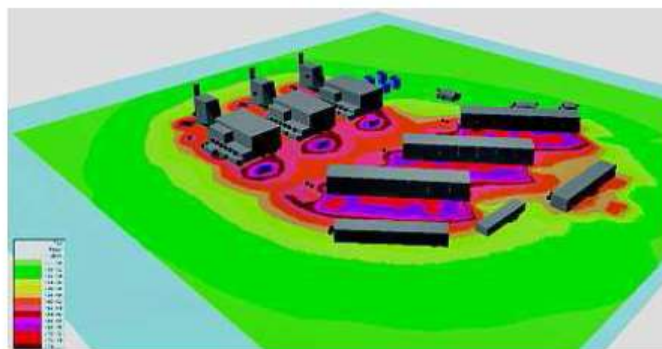


شکل ۱-۷: طیف نگاشت سیگنال صدای یک بلبل [۴]

۱-۵-۵ نقشه نویز

هدف از تحلیل و بررسی‌های آکوستیکی، به دست آوردن تصویری از وضعیت نویز صوتی، نویز یا اصطلاحاً آلودگی صوتی در یک منطقه یا حوزه شهری یا صنعتی است. درواقع می‌توان گفت آلودگی صوتی مجموعه‌ای از صداهایی است که از مقدار مشخصی در محیط بالاتر باشد. این تراز صوتی تعیین‌شده، معمولاً توسط استانداردهای هر کشوری مشخص می‌شود و سپس به کمک این اندازه‌گیری‌ها تصویری از این تراز صوتی آن محدوده رسم می‌شود که نقشه نویز نام دارد. ازجمله کاربردهای مهم این نقش‌ها،

می‌توان به مصورسازی صدا در آکوستیک زیست‌محیطی جهت برنامه‌ریزی شهری، کنترل نویز در پروژه‌های صنعتی و ساختمانی بزرگ اشاره کرد. هرچند این نمونه مدل‌سازی صوتی را برای محیط‌های داخلی و فضاهای ساخته‌شده نیز می‌توان در نظر گرفت.



شکل ۱-۸: نقشه نویز به‌دست‌آمده برای یک نیروگاه [۴]

۱-۶- اثرات صدا بر روی سلامتی

صدا اثرات بدی روی سلامتی انسان دارد. تعداد افرادی که به خاطر این عارضه دچار کاهش شنوایی شده‌اند آن‌قدر زیاد هستند که می‌توان آن را به‌عنوان یکی از عوامل مهم این بیماری به‌حساب آورد. در سال ۲۰۰۱ آلودگی صوتی ناشی از صداهای هواپیما، یکی از شایع‌ترین بحث‌ها در کشور امریکا بود. به‌تدریج مقررات و برنامه‌هایی برای کاهش اثرات این نوع آلودگی در محدوده شهری به اجرا درآمد. شدت صدا در اطراف فرودگاه‌ها و یا در نزدیکی نیروگاه‌های توربین بادی که به‌طور طبیعی وجود دارد

از دلایل فشارخون و از دست دادن شنوایی شناخته شده است. برخی از این تحقیقات نشان می دهد که همین مسئله می تواند باعث بیماری های قلبی، تنگی نفس، ناراحتی های پوستی و استرس شود. برخی از تحقیقات نشان می دهد که ناشنوایی بیش از این که به خاطر کهولت سن باشد در اثر قرار گرفتن در معرض آلودگی صوتی به وجود می آید. این اواخر مرکز کنترل و جلوگیری از بیماری ها^۱ CDC و مرکز ملی، برای سلامت محیط زیست^۲ NCEH در امریکا، شیوع ناشنوایی در میان بچه ها را با استفاده از اطلاعاتی که در سومین تحقیقات تغذیه و سلامتی در سال ۱۹۸۸ تا ۱۹۹۶ به دست آمده، مورد تجزیه و تحلیل قرار داده اند. این بررسی ها نشان می دهد که ۱۴/۹ درصد از بچه های ایالات متحده امریکا، حداقل ۱۶ دسی بل شنوایی خود را از دست داده اند.

۷-۱- مروری بر فصل های پایان نامه

این پایان نامه از یک فصل به عنوان مقدمه (فصل حاضر) و چهار فصل اصلی و یک بخش جهت معرفی مراجع مورد استفاده تشکیل شده است. در فصل دوم کارهای انجام شده در گذشته ارائه می گردد. در فصل سوم جریان های آرام و توربولانسی و معادلات حاکم در جریان های تراکم ناپذیر ناپایا ارائه می گردد. در فصل چهارم شبیه سازی عددی و روش های حل آئرو دینامیک و آیرو آکوستیک ارائه می گردد و در فصل پنجم به معرفی نتایج این پایان نامه و ارائه پیشنهادها و توصیه هایی برای ارتقاء سطح کیفی تحقیق حاضر و انجام مطالعه جامع تر در راستای موضوع این پایان نامه، می پردازد.

^۱ Centers For Disease control and Prevention

^۲ National Center For Environmental Health

فصل ۲ پیشینه تحقیق

زمینه آیروآکوستیک یکی از دست آوردهای مهم ۶۰ سال اخیر است که با پیشرفت و بهبود قابل ملاحظه‌ای در دهه‌های اخیر، به‌عنوان یکی دیگر از رشته‌های فیزیک یا مهندسی که در دینامیک سیالات نقش اساسی ایفا کرده است و تلاش شده است تا حالت‌های متعددی که شامل تعامل مایع با سطوح جامد است، مدل شود.

آیروآکوستیک این است که در زمینه دینامیک سیالات، منشأ و انتشار عددی فشار را ایجاد می‌کند. ساختارهای مختلفی تحت تأثیر این پدیده‌ها قرار دارند مانند ساختمان‌ها، نازل‌ها و غیره. آیروآکوستیک که در این پروژه تحقیقاتی مورد مطالعه قرار می‌گیرد، بر روی صداهای تولیدشده توسط سطوح آیرودینامیک موجود در کاربردهای مهندسی نظیر پروانه‌ها، بالگردها یا توربین‌های بادی را مطالعه می‌کند. در این فصل، بررسی جامعی از نظریه آیروآکوستیک در مورد هواپیماها اعمال شده است. روش‌های پیشرفته حاضر به‌منظور آشنا کردن خواننده به این حوزه، توصیف شده است.

در تمام تحقیقات و مدل‌های توسعه‌یافته تا سال‌های اخیر از روش لایتهیل با استفاده از معادلات ناویر استوکس^۱ شناخته‌شده، استفاده شده است. لایتهیل معادله‌ای را با استفاده از معادلات توده جریان و حرکت برای یک جریان پیشنهاد کرد تا برای رسیدن به یک قیاس صوتی مناسب که امکان حل نویز آئرودینامیکی را با استفاده از یک معادله موج ثابت فراهم کند [۵، ۶]. کری [۷] نخستین روش را برای قیاس لایتهیل پیشنهاد داد که مقدمه‌ای برای سطوح استاتیک بود، و از این‌رو، معادلات لایتهیل را برای جریان‌های نامحدود بسط داد.

نویز ساطع‌شده از یک بالگرد می‌تواند ناشی از عوامل مکانیکی یا آئرودینامیکی باشد. نویزهای مکانیکی ناشی از قطعات مکانیکی و تجهیزات مختلف از جمله موتور و گیربکس است و نویزهای آئرودینامیکی، ناشی از تیغه‌هایی است که به‌طور عمده در تعامل با جریان متلاطم هستند [۸]. سیستم‌های تولید نیروی برا^۲ در یک وسیله پرنده از جمله عوامل مهم در تولید نویز می‌باشند [۹]. این سیستم‌های تولید برا در زاویه حمله‌های بالا تشکیل گردابه‌های^۳ بزرگ را می‌دهند که با جفت و ترکیب شدن این گردابه‌ها افزایش قابل‌توجهی در سطح تولید نویز به وجود می‌آورند. نتایج نشان می‌دهد که ۲۰٪ عدم تقارن گردابه‌ها افزایش چشم‌گیری در سطح تولید نویز دارند، در گذشته مطالعات زیادی به‌صورت آزمایشگاهی و عددی برای بررسی پدیده آیروآکوستیک انجام گرفته است. از جمله این مطالعات می‌توان به کارهای کوتنز و همکارانش [۱۰] اشاره کرد. نتایج نشان می‌دهد که کاهش اندازه پره‌ها باعث کاهش نویز می‌شود ولی به سبب آن کارایی نیز کاهش پیدا می‌کند که برای جبران آن سرعت دورانی را افزایش می‌دهند.

هتا و همکارانش [۱۱] آهنگ نویز تولیدشده در یک فن گریز از مرکز با یک سرعت مشخص پایین را موردبررسی قرارداد، بر اساس این مطالعه بیشترین تأثیرگذاری منبع نویز به پیچیدگی زبانه است و

^۱ Navier -Stokes

^۲ lift

^۳ wake

منبع دقیق ناحیه‌ای با استفاده از آنالیز ارتباط بین فشار صوتی و فشار نوسانات بر روی روتور مشخص شد. تحلیل عددی آئرو دینامیک بالگرد و آکوستیک که راجز و همکارانش [۱۲] سیگنال صوتی از پره بالگرد در پرواز روبه‌جلو و چرخشی را مورد بررسی قرار دادند که از روش عددی حجم محدود برای حل معادله اوایلر و از ادغام کیرشهف برای انتقال سیگنال صوتی به جریان دوردست استفاده کردند و بررسی مقادیر به‌دست‌آمده برای نوسانات صوتی در سرعت‌های بالا در حالت پرواز رو به‌جلو نشان می‌دهد که با داده‌های آزمایشگاهی هماهنگی بسیار خوبی را دارد. بررسی آیروآکوستیک پروانه شش‌پره که توسط لیسر و همکارانش [۱۳] انجام شد و نتایج حاصل نشان داد که با کاهش اندازه پروانه در سرعت دوارنی ثابت، تولید نویز به شکل قابل توجهی کاهش می‌یابد، فیهسی و همکارانش [۱۴] نویز تولیدی به‌وسیله یک فن کم‌سرعت گریز از مرکز را مطالعه کردند، آن‌ها نشان دادند که پهنای باند اجزا در فرکانس‌های پایین به‌وسیله جدایی جریان بر روی پوشش پروانه و سمت مکش تیغه ایجاد می‌شود.

جونز و همکارانش [۱۵] به طراحی ایرفویلی پرداختند که با استفاده از کدهای Xfoil و Wopwop و الگوریتم ژنتیک موازی، نویز را کاهش دهد. گرچه این مطالعه شامل تحلیل عملکرد سه‌بعدی روتور و نتایج ایرفویل نبود ولی نتایج نشان می‌داد که ایرفویل‌هایی با اشکال غیرمعمول دارای عملکرد آئرو دینامیکی و آیروآکوستیکی خوبی هستند، چامپان [۱۶] به بررسی تحلیلی پدیده آیروآکوستیک سرعت بالای لبه حمله پرداخت که از نتایج به‌دست‌آمده، برای آزمایش کدهای عددی استفاده شد به‌علاوه بخش‌هایی از روتور به‌عنوان منبع نویز، تشخیص داده شد. ون ولی [۱۷] از روش بهینه‌سازی برای به دست آوردن پیکربندی تیغه روتور، استفاده نمودند.

کیم و همکارانش [۱۸] آیروآکوستیک به وجود آمده به‌وسیله سرعت و جهت باد و اثرات آن بر روی عملکرد آئرو دینامیکی را مورد بررسی قرار دادند که نتایج حاصل نشان می‌دهد که با کاهش سطح انتشار نویز، عملکرد آئرو دینامیکی افزایش پیدا می‌کند، مطالعه عددی پره گردابی بالگرد با استفاده از تئوری جریان پتانسیل توسط لی و همکارانش [۱۹] مورد بررسی قرار گرفت که تأثیرات زاویه حمله، منحنی ایرفویل و اندازه گردابه‌ها در پره مورد بررسی قرار گرفت که این مطالعات نشان می‌دهد که با فاصله

گرفتن بیشتر از سطح، همچنین افزایش فاصله از گردابه و کاهش زاویه حمله باعث کاهش ضرایب آئرودینامیکی می‌شود، محمد [۲۰، ۲۱] به بررسی نويز آئرودینامیکی ناشی از تقابل گردابه‌های لبه فرار با جریان عبوری در امتداد لبه فرار و تأثیرات سرعت، شکل پره و اثرات استحکام پره بر نويز توربین‌های بادی داریوس H شکل پرداخت که استحکام بالاتر و سرعت بیشتر باعث تولید نويز صوتی بیشتر می‌شود و در سال ۲۰۱۵ به بررسی نويز حاصل از دو ایرفویل متفاوت پرداخت که بررسی‌های انجام‌شده مربوط به فاصله بین دو ایرفویل در هر پره است. نتایج نشان می‌داد که این دو ایرفویل با قرار گرفتن در فاصله ۰٫۶C، بهترین پیکربندی از لحاظ کاهش نويز صوتی است.

شبیه‌سازی سه‌بعدی از میدان جریان ناپایا برای تمام پیشران‌هایی با ساختار چرخشی انجام‌شده است که برای تعیین کردن منبع ایجاد آیروآکوستیک استفاده می‌شود. برای تعیین جریان ناپایا و اغتشاشی، نوسانات میدان فشار نزدیک دیواره را در نقاط استراتژیک مختلف روی پوسته روتور با استفاده از روش URANS^۱ در نظر می‌گیریم؛ بنابراین موقعیت و شدت منبع آیروآکوستیک توسط آنالیز طیف فرکانسی مشخص می‌شود. منبع آیروآکوستیک توسط نوساناتی ایجاد می‌شود که در فعل‌وانفعالات جریان در حال حرکت به‌طرف خروج از پیشران و نزدیک نوک پره چرخان تولید می‌شود که منبع نويز بیشتر تحت تأثیر دبی جریان پیشران است. به‌علاوه تغییرات جریان ناپایا توسط محاسبات CFD^۲ انجام‌شده است که به‌عنوان ورودی در معادلات ویلیام هاو کینگز برای تخمین شدت نويز فن استفاده می‌شود.

نتایج محاسبات آیروآکوستیک نشان می‌دهد که نويز حاصل از گردابه‌ها بیشتر از نويز پره است و نويزها عمدتاً از مجرای خروجی فن منتشر می‌شوند. علاوه بر این، با احتساب انتشار نويز، سه روش محاسباتی با به‌کارگیری مرزهای مختلف سطح جامد استفاده‌شده است. در مقایسه با دیگر روش‌ها، روش FEM با احتساب مرزهای پیچیده سطح جامد، توافق خوبی را ایجاد می‌کند که نشان می‌دهد مرزهای سطوح

^۱ Unsteady Reynolds Average Navier- Stocks

^۲ Computational fluid dynamics

پیچیده نمی‌تواند در پیش‌بینی آیرودینامیک نادیده گرفته شود. نتایج محاسبات توافق خوبی را با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد.

راجرز و همکاران [۲۲] با توجه به مطالعه‌ای که انجام دادند به‌طور کلی، اثرات نویز صوتی را به سه دسته زیر تقسیم کردند:

- اختلالات ذهنی
 - اختلالات شنوایی
 - اثرات فیزیولوژیکی مانند اضطراب و
- مشخصات آئرودینامیک و شدت نویز آئرودینامیک که از پره انحنادار پسرو فن سانتریفیوژ تولید می‌شود به‌صورت عددی و آزمایشگاهی آنالیز شده است که نتایج آن عبارت‌اند از قدرت طیف نوسانات فشار در فرکانس گذر پره با توجه به پهنای خروجی پيشران است. ژایک و همکارانش [۲۳] به بررسی و تجزیه و تحلیل شبیه‌سازی عددی آیرودینامیک پروانه هواپیما پرداختند، که هدف از این کار به دو منظور بود، یکی برای ارزیابی تبعات پیش‌بینی نویز و دیگری دست یافتن به درکی از منابع صوتی چهار قطبی تولیدشده توسط پیوستگی جریان مانند امواج شوک. نتایج نشان می‌دهد شبکه‌های بهبود یافته شده برای نشان دادن ویژگی‌های صوتی یک پروانه با جریان فراصوتی^۱ کافی است و بیشتر منابع چهار قطبی را جریان محوری نزدیک پروانه معرفی کرده‌اند. نویز صوتی آئرودینامیکی ناشی از تعامل بین سطح لبه فرار جامد با جریان آشفته عبوری ایجاد می‌شود که به‌طور کامل مورد مطالعه قرار گرفته است. بروکس و همکاران [۲۴] آزمایش‌های ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در داخل یک تونل باد مجهز به یک اتاق بدون انعکاس صوت را انجام دادند که نتایج آن‌ها توسط ناسا به نام ایرفویل خودسر و صدا منتشر شده است که مبنای یک مدل نیمه تجربی و مهندسی به‌منظور پیش‌بینی منابع نویز مختلف است که می‌تواند رخ دهد. بر اساس نتایج

^۱ transonic

به دست آمده توسط بروکس و همکاران، نویز به وجود آمده از لبه فرار می تواند به صورت زیر دسته بندی شود:

- نویز لایه مرزی آشفته لبه فرار
- نویز حاصل از واماندگی جدایش جریان
- نویز حاصل از تشکیل گردابه
- نویز حاصل از لبه فرار نازک شونده

هر یک از مکانیسم های قبلی می تواند به صورت ترکیبی و یا تنها تحت شرایط جریانی خاص مانند شرایط واماندگی رخ بدهد.

۲-۱- روش تجربی آکوستیکی

چندین مدل بر اساس پژوهش های قبلی برای پیش بینی نویزهایی با فرکانس بالا از هر دو منبع شناخته شده نویز، یعنی لبه انتهایی و نویز جریان توربولانس توسط ویلیام هاکنیگز و همکاران [۲۵] تعریف شده است. مدل هایی توسط گرسولد^۱ [۲۶، ۲۷]، گلگ و همکاران [۲۸] تعریف شده که شامل خصوصیات استفاده شده برای توربین باد (مثلاً تئوری مومنوم عناصر پره برای پارامترهای جریان) است. با این اوصاف، نتایج مهمی با اندازه گیری مشخصات آکوستیک در تونل باد به دست آمده است که شامل ورودی مغشوش کننده است. این نوع آزمایش ها برای اجرا در مدت زمان ۸۰ ثانیه، توسط بروکس و همکاران [۲۹] اندازه گیری شده بود و همچنین یکی از مهم ترین نتایج او و همکارانش در مرکز تحقیقات لنگلی ناسا [۲۴] به عنوان شریک اصلی در آیروآکوستیک نیمه تجربی به دست آمده است.

با انجام یکسری از اندازه گیری های آیروآکوستیک و آیرودینامیک روی چند ایرفویل دوبعدی naca۰۰۱۲، آن ها توانستند منابع مختلف نویزهای لبه انتهایی ایرفویل را با قوانین مقیاس گذاری تناسبی

^۱ Grosveld

بر مبنای نتایج ویلیام و همکاران [۳۰] و فرمولاسیون برکلی [۳۰] تشخیص و تعریف کنند. تمام قوانین مقیاس‌گذاری تناسبی از دو قسمت ساخته شده‌اند: اولین قسمت تولید مقادیر مطلق که در مقدار فشار صدا بیان شده‌اند و دومین قسمت تعریف پاسخ طیفی. آزمایش‌ها در اعداد رینولدز مختلف انجام شده‌اند و عدد استروهال به‌منظور تولید محدوده گسترده‌ای از اطلاعات برای قوانین مقیاس‌گذاری تناسبی استفاده شد. یکی از مشخصات اصلی این مدل، وابستگی به مشخصات لایه مرزی است.

به‌علاوه، تکامل فناوری عددی و محاسباتی برای جریان‌های توربولانس مانند روش‌های RANS یا LES^۱، به کار گرفته شد که به طرز قابل توجهی، نتایج به‌دست‌آمده در رابطه با متغیرهای جریان را بهبود بخشیده است درحالی‌که بهبود دقت در زمان حل معیارهای مختلف توربولانس، فرایندی زمان‌بر بوده است.

به‌موازات تمام تلاش‌ها روی این مدل‌های تحقیقاتی، تعداد زیادی تست تونل باد و تست توربین باد وجود دارد که تمام نتایج را برای این مدل‌ها تأیید می‌کند اگرچه در یک جو و اتمسفر کنترل شده این تست‌ها انجام می‌شوند. برای متمرکز کردن و مقدار سنجی کردن منابع نویز در یک توربین باد، از فناوری آرایه خطی میکروفونی استفاده شده است. اورلمان و همکاران [۳۱] تعدادی تست‌های میدانی را با اشاره به اثرات مستقیم انتشار منابع نویز در توربین باد، انجام دادند.

این تست‌ها همچنین تأثیر قسمت‌های خارجی یا بیرونی را نشان می‌دهد. سرعت‌های جریان داخلی نسبت به قسمت‌های داخلی بالاتر هستند بنابراین نویز منتشر شده می‌تواند نادیده گرفته شود. اگرچه، تمام این تست‌ها تنها نویز لبه انتهایی را به‌عنوان منبع اصلی می‌شناسد.

با مقدار سنجی کردن منابع نویز با استفاده از روش تست‌های میدانی، می‌توان به‌منظور کاهش انتشار نویز، طراحی‌های اضافه بر سازمانی را ایجاد کرد. در چارچوب پروژه‌های تحقیق و توسعه اروپایی،

^۱ Large Eddy Simulation

پروژه SIROCCO توسط مرکز تحقیقات انرژی هلند و همچنین دیگر شرکایی مثل آزمایشگاه ملی فضانوردی NRL، موسسه آئرو دینامیک و دینامیک گازهای اشتوتگارت IAG و ژنرال الکتریک GMBH، مرکز تکنولوژی [۳۲] کامپوزیت CTC و Gamesa E Olica S.A انجام شد. هدف این تست‌ها کاهش سطح نویز بین ۳dB تا ۶dB بدون کاهش عملکرد آئرو دینامیکی بود.

در چارچوب این پروژه، دندان‌های لبه‌ی انتهایی در ابتدا توسط هو^۱ [۳۳] به‌عنوان یک مکانیزم جهت کاهش بازده مستقیم نویز لبه‌ی انتهایی، مطرح و از آن استفاده شد. اورلمان و همکاران [۳۴] ثابت کردند که دندان‌های پره در فرکانس‌های پایین آرام‌تر هستند درحالی‌که آن‌ها در فرکانس‌های بالا به دلیل ایجاد گردابه‌ای بزرگ‌تر، پرسروصدا هستند. با این اوصاف، همانطور که سرعت باد بدون ایجاد خطر در عملکرد سیستم افزایش می‌یابد، یک کاهش نویز سرتاسری بالاتر از ۳ دسی‌بل، به‌دست آمده است.

۲-۲- روش عددی آکوستیک

آکوستیک محاسباتی مستقیم یک تکنیک عددی است که به‌منظور حل انتشار صوت در یک ناحیه معین توسط به دام انداختن نوسانات فشار ایجادشده است که این حل بدون استفاده از مدل‌های تئوریک آکوستیک که در سطرهای بالا معرفی شد، انجام‌شده است، در عوض از مدل‌های DNS یا LES برای به دام انداختن موقتی صوت با انتشار بالا و همچنین داشتن دقت مکانی استفاده‌شده است [۳۵].

اگرچه مطالعه مشابهی از تکنیک CFD حاصل‌شده است، CAA^۲ یکسری از چالش‌هایی که این تکنیک (CFD) ایجاد کرده است را نشان می‌دهد که هزینه محاسباتی بسیار بیشتری از CFD رایج دارد.

اساساً، مشکل در حل نوسانات فشار در یک ناحیه داده‌شده، است و این مشکل برخاسته از مشکلات

^۱ Howe

^۲ Computational Aeroacoustic

پیشین است. تکنیک CFD به‌طور خیلی سریع در دهه‌های پیشین تکامل یافته است که مدیون پژوهش‌های انجام شده و تکامل کامپیوترهایی است که محاسبات زیادی را انجام می‌دهند اگرچه مشکل همچنان پابرجاست، داشتن تعداد نقاط بیشتر در یک ناحیه سیال حل بهتری را تقریب می‌زند اما به همان اندازه زمان محاسباتی بیشتری برای حل مقدار زیادی از نقاط شبکه برای شبیه‌سازی حالت پایا گذرا نیاز است که توسط عدد کورانت تعریف می‌شود.

بنابراین، همیشه زمانی که هر محاسبه عددی با این اوصاف تعریف می‌شود، بین دقت و هزینه محاسباتی باید نقطه بهینه‌ای وجود داشته باشد. همیشه برای استفاده از روش آیرودینامیک محاسباتی نیاز به دقت بالا وجود دارد بنابراین باید بتواند نوسانات فشاری کوچک و سریع را توسط انتشار صوتی، به دام بیاندازد. به علاوه، صوت‌های آکوستیک از جریان‌های توربولانس تولید شده‌اند در نتیجه، تمام مشکلات و پیچیدگی‌هایی که مدل‌سازی توربولانس درگیر آن است، نویز آکوستیکی هم دچار این‌ها می‌شود. به دلیل تأثیرات ناگهانی، شامل مقیاس‌ها و سطوح انرژی متفاوت، به‌وضوح تمایل برای استفاده از تکنیک CFD همانند DNS^۱ و LES احساس می‌شود که با ایجاد مقداری محاسبه کم‌هزینه‌تر، می‌توان برای مواردی از صنعت که شامل نواحی پیچیده یا شرایط بحرانی است، استفاده شود مخصوصاً زمانی که انرژی باد اعمال می‌شود [۳۵].

دیگر تفاوت عمده بین محاسبه CFD و روش مستقیم CAA، نحوه حل جریان سیال است. قبلاً، یا باید برای نواحی بسته و دارای سطح جامد محصور می‌شد یا باید اطلاعات قابل توجهی در مورد رفتار جریان مثلاً موج روی ایرفویل را دارا می‌بود، CAA تمام ناحیه را در نظر می‌گیرد درحالی که موج‌های آکوستیک دارای پاسخی سریع هستند و حساسیت کمی به مسیرهای منتهی به گیرنده دارند. به علاوه، نه‌تنها باید مسیر گیرنده در نظر گرفته شود بلکه امکان انعکاس از دیگر مسیرها، پراکندگی و تعامل با جامد را هم باید در نظر گرفت. تمام این موارد در زمان طراحی ناحیه عملکرد روش CAA، به پیچیدگی

^۱ Direct Numerical Simulation

مسئله می‌افزاید.

با تمام این چالش‌ها، به نظر می‌رسد که تمایلی به سمت روش‌های CAA وجود دارد که با کدهای CFD مربوط به مدل توربولانسی کوپل شده است. اگرچه، با این‌که این تکنیک تکامل یافته است، هنوز فقدان قابل‌ملاحظه‌ای در دقت آکوستیک نسبت به دیگر تکنیک‌ها دیده می‌شود. این فقدان توسط محاسبات سی. سای و همکاران [۳۶] و جی اسک و همکاران [۳۷] با به‌کارگیری دیگر میدان‌های آکوستیک نشان داده شده است. حتی با استفاده از روش‌های پرهزینه LES برای اعداد ماخ پایین، نتایج راضی‌کننده نبودند درحالی‌که در ابتدا انتظار می‌رفت منشأ آن از فرمولاسیون استفاده شده جی. لارسن و همکاران [۳۸] باشد. دیگر نگرانی‌هایی که در مورد روش CAA در ادبیات توسط سی. تام [۳۹] آورده شده است، نویز عددی حاصل از طرح محاسباتی مورد استفاده است که می‌تواند نادیده گرفته شود، در تعدادی از موارد، این نوسانات فشاری هستند که به‌صورت متناقضی هدف روش CAA قرار گرفته است. همچنین شرایط مرزی، دسته‌ای از مشکلات را ایجاد می‌کنند به این دلیل که از موادی استفاده شده است که پاسخ‌های متفاوتی در زمان تعامل با نویز دارند، یعنی اضافه کردن یا جذب انرژی آکوستیک و در نتیجه اصلاح میدان نوسانات فشار.

اطلاعات جزئی‌تر در مورد روش CAA خارج از بحث این پروژه است اما به‌طور خلاصه چالش‌ها در روش CAA فعلاً دقت پیش‌بینی در سطوح جامد در جریان توربولانس است. فعلاً از این روش برای اهداف تحقیقاتی برای بهبود ایرفویل استفاده می‌شود و در تعدادی از صنایع قابل استفاده است. با این اوصاف، تمام پیش‌بینی‌های نویزهای توربین باد در مقایسه با تکنیک‌هایی بازمان محاسباتی کم‌تر و با نتایج قابل قبول‌تر، خارج از بحث این روش است درحالی‌که مورد اطمینان هم نیستند.

به عبارت دیگر، معادلات ریاضیاتی به‌منظور سادگی تشریح فیزیکی وجود دارند. به‌طور کلی شروع این فصل روی تئوری‌های آیروآکوستیک پایه‌ریزی شده است اما به تدریج به سمت نویز لبه‌ای انتهایی میل می‌کند و نویز جریان داخلی توربولانس عمدتاً ناشی از توربین باد است که به‌کارگیری آن در ادبیات آیروآکوستیک رایج است [۳۵].

۲-۳- روش‌های تحلیل و تجزیه آبروآکوستیک

صدا را می‌توان به‌عنوان بخشی از کل جریان در نظر گرفت. در چند مورد انعکاس صدا را می‌توان در کل میدان جریان پیدا کرد. در بیشتر موارد از نظر عملی، نمی‌توان یک راه حل عددی کامل در همه‌جا در جریان پیدا کرد زیرا خطاهای پخش و پراکندگی ناشی از افزایش اندازه مش در حوزه‌های دور وجود دارد. علاوه بر این، نوسانات صوتی معمولاً کوچک است (حدود سه تا پنج مرتبه کمتر از نوسانات جریان) [۳۵].

بنابراین، اغلب مفید است و یا حتی لازم است برای توسعه راه‌های تعیین نویز نواحی دوردست جریان و نویز نواحی نزدیک میدان از روش‌های خاصی استفاده شود. برای انجام این کار، محاسبات به دو حوزه تقسیم می‌شود، یکی اینکه تولید غیرخطی صدا را توصیف می‌کند و دیگری توصیف پخش خطی صدا است.

۲-۳-۱ استفاده از CFD برای حل سرتاسر میدان

این روش یک روش محاسبه میدان جریان غیرخطی کامل با استفاده از CFD از جمله امواج دوردست است. با این حال، از آنجاکه تخریب و خواص پراکندگی از طرح‌های عددی CFD سنتی تمایل به نوسانات صوتی را خنثی می‌کنند یا گاهی اوقات باعث اختلالات مصنوعی می‌شوند، طرح‌های مرتبه بالا و راهبردهای بهبود شبکه استفاده می‌شود [۳۵].

له‌له^۱، یک طرح پیش‌بینی‌شده بادسو^۲ را برای محاسبه آکوستیک مورد استفاده قرار داد، سانکار و همکاران، ۱۹۹۳، از طرح‌های پیشرو و توماس و رو، ۱۹۹۳ همین طرح را با مرتبه بالا به جریان‌های لایه

^۱ Lele

^۲ upwind

برشی آزاد متراکم اعمال کردند [۳۵].

به عنوان مثال از کاربرد تکنیک‌های CFD برای محاسبه امواج رادیویی از تعاملات ایرفویل در حال چرخش توسط بادر^۱ و همکاران داده شده است. (۱۹۸۶، ۱۹۸۷). نویز با سرعت بالا نیز توسط بادر و همکاران مورد بررسی قرار گرفت [۳۵].

با استفاده از همان تکنیک (به عنوان مثال، اختلال کوچک، معادلات اویلر و ناویر استوکس)، سطوح مختلف مورد استفاده قرار گرفته است. با این حال، به منظور حل عددی جزئی از میدان دوردست سه بعدی آکوستیک، باید از یک شبکه بسیار خوب استفاده شود که این کار، محاسبات را حتی با سوپر کامپیوترهای قدرتمند امروزه غیر عملی می سازد. ناکارآمدی محاسبات مستقیم CFD برای آیروداکوستیک جت توسط منکبادی و همکارانش مشخص شد [۳۵].

علاوه بر این، چون نوسانات صوتی معمولاً کوچک است، استفاده از یک معادله غیرخطی (به عنوان مثال، اویلر، ناویر استوکس) ممکن است منجر به خطا شود [۳۵].

معادلات اویلر در مورد یک جریان غیرخطی و انعکاس آکوستیک از هواپیما در یک جریان غیریکنواخت، خطی شده است. با این وجود، این روش برای جریان‌های گذر صوتی خیلی دقیق نیست، در حالی که منابع صوتی غیرخطی (شوک) وجود دارند.

۲-۳-۲ مقیاس آکوستیک [۳۵]

این مقیاس، محاسبه غیرخطی CFD در نواحی نزدیک سطح به همراه استفاده از یک معادله انتگرال لایت هیل^۲ در سال ۱۹۵۲ برای نواحی دوردست است. در تداخل امواج صوتی، معادلات ناویر-استوکس حاکم به شکل موج، مرتب شده اند. سپس فشار صوتی نواحی دوردست با استفاده از انتگرال روی حجم با استفاده از مشتقات دوم در منطقه حاوی منبع صدا ارائه می شود. لازم به ذکر است که منابع صوتی

^۱ Baeder

^۲ Lighthill

(در غیاب جسم جامد) به علت آشفتگی و یا امواج شوک، از جمله انعکاس و پراکندگی میدان‌های صوتی، به صورت چهارقطبی هستند. تعدادی از تغییرات در نظریه اصلی لایت هیل برای تعامل صدا و یا سایر اثرات پیشنهاد شده است.

در حضور جسم جامد، اطلاعات بیشتری برای نشان دادن منابع تکقطبی (به عنوان مثال، گسترش کروی) و دوقطبی (نیروی نامنظم) باید به فرمول لایت هیل معادله هاوکنیگز و ویلیامز اضافه شود. تمام انتگرال‌ها در زمان گذشته (انتشار) ارزیابی می‌شوند. منابع تکقطبی و دوقطبی به راحتی قابل ارزیابی هستند، زیرا آن‌ها انتگرال سطحی در سطح جسم هستند. با استفاده از تکنیک‌های CFD می‌توان معادلات غیرخطی را ارزیابی کرد. می‌توان با داده‌های تجربی موجود نیز اعتبار سنجی را انجام داد. در نواحی دوردست، از فرمول خطی گرین استفاده می‌شود که توسط انتگرال سطح و حجم در نواحی نزدیک به سطح محاسبه می‌شود.

مشکل اصلی محاسبات آکوستیکی، ارزیابی درجه‌ی چهارقطبی است که نیاز به ارزیابی انتگرال حجم دارد؛ بنابراین انتگرال حجمی مورد نیاز زمانی که منابع چهارقطبی^۱ وجود دارد (به عنوان مثال، امواج شوک، آشفتگی) منجر به مشکلات می‌شود. در جریان گذر صوتی، معادلات چهارقطبی غیرخطی (که نیاز به مشتقات دوم دارند) موجود را در انتگرال حجم باید محاسبه کرد، به ویژه شوک موجود در اطراف سطوح در حال حرکت؛ بنابراین، بسیاری از محققان نويز بالگرد را (به عنوان مثال، Tadghighi و همکاران، ۱۹۹۲) از داده‌های نواحی نزدیک به سطح تیغه استفاده می‌کنند، روشی که در موارد گذر صوتی نمی‌توان از آن استفاده کرد، چرا که اثرات شوک‌ها به حساب نمی‌آیند. نواحی نزدیک به سطح را می‌توان به صورت آزمایشگاهی و یا از محاسبات CFD ارزیابی کرد. فارسات و تدیقی ۱۹۹۰ سعی کرده‌اند فرموله کردن نويز مربوط به شوک را ساده کرده و آن را در برخی موارد خاص بکار ببرند.

^۱ Quadrupole

۲-۳-۳ به همراه معادلات اوایلر خطی شده [۳۵]

CFD غیرخطی و معادله اوایلری خطی، راه‌حلی برای نواحی نزدیک به سطح است. این رویکرد از محاسبه CFD برای نواحی نزدیک به سطح و حل معادلات غیرخطی آغاز می‌شود و در نواحی دوردست از یک حلگر خطی شده‌ی اوایلر استفاده می‌شود. شرایط مرزی مناسب بین میدان غیرخطی نزدیک سطح و خطی در نواحی دوردست میدان باید استفاده شود. اگرچه این روش هنوز به‌طور گسترده مورد آزمایش قرار نگرفته است، ولی به نظر می‌رسد پتانسیل بسیار خوبی داشته باشد. با این حال، از آنجاکه در حال حاضر راه‌حلی برای حل عددی در نواحی دوردست وجود دارد، فاصله بین مش‌های نواحی دوردست، خطاهای انتشار و پراکندگی باید به‌طور کامل بررسی شود.

۲-۳-۴ روش کیرشهف [۳۵]

برای محاسبه نواحی نزدیک به سطح از روش‌های CFD استفاده می‌کنند درحالی‌که در نواحی دوردست از فرمول خطی انتگرال کیرشهف استفاده می‌شود. بدین معنی که در سطح کنترل S معادلات به‌صورت غیرخطی ارزیابی می‌شود. فرض بر این است که سطح کنترل S تماماً غیرخطی و شامل تمام اثرات منابع نويز است.

این روش تطابق کافی بین آئرو دینامیکی غیرخطی در نواحی نزدیک و آکوستیک خطی نواحی دوردست را فراهم می‌کند. مزیت روش این است که انتگرال‌های سطحی و مشتقات مرتبه اول مورد نیاز را می‌توان به راحتی از داده‌های عددی نواحی نزدیک سطح ارزیابی کرد. این روش ساده و دقیق است زیرا آن را برای نويز مرتبط با شوک غیرخطی در نواحی دوردست حساب می‌کند و در ادامه ما به بررسی بیشتر این روش می‌پردازیم.

روش کیرشهف یک رویکرد نوآورانه برای مشکلات نويز است که از مفاهیم ریاضی بین معادلات آیرودینامیک و آکوستیک استفاده می‌کند. بخش قابل توجهی از دانش نظری در مورد راه‌حل‌های

میدان الکترو دینامیکی می باشد که برای رسیدن به حل مشکل نويز استفاده می شود. فرمول کیرشهف اولین بار در سال ۱۸۸۲ منتشر شد، اگرچه به طور عمده در تئوری پردازش نور و دیگر مشکلات الکترومغناطیسی استفاده شده است، اما در مطالعات انتشار موج صوتی نیز کاربرد زیادی دارد.

فرمول کیرشهف کلاسیک محدود به یک سطح ثابت است. مورگان در سال ۱۹۳۰ فرمول کیرشهف برای یک سطح متحرک (به عنوان مثال منطقه داخلی یک کره در حال گسترش) را با استفاده از قضیه گرین به دست آورد.

با این حال، تحلیل او طولانی و پیچیده بود. در مورد صحیح بودن نتیجه نهایی مورگان اختلاف نظر وجود دارد. هاوکنیگز ۱۹۸۹ ادعا می کند که خطا در فرمول نهایی وجود دارد، در حالی که فاراست و میرز ۱۹۸۸، ۱۹۸۹ ادعا می کنند که تنها در نتیجه نهایی ابهام وجود دارد. مونرو در سال ۱۹۸۱ نیز موافق است که فرمول مورگان درست است. خروموو یک نوع دیگر از فرمول کیرشوف را ارائه کرد. او معادله موج را به معادله لاپلاس تبدیل کرد، با معرفی یک ترم مجازی برای متغیر زمان. اختلالات عملکرد میدان در سطح کنترل S به عنوان منابع صوتی به عنوان توابع تعمیم یافته پذیرفته شده است.

هاوکنیگز و ویلیامز یک فرمول پیشرفته کیرشهف برای تولید صدا از یک سطح ارتعاشی در حرکت دلخواه را به دست آوردند. با این حال، در فرمول بندی آن ها مشتقات جزئی با مختصات زمانی مشاهده شد و استفاده از آن در محاسبات عددی دشوار است. فارسات و مایرز در سال ۱۹۸۸ فرمول پیشرفته کیرشهف را برای یک سطح صاف و یکنواخت در حال حرکت، تغییر دادند. با این حال، در فرمول بندی آن ها مشتقات جزئی با توجه به مختصات زمان مشاهده شد که استفاده از آن در محاسبات عددی دشوار است. فارسات و مایرز در سال ۱۹۸۸ یک فرمول کیرشهف را برای یک سطح صاف و متحرک، استخراج کردند. مشتقات جزئی با توجه به مختصات و زمان منبع، گرفته شد. بنابراین فرمولاسیون آن ها در محاسبات عددی آسان تر است و مشتق آن ها نسبتاً ساده و نشان دهنده قدرت تجزیه و تحلیل تابع تعمیم یافته است. مورینو و همکارانش همچنین چندین اصطلاح کیرشهف را توسعه دادند

فصل ۳ معادلات حاکم

۳-۱- مقدمه

در این فصل به معرفی و بررسی جریان‌های آشفته و معادلات موجود و روش‌های حل موجود در آیرودینامیک و آیروآکوستیک جریان حول روتور بالگرد پرداخته شده است. همچنین معادلات حاکم بر جریان در اطراف بالگرد در مختصات کارتزین ارائه می‌گردد، سپس فرضیات مسئله و دیگر شرایط حاکم بر جریان ارائه می‌شوند. معادلات و روابط فیزیکی ارائه شده در این فصل برای مطالعه عددی جریان حول یک ایرفویل پره‌های بالگرد به کار گرفته شده‌اند که نتایج حاصل از آن‌ها در فصل‌های بعدی آورده شده است.

۳-۲- جریان آرام

جریان آزاد جریانی است که در آن سیال به طریقی منظم و تحت لایه‌ها و مسیرهای مشخص حرکت می‌کند و برای توصیف آن از عبارت طبقه طبقه شده، برگرفته از کلمه Laminar استفاده شده است. در یک جریان آرام، شکل لایه‌ها مشخص و با انحنای ملایم می‌باشند. در چنین جریانی، مولکول‌های سیال با پیشروی در طول مسیر، در داخل لایه اولیه خود باقی خواهند ماند.

۳-۳- جریان آشفته

همان‌طور که از نام این جریان پیدا است، این جریان رفتاری بسیار اتفاقی و بی‌سازمان دارد. در این جریان، به واسطه فرآیندهای اختلاطی شدید جز در نواحی بسیار نزدیک به دیواره، شکل لایه‌های جریان به راحتی قابل تشخیص نبوده و مولکول‌های سیال مسیر مشخصی را طی نمی‌کنند. به عبارت دیگر جریان

آشفته نوعی از جریان سیال است که در آن سیال تحت نوسانات جریانی^۱ و فرآیندهای اختلاطی شدید قرار می‌گیرد، این رفتار برخلاف رفتار جریان آرام است که در آن جریان سیال تحت لایه‌ها و مسیرهای مشخص حرکت می‌نماید. در یک جریان آشفته، اندازه سرعت در هر نقطه دائماً تحت نوسانات و تغییرات، هم در اندازه و هم در راستای حرکتی، قرار می‌گیرد، به تدریج تشخیص موقعیت در هر ذره در داخل میدان جریان و نیز در هر لحظه مشکل می‌باشد. همین وضعیت نوسانات دائمی و غیر مشخص در اندازه سرعت را می‌توان در اندازه فشار، دما و چگالی هر نقطه مشاهده نمود. البته نوسانات اندازه چگالی تنها در جریان‌های تراکم‌پذیر و یا جریان‌های درگیر با انتقال حرارت جابجایی آزاد مشاهده می‌گردد [۴۰].

جریان آشفته یک رودخانه خروشان و یا جریان‌های متلاطم باد مثالی از این دسته جریان‌ها هستند، گرچه ممکن است اندازه سرعت متوسط در این جریان‌ها پایین باشد. اغلب جریان‌هایی که در مسائل مهندسی با آن‌ها سرکار داریم، جریان‌های آشفته محسوب می‌شوند، مگر در جریان‌های با رینولدز خیلی کوچک، یا جریان‌های بسیار نزدیک به لبه حمله اجسام و یا لایه‌های بسیار نزدیک به سطوح جامد اجسام و یا سیالاتی که دارای ویسکوزیته بسیار بالا باشند. به‌طور کلی یک جریان آشفته دارای خصوصیات ذیل می‌باشد:

۱- بی‌نظمی مکانی و زمانی

۲- طیف پیوسته مکانی و زمانی

۳- رینولدزهای بالا (معمولاً)

۴- اضمحلال افزایش یافته انرژی و ممنتوم

۵- اختلال افزایش یافته و انتقال حرارت افزایش یافته و ضریب پسای پوسته‌ای افزایش یافته

^۱ Fluctuation

۶- حرکات غالب چرخشی

۷- تناوبی بودن

۳-۴- لایه مرزی

لایه مرزی هیدرودینامیکی ناحیه‌ای از جریان است که در آن، نیروهای تنش برشی، نیروهای به وجود آمده ناشی از حضور دیواره جامد می‌باشد یا ناحیه‌ای است که جریان اطراف متأثر از حضور دیواره می‌باشند. به عبارت دیگر، لایه مرزی هیدرودینامیکی ناحیه‌ای از جریان است که در آن سیال اصطکاک و پسای^۱ حاصل از حضور دیواره را حس می‌کند. در این حالت، نزدیک‌ترین مولکول‌های به دیواره به واسطه شرط عدم لغزش^۲، نسبت به دیوار اصلاً حرکت نمی‌کنند. بافاصله گرفتن از دیواره، رفته‌رفته اثر دیواره بر روی جریان آن قدر کم می‌شود که دیگر جریان حضور دیواره را حس نمی‌کند، یا به عبارت دیگر اثر دیواره بر روی لایه‌های دور جریان از بین می‌رود. به این ناحیه به اندازه کافی دور از دیواره و غیر متأثر از دیواره اصطلاحاً ناحیه جریان آزاد^۳ گفته می‌شود. در لایه مرزی تشکیل شده در جریان‌های آشفته، به واسطه حرکات آشفته جریان، شکل منظم لایه‌های جریان مجاور دیواره از بین رفته و لذا لایه‌های حایل میان دیواره و جریان آزاد به نوعی کنار رفته و انتقال حرارت بهتری در مقایسه با جریان‌های آرام صورت می‌گیرد [۴۰].

۳-۵- راه تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان

^۱ Drag

^۲ No Slip Condition

^۳ Free Stream

برای رسیدن به جریان آشفته بالأخص جریان بر روی سطوح جامد و در داخل کانال‌های باز و یا لوله‌ها، ابتدا جریان بایستی از حالت آرام^۱ وارد مرحله گذر^۲ از حالت آرام به آشفته و در نهایت وارد فاز جریان آشفته گردد. گاهی اوقات نیز ممکن است به واسطه عوامل مختلف خارجی، ناحیه گذار کوچک‌شده و یا حتی ناپدید گردد که در این صورت تبدیل مستقیم جریان آرام به آشفته^۳ در طول یک مسیر کوتاه را شاهد خواهیم بود. به عنوان مثال، در لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطوح غیر هموار و یا بر روی سطوح دارای انتقال جرم از طریق سطوح و یا در جریان‌های اختلاطی و یا در جریان‌ات مافوق صوتی که اندرکنش شوک و لایه مرزی راداریم می‌توان حالاتی را مشاهده کرد که در آن‌ها تبدیل جریان آرام به آشفته در طی یک فاصله بسیار کوتاه اتفاق می‌افتد [۴۰].

گذر از حالت جریان آرام به آشفته در طی فرآیندی رخ می‌دهد که در آن هسته‌ها و نطفه‌های محلی آشفته‌گی آن قدر بر روی هم انباشته می‌شوند که تمام میدان جریان را پر می‌کنند. به این فرآیند تدریجی شدن توده‌های آشفته‌گی روی هم فرآیند گذر از حالت جریان آرام به آشفته گفته می‌شود. معمولاً برای تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان‌ات مهندسی از اعداد بدون بعد استفاده می‌شود. در جریان‌ات جابجایی اجباری تک فاز، معمولاً عدد رینولدز معیار تشخیص جریان آرام یا آشفته می‌باشد. که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} L}{\mu} \quad ۱-۳$$

که در این رابطه ρ چگالی سیال، U_{∞} سرعت آزاد، L طول مقیاس هندسی و μ ویسکوزیته جریان است.

^۱ Laminar

^۲ Transition

^۳ Turbulent

۳-۵-۱ شرط آشفتگی جریان جابجای اجباری^۱:

برای جریانات خارجی در طول یک سطح $Re_x > 5 * 10^5$

حول یک مانع $Re_D > 20000$

برای جریانات داخلی

جریان دورن کانالها ولولهها معابر عبور جریان $Re_{D,h} > 2300$

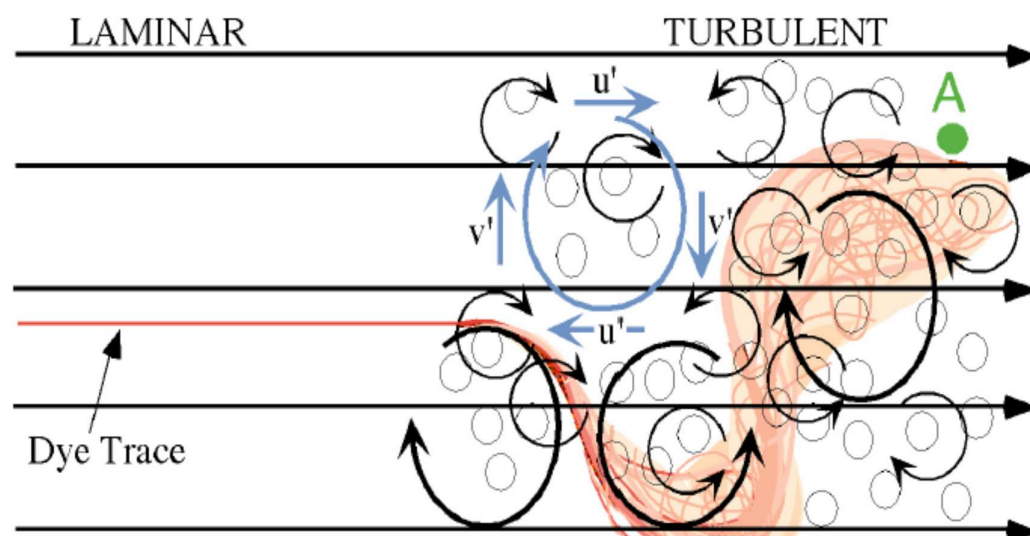
۳-۶- ویژگیهای جریان آشفته

جریانات آشفته به واسطه حضور ادی‌ها^۲ در ساختار خود، دارای نوسانات وابسته به مکان و زمان در

میدان جریان می‌باشند.

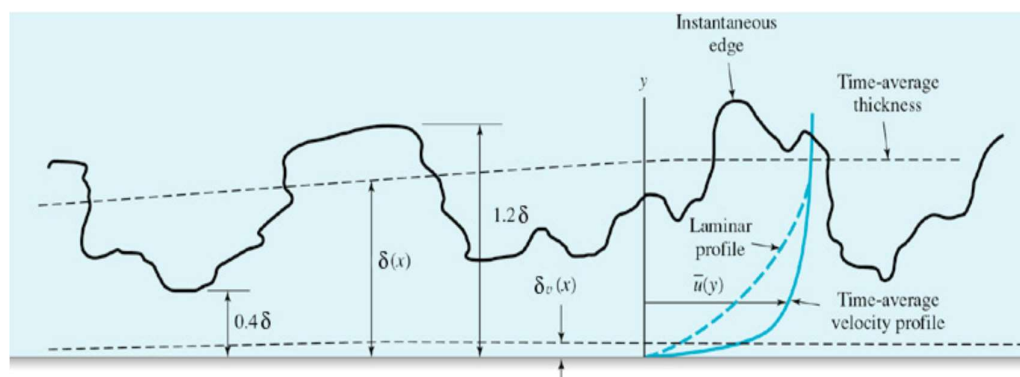
^۱ Forced Convection

^۲ Eddies



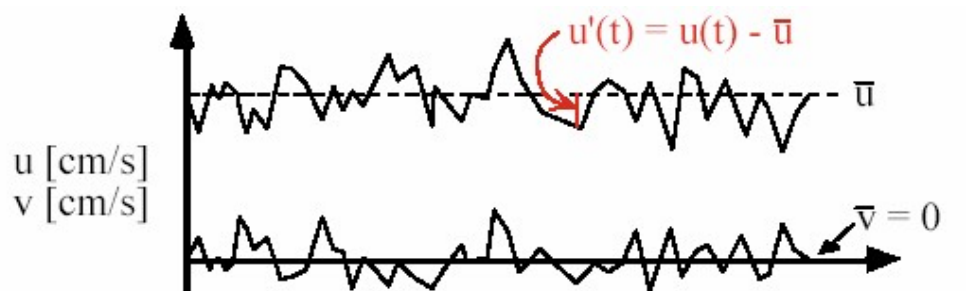
شکل ۳-۱: یک جریان آشفته مملو از ادی می‌باشد. بدین صورت که همواره باعث اختلاط و اضمحلال کمیت‌های فیزیکی جریان خواهد شد [۴۰].

شماتیکی از لایه مرزی در جریان‌ات آشفته و تغییرات آن نسبت به مکان در شکل (۳-۲) نشان داده شده است.



شکل ۳-۲: لایه مرزی آشفته و چگونگی تعیین ضخامت آن [۴۰].

نمونه‌ای از توزیع مؤلفه‌های میدان سرعت در یک نقطه از یک جریان آشفته بر روی یک صفحه تخت در شکل (۳-۳) نشان داده شده است.



شکل ۳-۳: سرعت لحظه‌ای بر روی یک صفحه تخت [۴۰].

در شکل بالا، $\bar{u} = \frac{1}{T} \int_0^T u(t) dt$ و بیانگر متوسط زمانی مؤلفه سرعت در راستای x می‌باشد.

۳-۷- معادلات حاکم بر سیالات [۴۰]

معادله پیوستگی یا معادله بقای جرم در یک سیال به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_i) = 0 \quad ۱-۳$$

که برای یک جریان تراکم ناپذیر، به صورت زیر درمی‌آید:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad ۲-۳$$

معادلات ناویر-استوکس، معادلات ممنتوم حاکم بر جریان سیالات نیوتنی لزج می‌باشد. این معادله در حالت کلی به صورت زیر بیان می‌باشد.

$$\left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + B_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\xi \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad ۳-۳$$

که u_i مؤلفه بردار سرعت در راستای i ، p بیانگر فشار و B_i نیروی حجمی در راستای i ، μ ویسکوزیته سیال و ξ ضریب دوم ویسکوزیته می‌باشد. برای یک جریان تراکم ناپذیر، $\nabla \cdot \vec{V} = 0$ ، معادله بالا به صورت زیر درمی‌آید:

$$D\vec{V} / Dt = -\nabla p + B + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad ۴-۳$$

۳-۸- مدل سازی جریان آشفته و مدل های آشفته گی

تاکنون صدها مدل توربولانسی ارائه شده‌اند که هر یک برای رژیم های خاص جریانی و حتی در ناحیه ای خاص از میدان جریان معتبر و دقیق می‌باشند. هدف نهائی تمام مدل های توربولانسی، محاسبه اندازه تنش رینولدز $-\rho \overline{u'_i v'_j}$ در نقاط مختلف جریان می‌باشد.

۳-۹- روابط اساسی حاکم بر Eddy-Viscosity

روابط اساسی حاکم بر Eddy-Viscosity از یک پارامتر منفرد که اصطلاحاً ویسکوزیته آشفته μ_t نامیده می‌شود تشکیل شده‌است، که آن را برای بیان رابطه بین تنش‌های رینولدز موجود در معادلات RANS و پروفیل‌های موجود در میدان جریان متوسط استفاده می‌کنند. سه عدد از این دسته روابط وجود دارند:

- Boussinesq
- Speziale
- Launder

رابطه Boussinesq رابطه پایه و مبنا در مفهوم Eddy-Viscosity است. روابط Launder و Speziale در حقیقت بسط رابطه Boussinesq برای پیش‌بینی رفتارهای غیر ایزوتروپی جریان‌ات آشفته هستند.

رابطه بوزینسک بر پایه‌این اصل بنا نهاده شده است که مؤلفه‌های تنش‌های رینولدز متناسب با گرادیان‌های سرعت متوسط می‌باشند، یعنی:

$$-\rho \overline{u_i' u_j'} = 2\mu_t s_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad ۵-۳$$

که در آن، S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط^۱ بوده و توسط رابطه $S_{ij} = \left(\frac{U_{ij} + U_{ji}}{2}\right)$ تعریف می‌شود. شکل کامل این معادله که شامل اثرات تراکم‌پذیری جریان می‌باشد، به‌صورت زیر خواهد بود:

$$-\rho \overline{U_i' U_j'} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\delta_{ij} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad ۶-۳$$

^۱ Mean Strain Rate Tensor

برخلاف ویسکوزیته مولکولی μ که یک خاصیت از سیال است، μ_t رابطه‌ای مستقیم و وابستگی شدیدی به میزان آشفتگی جریان و میدان سرعت دارد و لذا تابعیتی از جریان و موقعیت دارد. چنانچه ویسکوزیته کلی به صورت زیر نوشته شود:

$$\mu = \mu_0 + \mu_t \quad ۷-۳$$

که در آن μ ویسکوزیته جریان آرام و خاصیتی از سیال است، در این صورت معادلات RANS همراه با تنش رینولدز را می‌توان با حذف تنش‌های رینولدز و جایگزینی ویسکوزیته μ با ویسکوزیته معادل جریان آشفته، $\mu = \mu_0 + \mu_t$ ، به شکلی شبیه به معادلات ناویر-استوکس جریانات آرام نوشت که شامل تانسور رینولدز آشفته $\rho \overline{U'_i U'_j}$ نمی‌باشند. با استفاده از این روش می‌توان برای مدل‌سازی یک جریان آشفته، به جای پیش‌بینی مستقیم مقدار $\overline{U'_i U'_j}$ تنها به دنبال توزیع μ_t گشت.

۳-۱۰- آیرودینامیک جریان

تحلیل آیرودینامیکی پره بالگرد بسیار پیچیده است. در این قسمت روابط ریاضی عمومی که در اغلب مدل‌های آیرودینامیکی مشترک هستند ارائه می‌شوند.

۳-۱۰-۱ تغییرات زاویه حمله محلی

سرعت جریان در قسمت‌های بالادست و پایین‌دست یک پره بالگرد با توجه به شکل ۴ ثابت نیست. مؤلفه وتری سرعت V_c و مؤلفه عمودی سرعت v_n از روابط زیر به دست می‌آیند [۴۱].

$$V_c = R\omega + V_a \cos \theta \quad ۸-۳$$

که در آن V_∞ سرعت هوای جریان آزاد است. اگر تغییر گام پره نیز در نظر گرفته شود در این صورت:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \theta}{\left(\frac{\frac{R\omega}{V_\infty}}{\frac{V_a}{V_\infty} + \cos \theta} \right)} \right) - \gamma \quad ۱۲-۳$$

که γ زاویه گام پره است.

۳-۱۰-۲ تغییرات سرعت جریان نسبی محلی

سرعت جریان نسبی W را می‌توان با توجه به شکل ۱۰ به صورت زیر نوشت:

$$W = \sqrt{V_n^2 + V_a^2} \quad ۱۳-۳$$

با وارد کردن (۳-۹) و (۳-۱۰) در معادله (۳-۱۴) و بی‌بعد سازی خواهیم داشت:

$$\frac{W}{V_\infty} = \frac{W}{V_a} \cdot \frac{V_a}{V_\infty} = \frac{V_a}{V_\infty} \sqrt{\left(\frac{\frac{R\omega}{V_\infty}}{\frac{V_a}{V_\infty} + \cos \theta} \right)^2 + \sin^2 \theta} \quad ۱۴-۳$$

معادله فوق را برحسب ضریب القا (a) و نسبت سرعت نوک (λ) نیز می‌توان به صورت زیر نوشت:

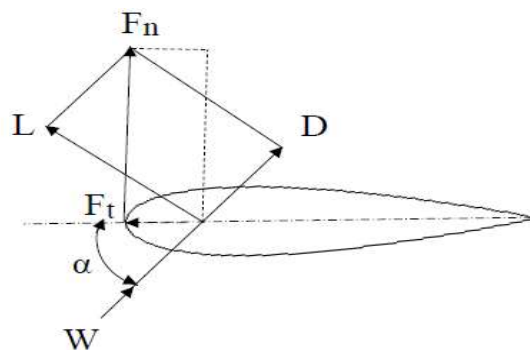
$$\frac{W}{V_{\infty}} = \sqrt{[\lambda + (1-a) \cos \theta]^2 + [(1-a) \sin \theta]^2} \quad ۱۵-۳$$

که در این رابطه داریم:

$$\lambda = \frac{R\omega}{V_{\infty}} \quad a = \frac{V_{\infty} - V_a}{V_{\infty}} \quad ۱۶-۳$$

۳-۱۰-۳ تغییرات نیروهای عمودی و مماسی

جهت نیروهای برآ و پسا و مؤلفه‌های عمودی و مماسی آن‌ها در شکل (۳-۶) نشان داده شده است. جهت نیروی پسا هم‌جهت بردار W است، به طوری که گشتاور حاصل از این نیرو حول روتور، در خلاف جهت دوران قرار گرفته و باعث ترمز می‌شود. جهت نیرو برآ، عمود بر بردار W است به گونه‌ای که گشتاور حاصل از این نیرو حول محور، هم‌جهت با دوران واقع می‌شود و باعث توان تولیدی می‌گردد. ضریب نیروی مماسی (C_t) اختلاف میان مؤلفه‌های مماسی ضریب نیروهای برآ و پسا است به طور مشابه، ضریب نیروی عمودی (C_n) اختلاف بین مؤلفه‌های عمودی ضریب نیروهای برآ و پسا است.



شکل ۳-۵: نمودار نیروهای ایرفویل پره [۴۱].

$$C_t = C_l \sin \alpha - C_d \cos \alpha \quad ۱۷-۳$$

$$C_n = C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha \quad ۱۸-۳$$

نیروهای مماسی و عمودی نیز به صورت زیر تعریف می شوند:

$$F_t = C_t \frac{1}{2} \rho c H \omega^2 \quad ۱۹-۳$$

$$F_n = C_n \frac{1}{2} \rho c H \omega^2 \quad ۲۰-۳$$

که در آن ها ρ چگالی هوا، c طول وتر ایرفویل و H ارتفاع است.

۳-۱۰-۴ محاسبه گشتاور و توان کل

از آنجاکه نیروهای مماسی و عمودی بیان شده در معادلات ۱۹-۳ و ۲۰-۳ به ازای هر زاویه چرخش دلخواه هستند، لذا به صورت تابعی از θ در نظر گرفته می شوند. نیروی مماسی متوسط $\bar{F}_t$ وارد بر یک پره را می توان به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\bar{F}_t = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_t(\theta) d\theta \quad ۲۱-۳$$

لذا گشتاور کل Q برای N تا پره برابر است:

$$Q = N \bar{F}_t R \quad ۲۲-۳$$

توان کل P نیز برابر است با:

$$P = Q\omega \quad ۲۳-۳$$

و در نهایت نیز ضریب توان C_p و ضریب گشتاور، C_Q به صورت زیر تعریف می شوند:

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho A V_\infty^3} \quad ۲۴-۳$$

$$C_Q = \frac{C_p}{\lambda} \quad ۲۵-۳$$

۳-۱۱- روش های ترکیبی حل آکوستیک

استفاده از روش های مستقیم برای شبیه سازی آکوستیک دارای دو مشکل اساسی است [۴۲]:

۱- این روش ها فقط برای شبیه سازی صوت در نزدیکی منبع صوت کاربرد دارد و برای نقاط دور دست قابل استفاده نیست و جواب ها قابل قبول نیست.

۲- این روش ها میدان جریان و میدان آکوستیکی رو به طور هم زمان حل می کنند، به همین دلیل این روش ها بسیار گران قیمت و پرهزینه هستند و با کامپیوترهای معمولی قابل انجام نیست و

به کامپیوترهای پیشرفته نیاز است. به همین دلیل استفاده از روش‌های ترکیبی به‌جای روش‌های مستقیم، به‌شدت موردتوجه قرار گرفته است. مراحل حل در این روش به دو قسمت مجزا تقسیم شده است. اول میدان جریان به‌طور مجزا و مستقل نسبت به میدان آکوستیک حل می‌شود و سپس انتشارات صوت می‌تواند با یکی از روش‌های انتگرالی و یا معادلات خطی سازی شده اویلر به دست آید. استفاده از این روش‌ها ایده‌ای است که سبب کاهش چشمگیر هزینه‌های محاسباتی می‌گردد. هرچند این روش‌ها نسبت به روش‌های مستقیم دقت کمتری دارند، اما در حوزه بسیاری از مسائل و کاربردهای صنعتی پاسخ‌های قابل قبولی ارائه می‌کنند. در این روش‌ها پس از حل میدان جریان توسط مدل‌های آشفتگی، با استفاده از مدل‌های آکوستیکی میدان آکوستیکی حل می‌شود. در زیر به معرفی مهم‌ترین روش‌های میدان آکوستیکی پرداخته می‌شود [۴۲].

۳-۱۱-۱ مدل آکوستیکی لایت هیل

در سال ۱۹۵۲ لایت هیل با استفاده از روابط کلی حاکم بر سیال و بدون در نظر گرفتن فرض‌های ساده کننده توانست رابطه کلی تولید صوت توسط تنش برشی سیال ارائه کرد. در این کار لایت هیل تئوری تولید صوت را برای نویز حاصل از جت در هوا با استفاده از نوسانات سرعت در میدان سیال تعیین کرد. با اضافه کردن منابع نوسانی نیرو و جرم به روابط دیفرانسیل کلی تولید صوت از روابط پیوستگی و مومنتوم مکانیک سیالات برای ناحیه‌های از سیال که شامل منبع نیرو و جرم است استفاده کرد. برای ناحیه از سیال که شامل منبع تولید صوت در سیال هست رابطه پیوستگی به‌صورت رابطه زیر خواهد بود [۴۲].

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) = \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = q \quad ۲۶-۳$$

که در این رابطه q نرخ تولید جرم در حجم واحد، ρ چگالی سیال و v بردار سرعت در محیط سیال هست.

همچنین رابطه مومنتوم برای سیال در صورت اعمال نیروی خارجی به آن به صورت زیر خواهد بود.

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial p}{\partial x_i} - \rho g \frac{\partial Z}{\partial x_i} + f_i \quad ۲۷-۳$$

که در این رابطه f_i نمایش دهنده نیروی وارده بر حجم واحد سیال هست. این نیرو می تواند هرگونه نیروی مکانیکی وارده بر سیال باشد. همان طور که از رابطه (۳-۲۸) مشخص است تأثیر لزجت در این رابطه در نظر گرفته نشده است. برای در نظرگیری این تأثیر، لایت هیل فشار P را با تانسور تنش P_{ij} که شامل هر دو تنش نرمال و تنش برشی هست جایگزین کرد. باین حال رابطه کلی مومنتوم به صورت رابطه (۳-۲۹) قابل بیان خواهد بود.

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial p}{\partial x_i} - \rho g_i + f_i \quad ۲۸-۳$$

با مشتق گیری از رابطه (۳-۲۷) نسبت به زمان t و از رابطه (۳-۲۸) نسبت به مکان x_{ij} و در

نظرگیری هم زمان دو رابطه باهم می توان نوشت:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \frac{\partial q}{\partial t} - g_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial f_i}{\partial x_i} + \frac{\partial^2 \tau_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad ۲۹-۳$$

در رابطه (۳-۳۰) هر یک از پارامترها دارای تفسیر فیزیکی خود است. طرف چپ این رابطه نشان دهنده رابطه خطی انتشار موج برای محیط همگن با سرعت صوت c بوده و طرف راست آن بیان کننده منابع

تولید نویز در محیط سیال است. همچنین در این رابطه τ_{ij} نمایش دهنده تانسور تنش رینولدز حاصل از جریان توربولانسی است که به صورت رابطه زیر تعریف می شود [۴۲].

$$\tau_{ij} = \rho v_i v_j + p_{ij} - c^2 \rho \delta_{ij} \quad ۳۰-۳$$

رابطه بالا بدون هیچی فرضی برای محیط سیال با در نظرگیری روابط کلی مومنوم و پیوستگی به دست آمده است. اگر در این رابطه از ترم گرانش صرف نظر کرده و از فرض آکوستیکی کوچک بودن پارامترهای آکوستیک در مقابل پارامترهای سیال استفاده گردد این رابطه می توان به صورت ساده تر نوشت.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = \frac{\partial q'}{\partial t} + \frac{\partial f'}{\partial x_i} + \frac{\partial^2 \tau_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad ۳۱-۳$$

رابطه بالا به رابطه لایت هیل معروف هست که دربرگیرنده منابع شار جرم، نرخ نیروی اعمالی و تنش برشی در سیال است.

۳-۱۱-۲ مدل آکوستیکی فاکس ویلیام-هاوکنگز

برای پیش بینی نویز در دوردست این روش که بر مبنای آنالوژی آکوستیک لایت هیل هست، جایگزین بسیار مناسبی برای روش مستقیم است. در این روش، معادلاتی از قبیل معادلات گذرای DES، RANS یا LES برای پیش بینی صدا به کمک حل انتگرالی بر معادلات موجی مورد نیاز است. این مدل آکوستیکی اساساً فرآیند انتشار صدا را با تولید صوت و همچنین فرایند حل جریان را نیز آنالیز آکوستیکی جدا می کند. روشی که در نرم افزار شبیه سازی فلونت نیز استفاده شده و بر پایه ی روش فاکس ویلیام هاوکنگز و حل انتگرالی آن است. این روش قادر به پیش بینی صدای تولید شده از منابع صداها ی یک قطبی، دوقطبی و چهار قطبی است. این روش، معادلات انتگرالی وابسته به زمان را اتخاذ می کند که در یک بازه زمانی تمام فشارهای صدایی یا سیگنال های آکوستیکی را در محل گیرنده ها محاسبه می کند.

حل دقیق زمانی متغیرهای جریان سیال مانند فشار، سرعت و چگالی در صفحات منبع صوت، برای حل انتگرالی مرحله بعدی مورد استفاده قرار می‌گیرد. حل دقیق زمانی، به وسیله پیاده‌سازی مدل‌های حل جریان آشفته به صورت ناپایا ایجاد می‌شود. منبع صوت در مدل فاکس ویلیام هاوکنیگز در نرم‌افزار فلوئنت، نه تنها در دیوارهای نفوذناپذیر استفاده می‌شود بلکه می‌توان در دیوارهای نوع نفوذپذیر نیز استفاده کرد؛ و همچنین در این روش آکوستیکی می‌توان، چندین گیرنده صوتی تعریف کرد که بتوان ارزیابی کرد که میزان قدرت صدای منتشر شده در مکان‌های مختلف اطراف منبع صوت، به چه میزان باهم اختلاف دارند. این روش زمانی قابل اجراست که انتشار صوت به سمت فضای آزاد باشد، مثلاً زمانی که هواپیما در حال فرود است، نمی‌توان از این روش برای پیش‌بینی نویز حاصل از موتور هواپیما استفاده کرد، چون فضای اطراف آن محصور به زمین است. این عامل یک نوع محدودیت برای این مدل است. این روش از دسته حل‌های معادلات لایت هیل است که با استفاده از تابع فضای باز گرین حل بسته‌ای برای معادلات دیفرانسیل لایت هیل نتیجه می‌دهد. این روش حل شامل انتگرال‌هایی بر روی سطح و حجم است. معادلات دیفرانسیلی که در روش فاکس ویلیام هاوکنیگز حل می‌شود با فرض این که منبع ایجاد صوت یک سطح بسته را تشکیل می‌دهد، به صورت زیر است [۴۲]:

$$\frac{1}{C_0^2} \frac{\partial^2 P'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (T_{ij} H(f)) - \frac{\partial}{\partial x_i} (p_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)) \delta(f) + \frac{\partial}{\partial t} ((\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)) \delta(f)) \quad ۳۲-۳$$

که در معادله بالا P' فشار صوت در دوردست هست $p' = p - p_0$ و u_i مؤلفه سرعت سیال در جهت i و u_n همچنین v_n مؤلفه‌های سرعت سطحی در راستای عمود بر صفحه هستند. به طور کلی در این معادله اندیس i نشان‌دهنده مؤلفه هر متغیر در راستای x_i و اندیس n نشان‌دهنده مؤلفه عمود بر صفحه تولید صدا هست. $\delta(f)$ تابع دلتای دیراک^۱ و $H(f)$ تابع پله^۲ است. متغیر f به گونه‌ای است که

^۱ Dirac Delta Function

^۲ Step Function

مقدار صفر آن سطح تولید صدا و مقادیر بزرگتر از صفر آن ناحیه انتشار موج را تشکیل می‌دهد؛ و مقادیر جریان آزاد نیز با زیرنویس صفر نشان داده می‌شود. در این رابطه T_{ij} تانسور تنش لایت هیل است:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + p_{ij} - c_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad ۳۳-۳$$

که p_{ij} تانسور تنش فشاری است که برای سیال استوکسی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$p_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad ۳۴-۳$$

در اینجا معادله مورد استفاده یک معادله موج است که سمت راست آن سه ترم که نمایانگر سه منبع آکوستیک ناهمگن می‌باشند، قرار دارد؛ که به ترتیب منابع تک قطبی، دوقطبی و چهار قطبی را تشکیل می‌دهند. منابع تک قطبی بیانگر صوت تولید شده ناشی از نوسانات جرم سیال به خاطر حرکت صفحات است. منابع دوقطبی بیانگر صوت ایجاد شده توسط نوسانات نیرو روی سطح جسم هست و منابع چهار قطبی بیانگر صوت تولید شده به دلیل نوسانات تنش‌های سیال خارج از جسم است. معادله فاکس ویلیام هاو کینگز به وسیله‌ی تابع گرین فضای آزاد حل می‌شود $(\delta(g)/4\pi r)$. حل کامل شامل انتگرال سطحی و انتگرال حجمی هست. انتگرال سطحی نشان دهنده‌ی مقدار سهم منابع صوت تک قطبی، دوقطبی و بخشی از منابع چهار قطبی هست و انتگرال حجمی نیز نشان دهنده میزان سهم منابع صوت چهار قطبی در نواحی خارج از صفحات منبع است. زمانی که جریان مادن صوت باشد میزان سهم انتگرال حجمی کاهش می‌یابد و در نرم افزار فلوئنت انتگرال حجمی در نظر گرفته نمی‌شود. بنابراین داریم [۴۲]:

$$p'(\vec{x}, t) = p'_i(\vec{x}, t) + p'_l(\vec{x}, t) \quad ۳۵-۳$$

$$4\pi p'_i(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{U}_n + \dot{V}_n)}{r(1-M)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 U_n (r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2))}{r^2(1-M)^3} \right] ds \quad ۳۶-۳$$

$$4\pi p'_l(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right] ds \quad ۳۷-۳$$

$$+ \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r(r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds$$

$$4\pi p'_i(\vec{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right] ds \quad ۳۸-۳$$

$$+ \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r(r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds$$

همچنین داریم:

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0} (u_i - v_i) \quad ۳۹-۳$$

$$L_i = p_{ij} \hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n) \quad ۴۰-۳$$

زمانی که صفحات ادغام شده منطبق بر دیواره‌های نفوذناپذیر باشند، دو ترم موجود در سمت راست معادله (۳۶-۳) اغلب وابسته به ضخامت و شرایط بارگذاری با توجه به معانی فیزیکی آن‌ها می‌شوند. در معادلات (۳۷-۳) و (۳۸-۳) هسته انتگرال با توجه به زمان عقب‌افتاده τ که به صورت زیر تعریف شده است، محاسبه می‌شود.

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} \quad ۴۱-۳$$

در معادله بالا t زمان داده‌شده‌ی مشاهده‌گر و r فاصله نسبت به مشاهده‌گر هست. ازجمله

کاربردهای این روش عبارت‌اند از:

- ۱- روش فاکس ویلیام هاوکینگز در نرم افزار فلوئنت قابل استفاده برای صفحات ثابت و دوار است.
- ۲- لازم نیست سطح تولید صدای بدنه دیوار باشد. بلکه این سطح می تواند نفوذپذیر باشد یعنی حتی می توان برای مسیر باز عبور جریان سیال نیز از این روش استفاده کرد.
- ۳- زمانی که یک سطح منبع صوت نفوذپذیر در فاصله ی خاصی از بدنه دیواره قرار داشته باشد، حل انتگرالی معادلات (۳-۳۷) و (۳-۳۸) شامل مقداری منابع چهار قطبی در ناحیه مشخص شده ی منبع صوت می باشد تا بتواند جریان نا پایا داخل محدوده حل را با دقت خوبی حل کند.

۳-۱۱-۳ مدل منبع صوت باند گسترده^۱

در بسیاری از کاربردهای علمی درگیر با جریان های آشفته، صدا، آهنگ واضح و مشخصی نداشته و انرژی صوتی به طور پیوسته در بازه فرکانسی وسیعی پخش می شود. در چنین حالت هایی که منبع صدا باندی گسترده مطرح می شود، کمیت های آماری توربولانسی که به آسانی توسط معادلات RANS قابل محاسبه هستند، می توانند به همراه روابط تجربی و آنالوژی صوتی لایت هیل برای حل منبع صوتی باند گسترده مورد استفاده قرار گیرند. نرم افزار فلوئنت تعداد زیادی از چنین مدل های منبع رو ارائه می کند که طراح را قادر می سازد تا سهم هر واحد نسبت به کل انرژی صوتی تولید شده به وسیله جریان را تعیین نماید. برخی از این منابع در زیر به آن ها اشاره می شود [۴۲]:

-فرمول پرودمن^۲

-روش منبع نویز جت

-روش منبع نویز لایه مرزی

^۱ Broadband Noise Source Models

^۲ Proudman's formula

-شرایط منبع در معادلات اوایلر خطی شده

-شرایط منبع در معادلات لیلی^۱

نهایتاً برای کاهش صدای تولیدشده توسط جریان، مدل‌های منبع ارائه شده می‌توان برای تشخیص صدای منبع و تعیین این‌که کدام قسمت از جریان اساساً باعث ایجاد نویز می‌گردد، مورد استفاده قرار گیرد. باید به این نکته توجه شود که در این مدل‌ها منبع صدا در گیرنده‌ها قابل پیش‌بینی نمی‌باشد. همچنین این روش برخلاف روش‌های مستقیم و انتگرالی فاکس ویلیام هاوکنیگز احتیاجی به حل ناپایداری برای هیچ‌کدام از معادلات حاکم بر سیال ندارد. تمام آنچه مدل منبع در این روش نیاز دارد اطلاعاتی است که از مدل RANS به دست می‌آید، مانند سرعت متوسط جریان، انرژی جنبشی توربولانس و نسبت اتلاف؛ بنابراین استفاده از مدل‌های منبع باند گسترده به کمترین راه حل محاسباتی نیاز دارد.

^۱ Lilley's equation

فصل ۴ شبیه سازی عددی

۴-۱- مقدمه

در این فصل ابتدا به بررسی روش عددی به کاررفته و ملاحظات در نظر گرفته شده پرداخته شده است. سپس مدل آشفتگی مورد استفاده جهت اعمال اثرات آشفتگی جریان شرح داده می شود. در ادامه نحوه اعمال شرایط مرزی و شیوه شبکه بندی ناحیه محاسباتی بیان خواهد شد و در نهایت صحت سنجی و استقلال حل عددی از شبکه بندی مورد بررسی قرار می گیرد.

۴-۲- روش حل عددی

همان طور که قبلاً ذکر شد در این پژوهش به منظور تفکیک قسمت های چرخان و غیر چرخان مسئله، از مرجع مختصات چندگانه استفاده شده است. جهت شبیه سازی پره با روش شبکه لغزشی دو قسمت چرخان (روتور) و غیر چرخان (استاتور) به طور جداگانه شبکه بندی می شوند. پس از ایجاد شبکه مناسب برای هر

دو قسمت، ابتدا شرایط مرزی مناسب بر روی هر قسمت چرخان و غیر چرخان اعمال می‌شود [۴۳]. در مرحله بعد با وارد کردن دستور ادغام شبکه‌بندی^۱ در محیط نرم‌افزار انسیس، دو بخش روتور و استاتور بالگرد باهم ادغام شده و با تعریف یک صفحه میانی بین آن‌ها برای کوپل کردن نتایج دو قسمت، یک هندسه یکپارچه حاصل می‌شود. به منظور ایجاد هندسه دوار و یا چرخش دستگاه چرخان، معادلات ناویر استوکس با اضافه نمودن ترم کوریولیس و نیروی جانب مرکز به آن، توسعه داده شد. در نتیجه معادلات ناویر استوکس، در دو دستگاه، به صورت مجزا حل می‌شود [۴۳]. از این رو لازم است نیروهای به دست آمده در دستگاه مختصات چرخان، با معادلات جریان سیال موجود در دستگاه مختصات اینرسی توسط یک صفحه میانی کوپل گردد. جریان ناپایای حول روتور پره بالگرد به صورت دوبعدی با استفاده از نرم‌افزار انسیس شبیه‌سازی شده است. به منظور گسسته سازی و حل معادلات حاکم بر جریان سیال و کوپلینگ معادلات سرعت و فشار از الگوریتم پیرو^۲ استفاده شده است. برای اعمال اثرات آشفستگی جریان از مدل $K-\omega$ SST استفاده شده است. همچنین جهت دقت بیشتر در حل عددی از تقریب مرکزی مرتبه دوم برای مشتقات مکانی و تقریب پیشروی مرتبه دوم برای مشتق زمانی در گسسته سازی معادلات استفاده شده است. با استفاده از روش شبکه‌بندی لغزشی، ناحیه چرخان (روتور) در هر گام زمانی به صورت گذرا، حول مرکز با سرعت زاویه‌ای از پیش تعیین شده می‌چرخد و مقدار متوسط گشتاور در یک دور کامل روتور محاسبه می‌شود. از آنجاکه شبیه‌سازی‌ها روی یک مقطع دوبعدی از پره انجام می‌شود، برای محاسبه گشتاور کل، مقدار به دست آمده از حل عددی در ارتفاع پره‌ها ضرب می‌شود.

۴-۳- مدل آشفستگی جریان

تلاش‌های بسیاری در چند سال گذشته برای ایجاد یک درک کلی از آئرو دینامیک و آیرودینامیک جریان حول روتور پره بالگرد محور عمودی انجام شده است. معمولاً رژیم جریان عبوری از روی پره‌های بالگرد

^۱ Merge Meshes

^۲ Piso

آشفته است و شبیه‌سازی یک جریان آشفته بسیار دشوار است. متأسفانه، روش قابل‌اعتمادی برای حل جریان آشفته وجود ندارد. با این حال، مدل‌های آشفتگی بسیاری در دسترس است که مورد استفاده قرار می‌گیرند. انتخاب مدل آشفتگی به عوامل بسیاری؛ از جمله دقت مورد نیاز، فیزیک مسئله و قدرت پردازش موجود بستگی دارد [۴۴].

۴-۳-۱ مدل آشفتگی $K-\omega SST^1$

به‌طور کلی مدل‌های آشفتگی جریان را می‌توان به سه دسته تقسیم نمود.

- مدل‌های صفر معادله‌ای
- مدل‌های یک معادله‌ای
- مدل‌های دو معادله‌ای

در مدل‌های صفر معادله‌ای، تنها از روابط و معادلات جبری جهت توصیف رابطه بین خواص محاسبه‌شده و قابل اندازه‌گیری استفاده می‌شود. مدل‌های یک معادله‌ای، از یک معادله انتقال اضافی نیز در این بین استفاده می‌کنند، در حالی که مدل‌های دو معادله شامل دو عدد معادله دیفرانسیل با مشتقات جزئی است. شایان ذکر است که مدل‌های دو معادله‌ای، به‌عنوان زیربنای بسیاری از تحقیقات مربوط به شبیه‌سازی جریان‌ات آشفته، مخصوصاً در سال‌های اخیر نسبتاً مورد توجه قرار گرفته‌اند. ساده‌ترین مدل‌های کامل آشفتگی که در عین قابلیت بالا دارای معادلات نسبتاً ساده‌ای می‌باشند مدل‌های دو معادله‌ای هستند که در آن‌ها، حل دو معادله انتقال جداگانه، باعث تعیین مستقلانه مقیاس سرعت آشفتگی و مقیاس طول آشفتگی می‌شوند [۴۳]. وظیفه اصلی مدل‌های آشفتگی آن است که به‌وسیله رابطه‌های تقریبی، تنش‌های رینولدز را به کمیت‌های متوسط میدان مربوط سازند. مدل $k-\omega$ استاندارد، یک مدل تجربی

¹ Shear Stress Transport

است که بر اساس دو معادله انتقال، یکی برای انرژی جنبشی آشفتگی، k و دیگری برای نرخ اتلاف مخصوص^۱ آن، ω تعریف شده است. توزیع k و ω در ورودی جریان آزاد، از مقادیر تجربی جریانی مشابه، استخراج می‌شود؛ اما در صورتی که هیچ توزیعی در دسترس نباشد می‌توان از روابط موجود برای محاسبه آن‌ها استفاده کرد. یکی از اثرات مهم لایه‌مرزی جدایش در جریان‌های با گرادیان فشار معکوس است؛ زیرا در لایه‌های داخلی لایه‌مرزی، مومنتوم ذرات کم بوده و گرادیان فشار معکوس فرصت آن را پیدا می‌کند که سرعت ذرات را تا حد صفر کاهش دهد. پدیده جدایش اثر شدیدی بر آشفتگی جریان دارد. اساساً مدل $k-\omega$ توانایی بیشتری در پیش‌بینی جریان لایه‌های نزدیک دیواره، نسبت به مدل $k-\epsilon$ داد. به همین دلیل این مدل توانایی خوبی برای پیش‌بینی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس ملایم از خود نشان داده است، اما در جریان‌هایی با جدایش ناشی از گرادیان فشار معکوس، ضعیف عمل کرده است. علاوه بر این معادله ω وابستگی شدیدی نسبت به مقدار ω در جریان آزاد (خارج از لایه‌مرزی) از خود نشان می‌دهد. با وجود دقت مناسب مدل $k-\omega$ در پیش‌بینی جریان‌های نزدیک دیواره، وابستگی به شرایط جریان آزاد، استفاده از این مدل را به شدت محدود کرده است. این در حالی است که در مدل $k-\epsilon$ معادله ϵ وابستگی چندانی را نسبت به شرایط جریان آزاد نشان نمی‌دهد ولی این مدل پیش‌بینی مناسبی از جریان نزدیک دیواره ندارد [۴۵] منتر^۲ [۴۶] با ابتکاری ساده مدلی را ارائه کرده است که تنها از مزایای مدل‌های $k-\omega$ و $k-\epsilon$ بهره برده و از معایب آن‌ها متضرر نمی‌شود. او برای این کار از نوعی توابع وزنی استفاده کرده است. این توابع به گونه‌ای عمل می‌کنند که در نزدیکی دیواره مدل $k-\omega$ و دور از دیواره مدل $k-\epsilon$ فعال شود. این مدل که بانام SST معرفی شده است، توانایی خود را در پیش‌بینی جریان‌های با جدایش، برای موارد متعددی نشان داده است. در این پژوهش نیز از مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST به عنوان مدل آشفتگی جریان سیال استفاده شده است.

^۱ Specific Dissipation Rate

^۲ Menter

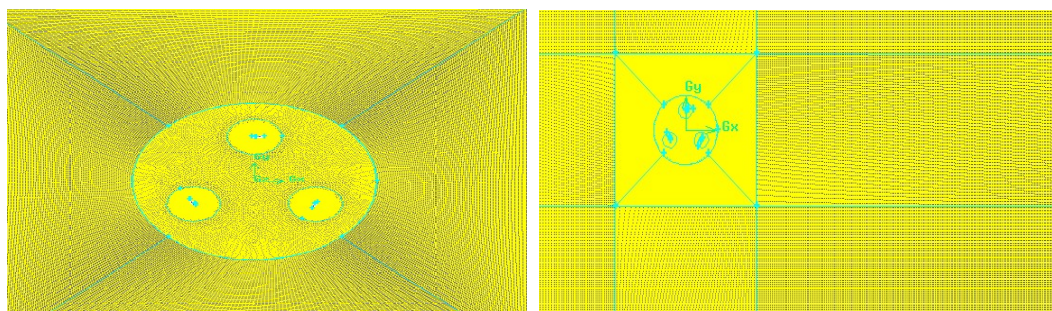
۴-۴- شرایط مرزی

شرط مرزی فشار ثابت در جایی استفاده می‌شود که جزئیات دقیق‌تر توزیع جریان نامعلوم بوده، ولی مقادیر مرزی فشار معلوم است در اعمال شرط مرزی فشار ثابت، تصحیح فشار در گره‌ها صفر در نظر گرفته می‌شود [۴۷]؛ بنابراین بر روی سطح پره‌ها، از شرط عدم لغزش استفاده شده و گرادیان فشار بر روی این سطوح برابر صفر در نظر گرفته شده است. در مرز ورودی، فرض بر این است که جریانی با سرعت یکنواخت وارد شده است. اگر محل خروجی در فاصله‌ای دور از موانع هندسی انتخاب شود، در صورتی که تغییری در جهت جریان ایجاد نشود، معمولاً جریان به حالت کاملاً توسعه یافته می‌رسد. در این حالت گرادیان تمام متغیرها (به‌استثنای فشار) در خروجی جریان صفر می‌باشد. معمولاً این کار برای پیش‌بینی راستای جریان با دقت قابل قبول در فاصله دور از موانع امکان‌پذیر است [۴۷] از این رو در مرز خروجی جریان، گرادیان سرعت و تنش برابر صفر می‌باشد و فشار برابر فشار اتمسفری در نظر گرفته شده است. شرط مرزی برای صفحات مرزی بالایی و پایینی به‌گونه‌ای است که حتی‌الامکان، جریانی با مرزهای نامحدود را حول روتور می‌توان مدل نمود. لذا از شرط مرزی تقارن استفاده شده است که در آن مؤلفه سرعت عمودی صفر بوده گرادیان عمودی سرعت و در نتیجه تنش برشی روی مرز صفر در نظر گرفته می‌شود.

۴-۵- شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی

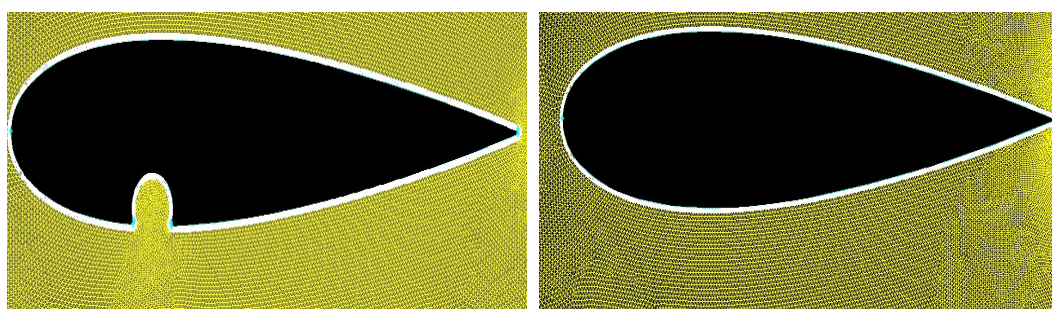
ناحیه محاسباتی به دو قسمت ناحیه چرخان و غیر چرخان تقسیم می‌شود. پره‌ها در ناحیه چرخان با زاویه ۱۲۰ درجه نسبت به هم قرار می‌گیرند. جهت شبکه‌بندی ناحیه چرخان و غیر چرخان به ترتیب از شبکه‌بندی بی‌سازمان و سازمان‌یافته استفاده شده است (شکل ۴-۱ الف و ۴-۱ ب). شایان ذکر است که ابعاد ناحیه محاسباتی باید طوری انتخاب شود تا جریان عبوری از روتور به مرزی محدود نباشد، یعنی حتی‌الامکان مرزها دور انتخاب شوند تا جریان به شرایط جریان آزاد برسد. شبکه‌بندی اطراف ایرفویل تأثیر زیادی بر دقت نتایج دارد. همان‌طور که قبلاً ذکر شد از مدل $K-\omega SST$ به‌عنوان مدل

آشفته‌گی جریان سیال استفاده‌شده است. باید توجه داشت که مدل‌های رینولدز پایین جهت پیش‌بینی بهتر رفتار جریان در زیر لایه لزج نواحی آشفته استفاده می‌شود. برای همگرایی بهتر حل لازم است خطوط شبکه نزدیک ایرفویل نسبت به آن عمود باشند؛ بنابراین از شبکه لایه‌مرزی در اطراف ایرفویل استفاده‌شده است (شکل ۱-۴ ج و ۱-۴ د). برای ایجاد شبکه از نرم‌افزار گمبیت استفاده‌شده است.



الف

ب



ج

د

شکل ۱-۴: شبکه محاسباتی (الف) ناحیه غیر چرخان. (ب) ناحیه چرخان. (ج) ایرفویل. (د) مقطع دارای حفره

۴-۶- ارزیابی و صحت سنجی عددی

در این قسمت نتایج حاصل از حل عددی برای شبیه‌سازی جریان هوا بر روی ایرفویل NACA۰۰۲۱ با نتایج آزمایشگاهی موجود مقایسه می‌شود تا صحت نتایج عددی به کار گرفته‌شده در این تحقیق تأیید گردد. برای این منظور، ابتدا استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی بررسی شده و صحت نتایج حاصل از حل عددی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. از آنجاکه هیچ‌گونه نمونه مشابه آزمایشگاهی جهت مقایسه داده‌های شبیه‌سازی عددی وجود نداشت به‌منظور اعتبار سنجی شبیه‌سازی صورت گرفته بر روی پره بالگرد، نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی و عددی کستلی و همکاران [۴۸] مقایسه شد تا صحت روش حل بررسی شود. لذا شبیه‌سازی روی ایرفویل NACA۰۰۲۱ که توسط کستلی پیشنهاد شده است، صورت گرفت.

۴-۶-۱ بررسی استقلال حل عددی از شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی

به‌منظور تعیین میزان حساسیت و همچنین دستیابی به شبکه‌ای مطلوب برای حل، چهار شبکه محاسباتی لحاظ شده است و نتایج آن‌ها باهم مورد مقایسه قرار گرفته است. مشخصات شبکه‌های انتخابی در جدول ۴-۱ آمده است. به‌منظور ارزیابی بهبود شبکه‌بندی بر نتایج حل، تعداد سلول‌ها حول ایرفویل به ترتیب با ضریب ثابت ۲ افزایش داده شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌شود که ضریب توان بالگرد با افزایش تعداد سلول‌ها حول ایرفویل به سمت شبکه ۴ میل می‌کند. ملاحظه می‌شود که مقدار ضریب نیروی برا به ازای شبکه‌بندی ۳ و ۴ مشابه و مقادیر آن‌ها تقریباً یکسان است. واضح است که با افزایش تعداد سلول‌ها، خطا در حل عددی کاهش می‌یابد، اما باید توجه داشت که این امر به افزایش شدید زمان و حجم محاسبات منجر می‌شود. لذا در این رساله جهت اجتناب از هرگونه وابستگی تحلیل به شبکه‌بندی محاسباتی، تمامی محاسبات بر مبنای شبکه ۳ انجام شده است.

جدول ۴-۱: مشخصات شبکه‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی ایرفویل NaCA۰۰۱۲ در زاویه حمله $\alpha = 5.4^\circ$ به‌منظور

استقلال از شبکه‌بندی حل عددی

شبکه‌بندی	تعداد سلول‌های روی ایرفویل	تعداد سلول‌های کل ناحیه محاسباتی	ارتفاع اولین سلول شبکه لایه مرزی روی ایرفویل	نسبت ظرافت شبکه‌بندی	مقدار ضریب برا	درصد خطا
شبکه ۱	50×50	۴۰۰۵۳۲	۰/۰۰۰۱۴	۱/۰۳	۰/۳۵	٪۴۱
شبکه ۲	100×100	۴۱۸۱۵۶	۰/۰۰۰۱۴	۱/۰۳	۰/۴۲	٪۳۰
شبکه ۳	200×200	۴۵۶۳۶۷	۰/۰۰۰۱۴	۱/۰۳	۰/۵۳	٪۱۱
شبکه ۴	400×400	۵۰۵۷۶۲	۰/۰۰۰۱۴	۱/۰۳	۰/۵۳۶	٪۱۰

۴-۶-۲ بررسی صحت نتایج حل عدد

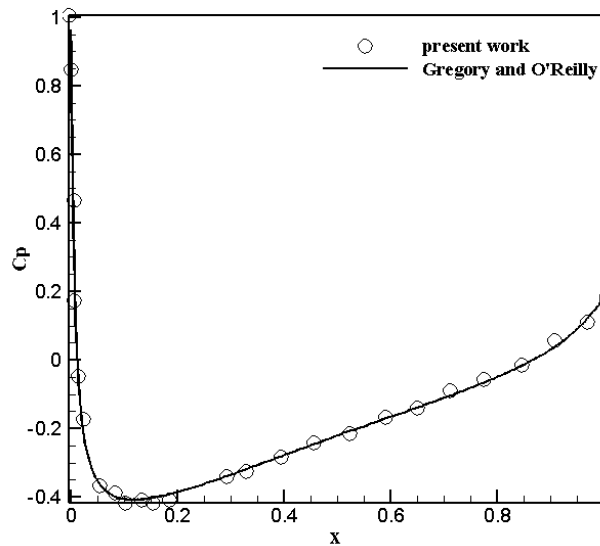
به‌منظور اعتبارسازی شبیه‌سازی‌ها، ضریب فشار با داده‌های آزمایشگاهی از دو منبع جدا مقایسه شده‌اند.

ضریب فشار به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad ۱-۴$$

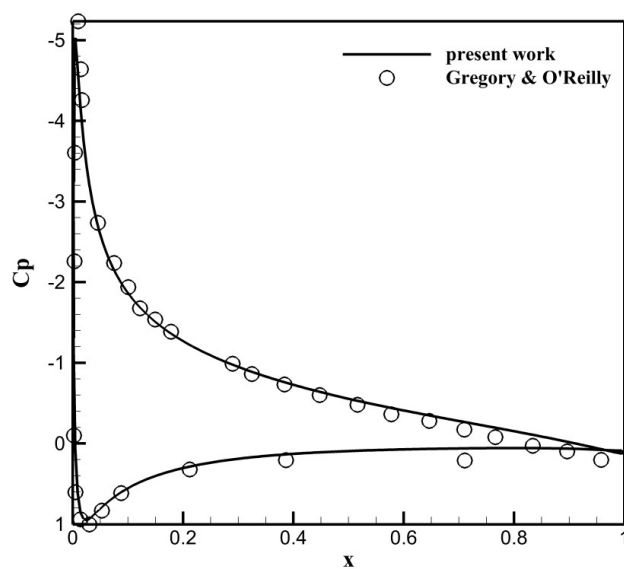
که P_∞ فشار محیطی است.

شکل‌های (۲-۴) و (۳-۴) مقایسه متوسط زمانی داده‌های ضریب فشار به‌دست آمده از روش $k-\omega SST$ با نزدیک‌ترین داده‌های آزمایشگاهی در دسترس را نشان می‌دهد که توسط گرگوری و ریلی ۱۹۷۳ ایجاد شده است که در توافق خوبی با آن قرار دارد. در $AOA = 0^\circ$ ، C_p کمی از مقادیر آزمایشگاهی پایین‌تر است. این اختلاف می‌تواند ناشی از عدد رینولدز بالا در نتایج آزمایشگاهی باشد. اگرچه، در زاویه حمله بالا، این اختلاف ناچیز است. در $AOA = 0^\circ$ نتایج عددی یکی از داده‌ها را بالای $C_p = 1$ نشان می‌دهد. طبق نوریس ۲۰۱۱ این اتفاق به دلیل خطای عددی در نقطه سکون نزدیک لبه حمله است. نتایج در $AOA = 10.8^\circ$ و $AOA = 14.4^\circ$ هیچ اختلافی را با داده‌های آزمایشگاهی [۴۹] ندارد.



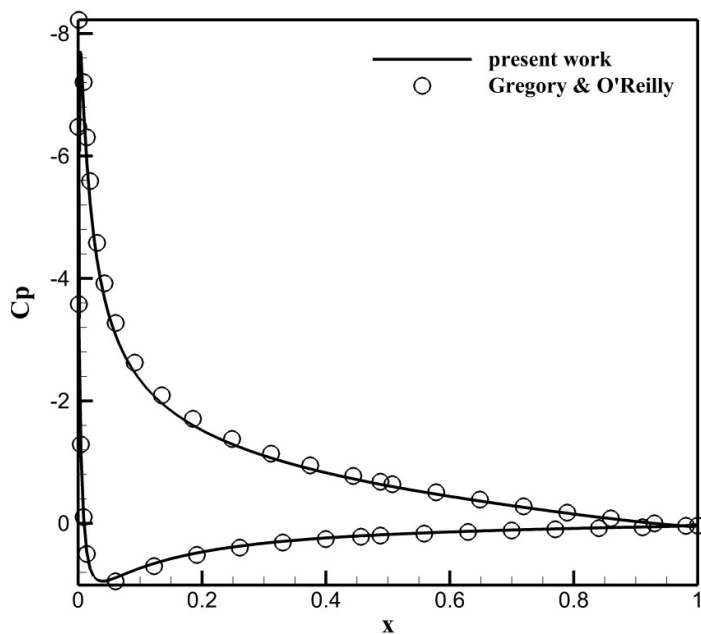
شکل ۲-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری گوری و همکاران در زاویه حمله $\theta = 0^\circ$

$$Re = 2.88 \times 10^6$$



شکل ۳-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری و همکاران در زاویه حمله $AOA = 10.8$

2.88×10^6

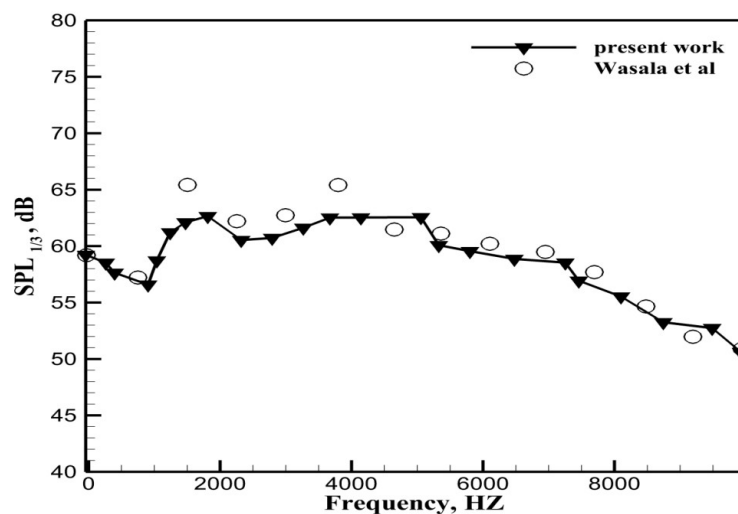


شکل ۴-۴: نمودار مقایسه ضریب فشار نتایج حاضر با نتایج گری و همکاران در زاویه حمله $AOA = 14.4$

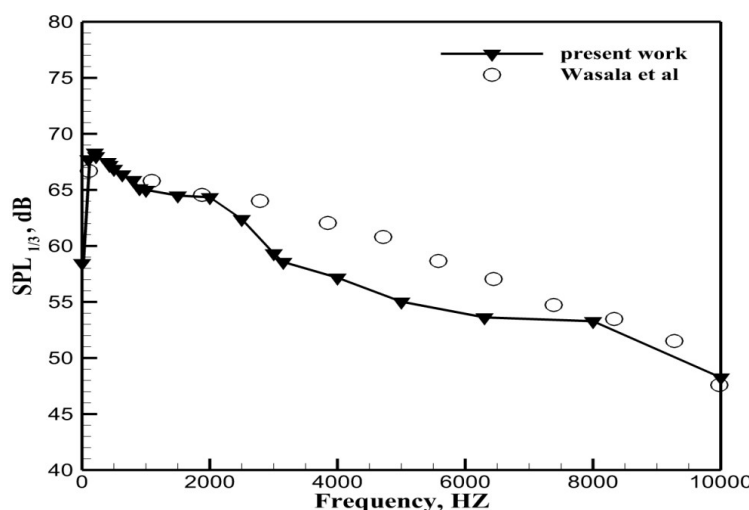
2.88×10^6

۴-۶-۳ اعتبار‌سازی نتایج آکوستیک

گیرنده آکوستیک یعنی میکروفون در آزمایشگاه در نقطه‌ای در فاصله ۱,۲ متری از لبه فرار قرار گرفته است. فشار آکوستیکی در $t=1,5$ ضبط شد که این جریان بعد از شبیه‌سازی در این حوزه با گذشت $t=1,5$ ، شبه پایا شد. طیف اکتاو داده‌ها با داده‌های آزمایشگاهی بروک و همکاران ۱۹۸۹ مقایسه شد. نتایج این مقایسه در شکل (۴-۴) و شکل (۵-۴) نشان داده شده است. تمام طیف‌های عددی، توافق خوبی با داده‌های آزمایشگاهی دارند. در $AOA = 0^\circ$ ماکزیمم فرکانس باندها در ۸۰۰ هرتز و ۱,۶ کیلوهرتز است. در زوایای حمله بالا، ماکزیمم فرکانس باندها ظاهر نمی‌شوند اگرچه، همانطور که زاویه حمله کاهش می‌یابد، افزایش SPL در فرکانس‌ها کمتر از ۲ کیلوهرتز است یعنی جهش از ۶۰۰ هرتز تا ۱ کیلوهرتز. صرف‌نظر از زاویه حمله بالا، دامنه‌های بالای ۲ کیلوهرتز تقریباً همان مقدار هستند این نشان می‌دهد که ایرفویل، نویزی با فرکانس بالا را تولید کرده است که خیلی به زاویه حمله وابسته نیست. اگرچه، در $AOA = 0^\circ$ مدل عددی، SPL را در حدود ۳-۶ کیلوهرتز پیش‌بینی کرده است



شکل ۵-۴: نمودار اعتبار‌سازی آکوستیک در زاویه حمله صفر و $Re=2,88 \times 10^6$

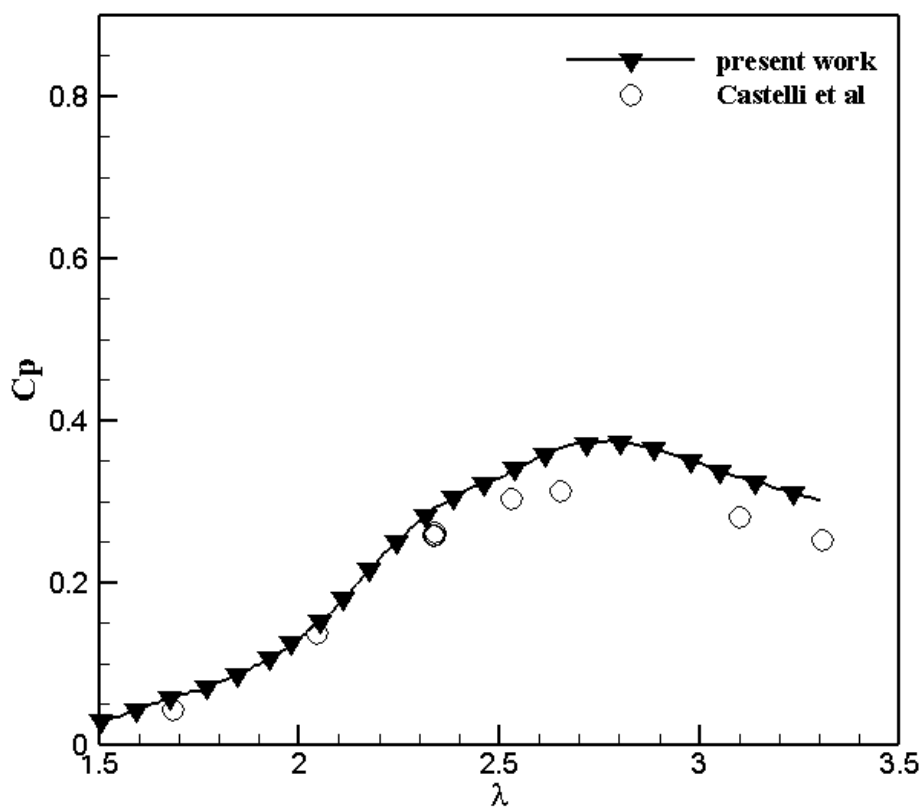


شکل ۴-۶: نمودار اعتبارسازی آکوستیکی در زاویه حمله 10° و $Re=2.88 \times 10^6$

۴-۶-۴ اعتبار سنجی نتایج به دست بر روی ایرفویل NACA۰۰۲۱

کستلی و همکاران آزمایش‌های زیادی بر روی ایرفویل naca۰۰۲۱ در سرعت بادهای مختلف انجام دادند. در شکل (۷-۴) نتایج حاصل از حل شبیه‌سازی عددی با مقادیر آزمایشگاهی در قالب C_p - λ در سرعت باد ۹ متر بر ثانیه مقایسه شده است. مقادیر محاسبه شده ضریب توان در مطالعه حاضر بت به نتایج حل عددی کستلی تطابق بهتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در حل عددی حاضر در $\lambda=2.6$ ضریب توان بیشینه ایجاد گردیده، که با نتایج آزمایشگاهی همخوانی دارد. اگرچه در λ بهینه مقدار ضریب توان بیشتر از نتایج آزمایشگاهی محاسبه شده ولی به ازای سایر مقادیر λ رفتار نمودار به خوبی پیش بینی شده است. از آنجا که شبیه‌سازی به صورت دو بعدی روی یک مقطع از توربین انجام می‌شود، بازوهای نگه‌دارنده پره‌ها را شامل نمی‌شود، بنا براین تلفات توانی ناشی از آن‌ها نیز در نظر

گرفته نمی‌شود. همچنین، تلفات ناشی از اثرات سه‌بعدی، انحراف جریان در ناحیه انتهای پره و تلفات مکانیکی و سازه‌ای، در نظر گرفته نشده است. در نتیجه انتظار می‌رود که نتایج حاصل از حل عددی، در



شکل ۴-۷: مقایسه نتایج حاصل از حل عددی با نتایج آزمایشگاهی و عددی پیشین برای ایرفویل متقارن NACA ۰۰۲۱

فصل ۵ نتایج و تفسیر آنها

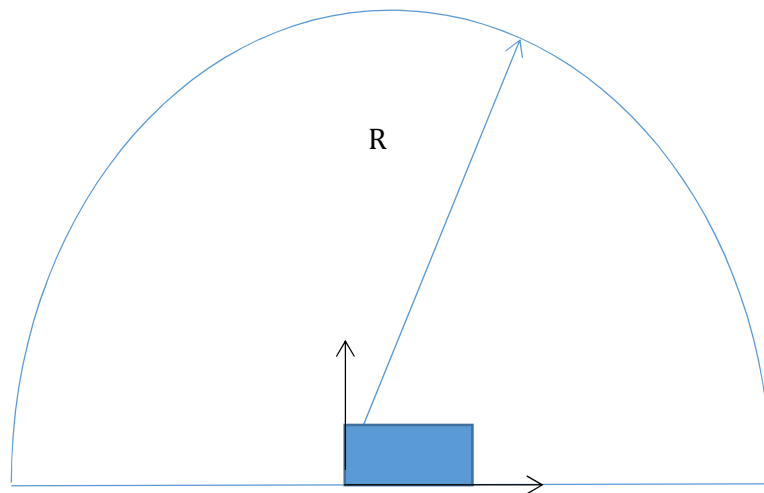
۵-۱- مقدمه

در این فصل ابتدا به بررسی چگونگی انتشار صدای حاصل از بالگرد در فاصله‌های مختلف از پره پرداخته می‌شود همچنین به مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در محل گیرنده‌ها در فاصله‌های مختلف از محور قرار دارند، پرداخته می‌شود. در ادامه نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی آکوستیکی در ایرفویل NACA۰۰۲۱ ارائه می‌شود و سپس نتایجی که با تغییر هندسی روی ایرفویل به‌دست‌آمده در قالب کانتور آشفتگی و نمودارهای سطح فشار صوت برحسب فرکانس در گیرنده‌های مشخص به نمایش درآمده و به مقایسه و تفسیر آنها پرداخته می‌شود.

۵-۲- بررسی انتشار صدا در راستای محوری از ایرفویل

برای بررسی میزان صدای انتشاریافته در فاصله‌ها مختلف از یک پره بالگرد، گیرنده‌هایی در فاصله ثابت از بالگرد تعریف شده است، شماتیکی از این نوع بررسی در شکل (۵-۱) مشاهده می‌شود که در

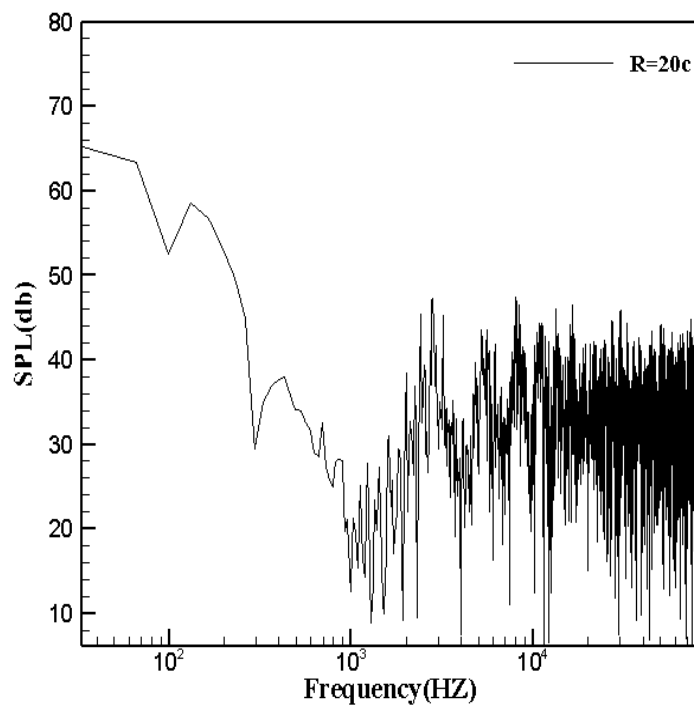
اینجا محل تعریف گیرنده‌ها در نقاطی به فاصله‌های شعاعی ثابت $R=۲۰c$ ، $R=۴۰c$ ، $R=۶۰c$ و $R=۸۰۰c$ هست.



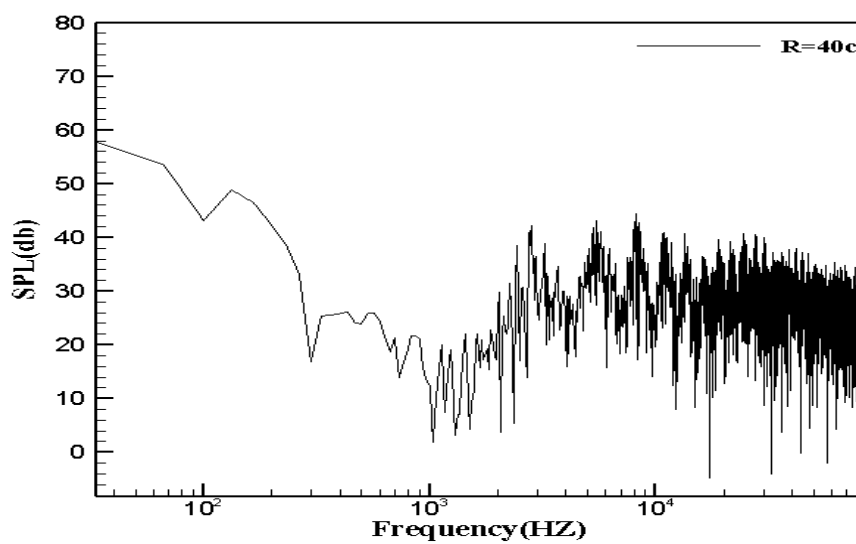
شکل ۵-۱: شما تیکی از نحوه قرارگیری گیرنده‌ها در فاصله شعاعی ثابت R

در شکل‌های (۲-۵)، (۳-۵)، (۴-۵) و (۵-۵) نمودار سطح فشار صوت محاسبه‌شده به ازای محل قرارگیری گیرنده‌ها را در فاصله‌ی شعاعی $R=۲۰c$ ، $R=۴۰c$ ، $R=۶۰c$ و $R=۸۰۰c$ نمایش می‌دهد. همان گونه در شکل مشخص است، بیشترین صدای در نزدیکی محور بالگرد اتفاق می‌افتد. دلیل این امر را این گونه می‌توان بیان کرد که در نزدیکی محور بالگرد، اکثریت نویز تولیدشده به وسیله گردابه‌های بزرگ که توسط جریان آشفته ایجاد می‌شود که می‌توان صدای نسبتاً قوی‌تری تولید کند. درحالی‌که در فاصله‌های دورتر از محور، گردابه با انداز کوچک عامل اصلی نویز می‌شود. در ضمن میزان صدای

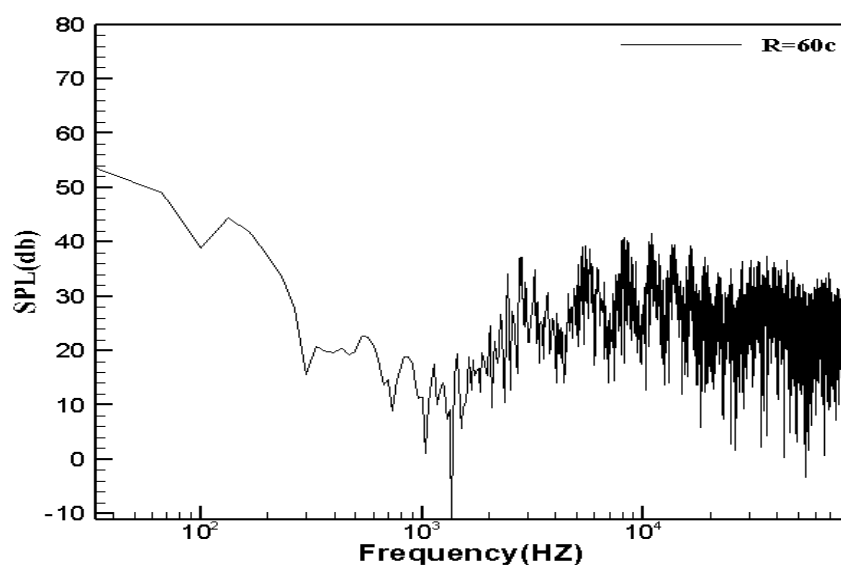
انتشار یافته از بالگرد با افزایش فاصله از منبع صوت کاهش یافته است که دلیل این امر ائتلاف انرژی امواج آکوستیکی در مسیر طی شده و تبدیل به گرما می‌شود.



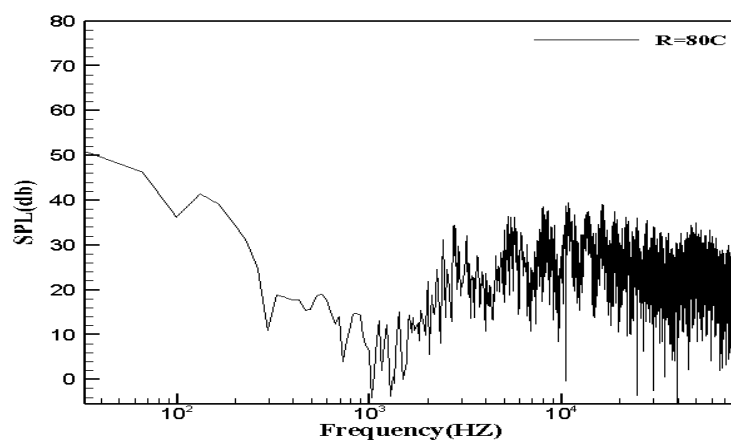
شکل ۵-۲: سطح فشار صوت محاسبه شده برحسب محل قرارگیری از محور بالگرد در $R=20c$



شکل ۵-۳: سطح فشار صوت محاسبه شده برحسب محل قرارگیری دریافت کننده از محور بالگرد در $R=40c$

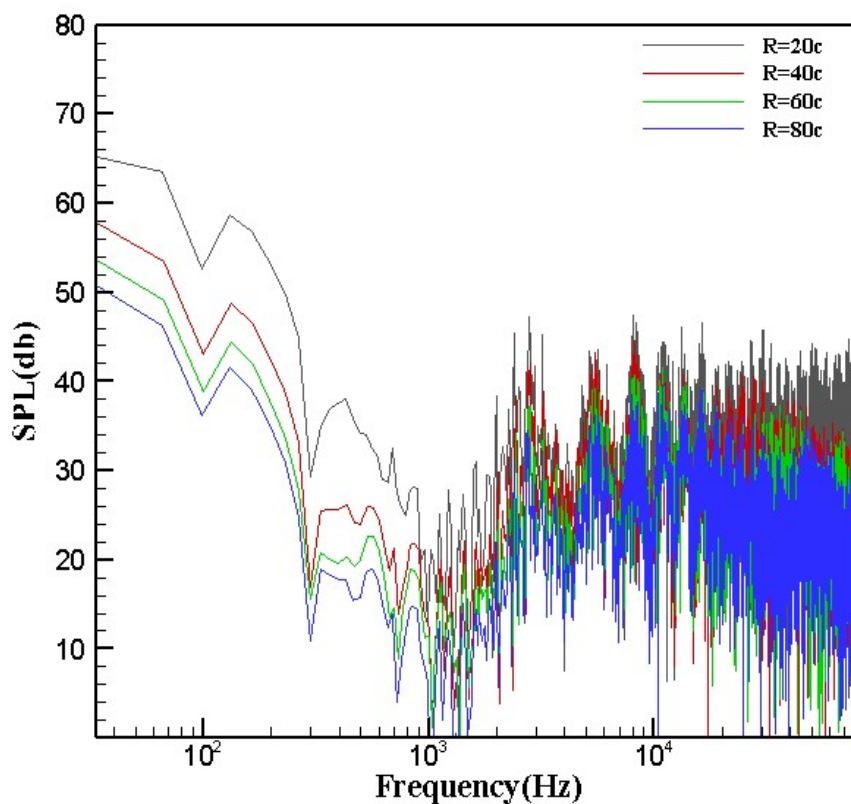


شکل ۴-۵: سطح فشار صوت محاسبه شده برحسب محل قرارگیری گیرنده از محور بالگرد $R=60c$



شکل ۵-۵: سطح فشار صوت محاسبه شده برحسب محل قرارگیری از محور بالگرد $R=80c$

در شکل (۵-۶) نمودارهای سطح فشار صوت ایجادشده برحسب فرکانس در محل گیرنده‌های با محور ایرفویل که به ترتیب در فاصله شعاعی $R=20c$, $R=40c$, $R=60c$ و قرار دارند، نمایش داده شده است که به خوبی نشان می‌دهد میزان صدای شنیداری در نزدیک محور بالگرد بیشتر از فاصله دورتر هست.



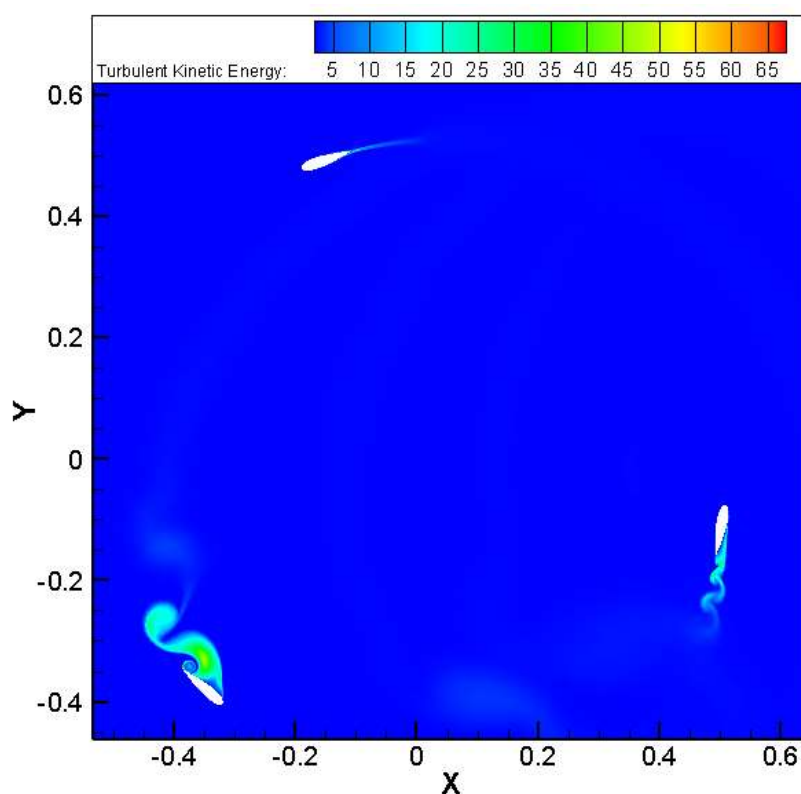
شکل ۵-۶: مقایسه سطح فشار صوت محاسبه شده در گیرنده‌ها با $R=20c$, $R=40c$, $R=60c$ و $R=80c$

۵-۲-۱ نتایج به دست آمده بر روی ایرفویل $naca0021$ دارای حفره در

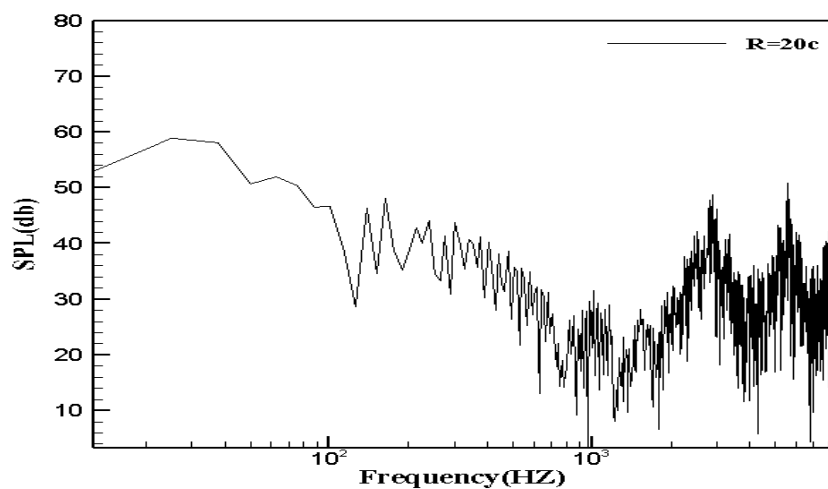
قسمت فشاری

شبیه‌سازی آکوستیک برای ایرفویل $NACA0021$ با استفاده از مدل آشفتگی $k-\omega_{sst}$ و مدل آکوستیکی فاکس ویلیامز هاوکنیگز انجام گرفته است که سرعت سیال ورودی ۹ متر بر ثانیه و سرعت چرخش ایرفویل ۴۲ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

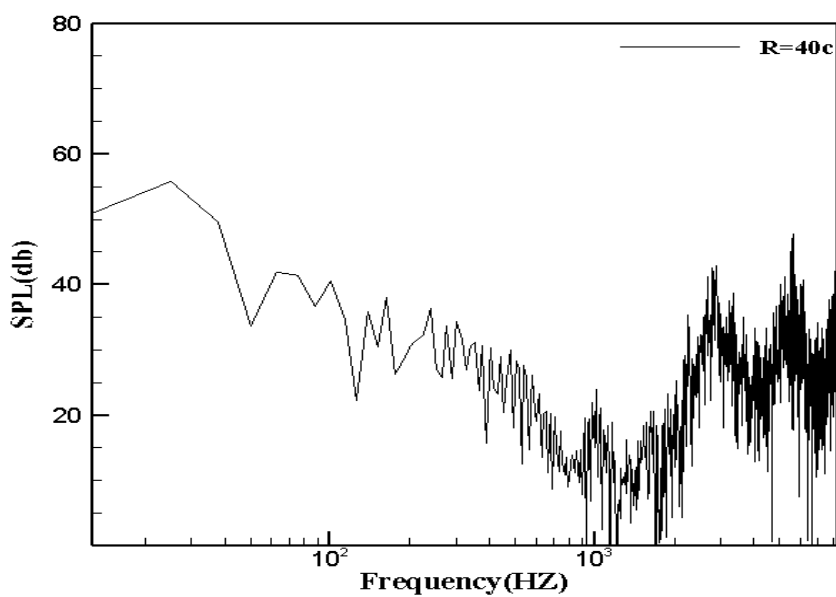
در ادامه کانتور انرژی جنبشی و نمودارهای سطح تولید صوت برای ایرفویل $naca0021$ دارای حفره در قسمت فشاری نشان داده شده است.



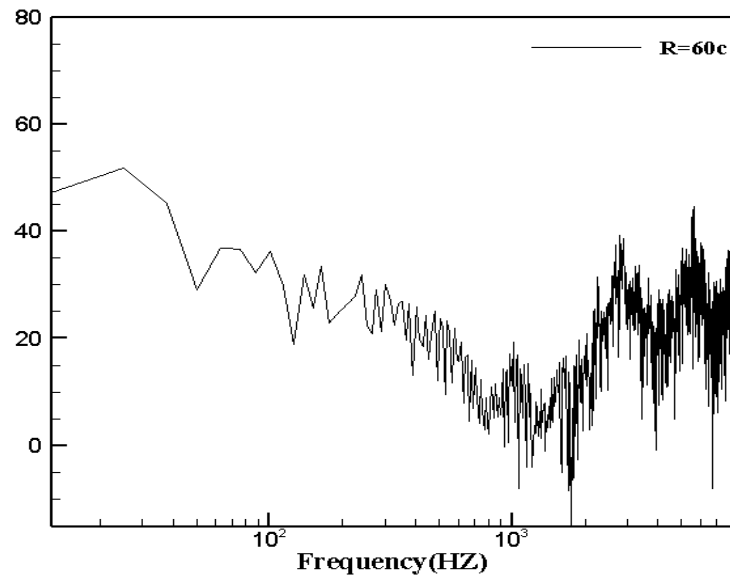
شکل ۵-۷: کانتور انرژی جنبشی برای ایرفویل $naca0021$ دارای حفره فاصله ۰,۲۵C در قسمت فشاری



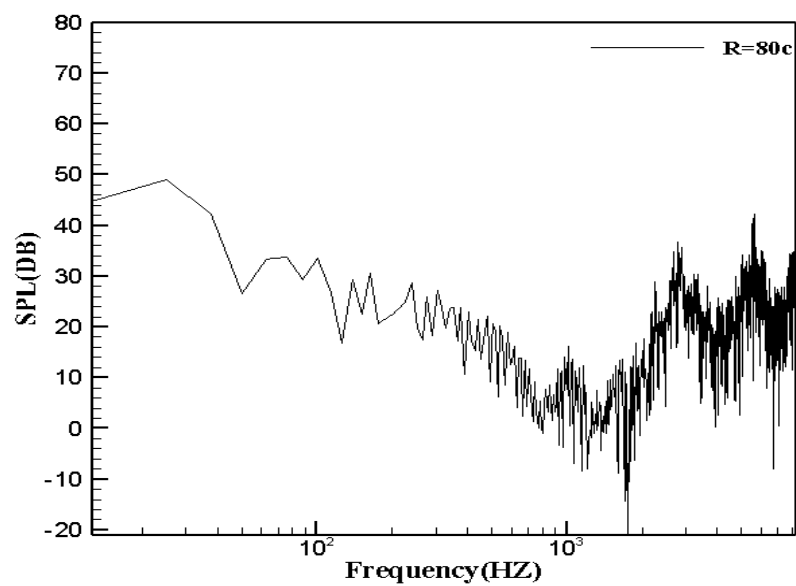
شکل ۸-۵: نمودار آکوستیک محاسبه شده در فاصله $R=20c$ در حفره $0.25C$ در قسمت فشاری



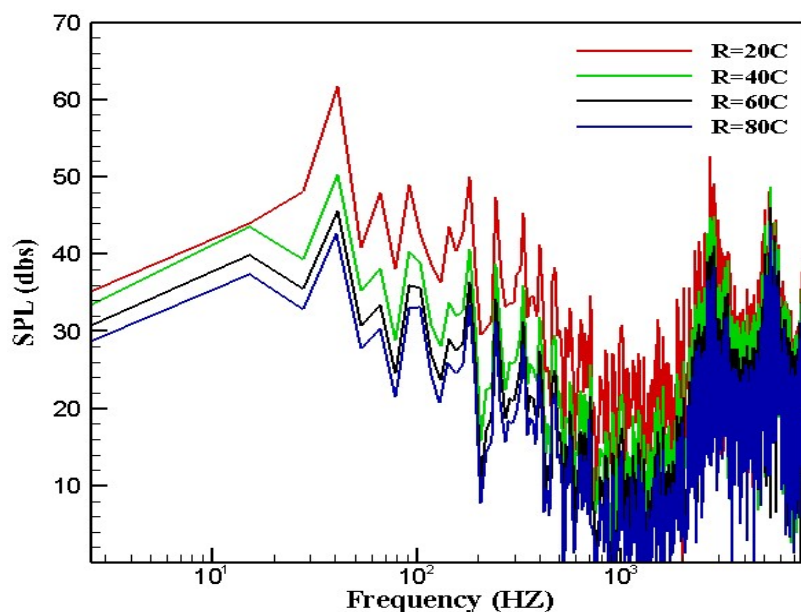
شکل ۹-۵: نمودار سطح صدای محاسبه شده در فاصله $R=40c$ در حفره $0.25C$ در قسمت فشاری



شکل ۵-۱۰: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=60c$ در حفره $0.25c$ در قسمت فشاری



شکل ۵-۱۱: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=80C$ در حفره $0.25C$ در قسمت فشاری



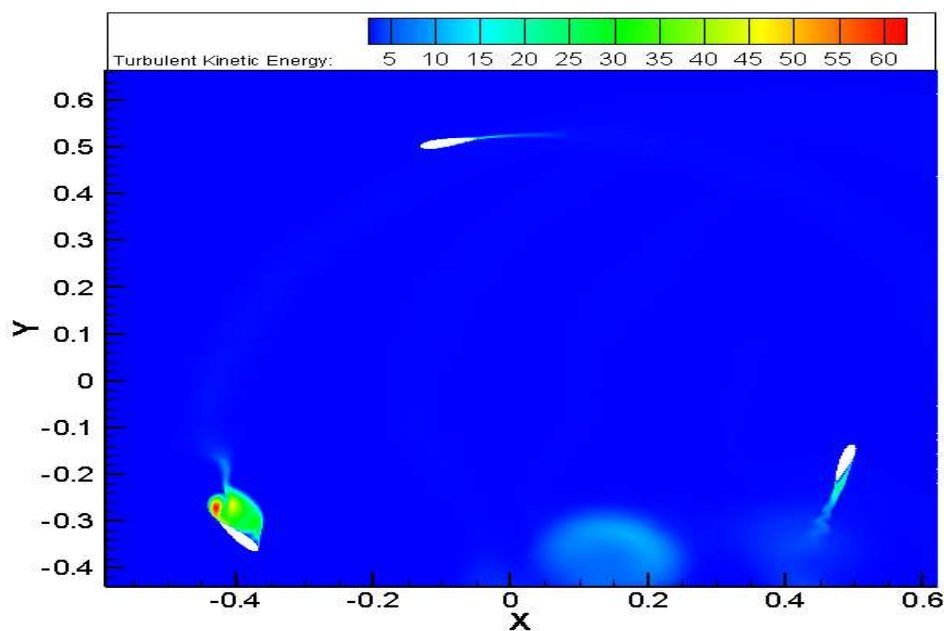
شکل ۵-۱۲: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله‌های مختلف در حفره $0.25C$ در قسمت فشاری

همان‌طور که در (۵-۱۲) مشاهده می‌شود بیشترین سطوح فشار صوت در فرکانس‌های بین ۲۰۰۰ تا ۳۰۰۰ هرتز به وجود آمده است، همچنین با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشار یافته در فاصله ۲۰ $\frac{R}{C}$ بیشترین مقدار را نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل naca۰۰۲۱ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل اتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به تدریج کاهش می‌یابد.

۵-۲-۲ بررسی تأثیر ایجاد حفره ۰,۵C در قسمت فشاری ایرفویل بر

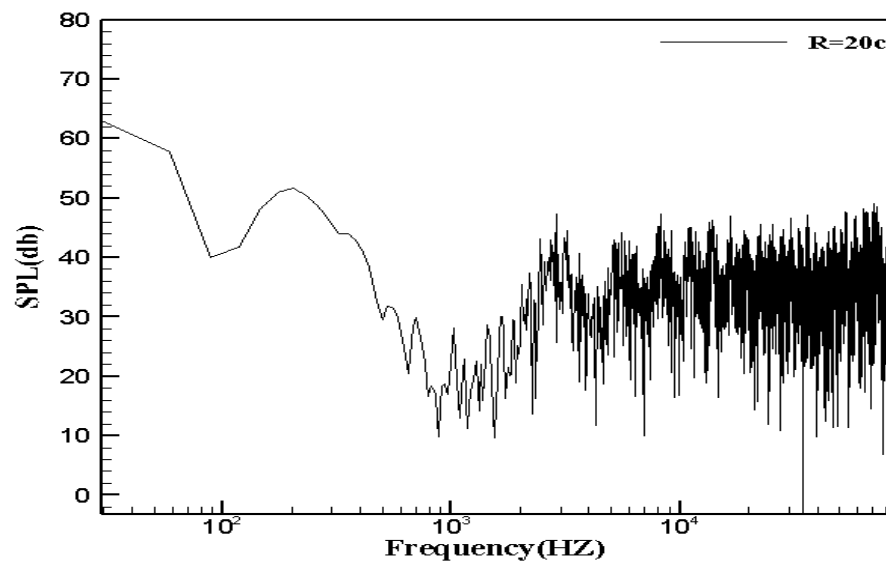
نتایج آکوستیک

برای بررسی اثر حفره بر نتایج به دست آمده‌ی میدان توربولانسی و میدان آکوستیک، با ایجاد حفره در فاصله ۰,۵C در ایرفویل naca۰۰۲۱ و با فرض ثابت بودن سایر پارامترهای هندسه‌ای، شبیه‌سازی انجام شده است. در زیر کانتور انرژی جنبشی و نمودارهای سطح انتشار صوت برای این مدل ارائه شده است.

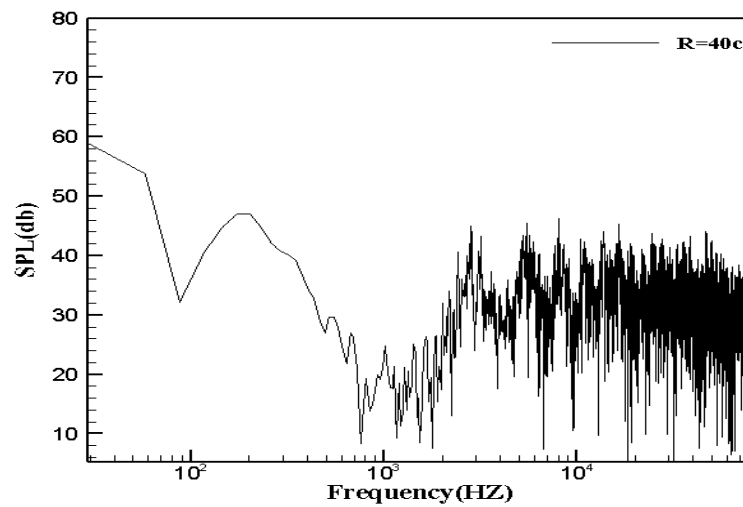


شکل ۵-۱۳: کانتور انرژی جنبشی آشفتگی برای ایرفویل naca۰۰۲۱ دارای حفره در فاصله ۰,۵C در

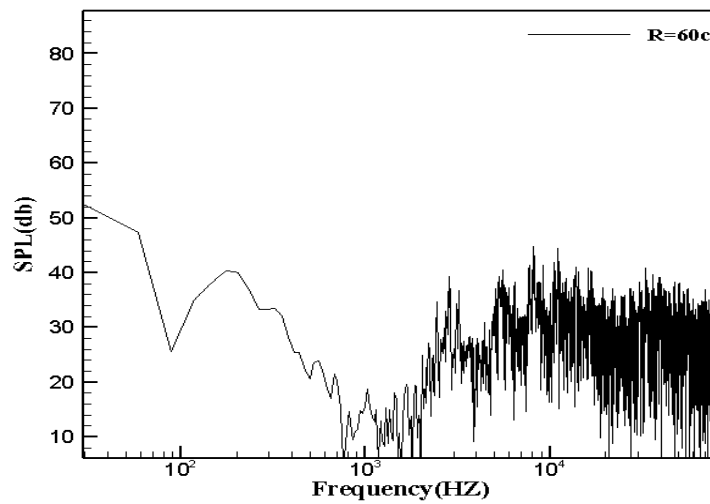
سمت فشاری



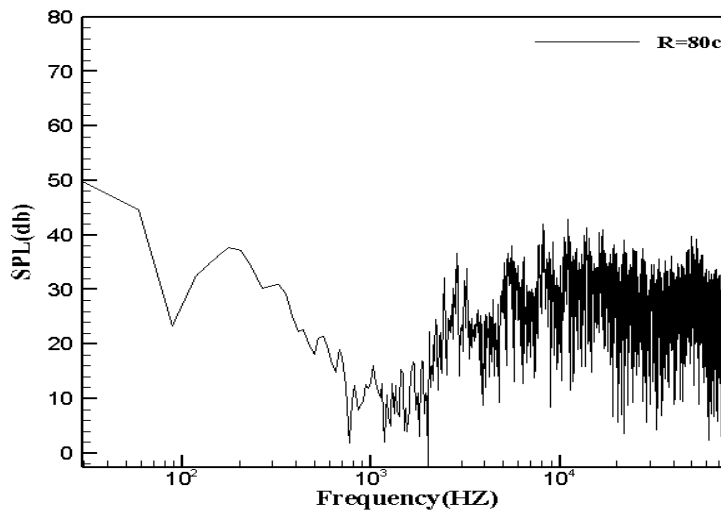
شکل ۵-۱۴: نمودار سطح فشار صوت محاسبه‌شده در فاصله $R=20\text{c}$ در حفره 0.5C در قسمت فشاری



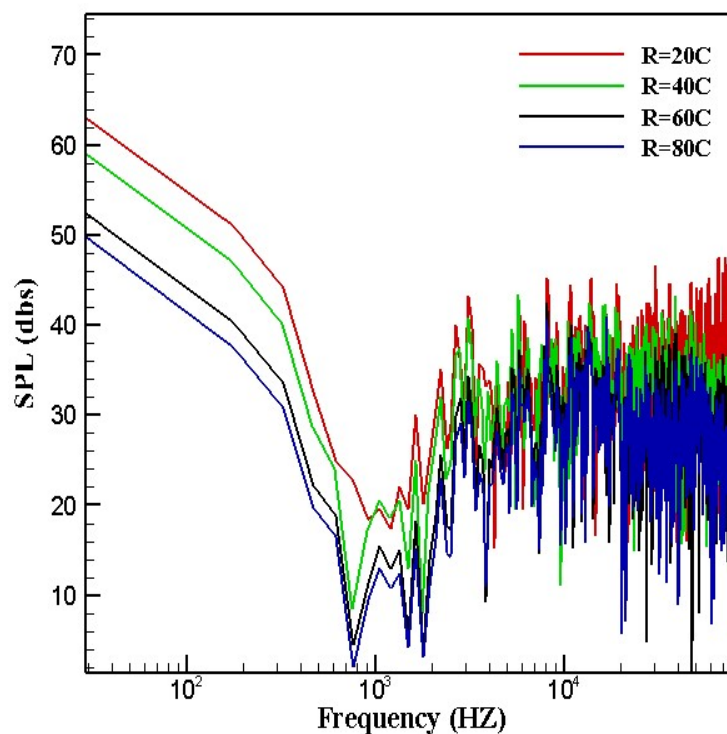
شکل ۵-۱۵: نمودار سطح فشار صوت محاسبه‌شده در فاصله $R=40\text{c}$ در حفره 0.5C در قسمت فشاری



شکل ۵-۱۶: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=60c$ در حفره $0.5C$ در قسمت فشاری



شکل ۵-۱۷: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=80c$ در حفره $0.5C$ در قسمت فشاری



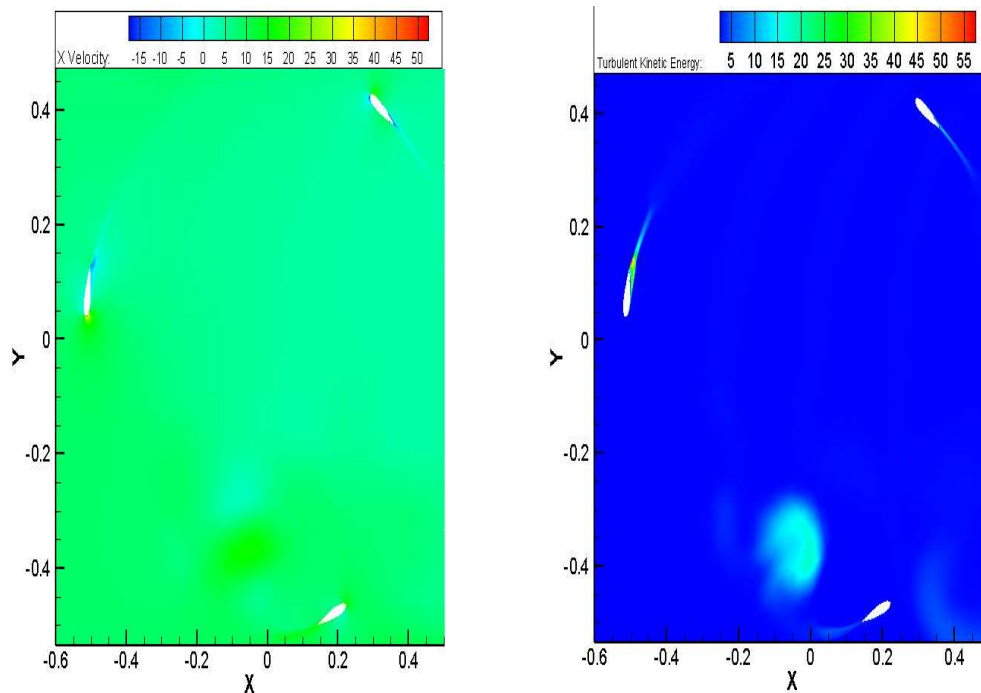
شکل ۵-۱۸: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله‌های مختلف در حفره ۵C، ۰ در قسمت فشاری

همان‌طور که در (۵-۱۸) مشاهده می‌شود و با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشار یافته در فاصله $\frac{R}{C} = 20$ بیشترین مقدار را نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل naca ۰۰۱۲ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل اتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به تدریج کاهش می‌یابد.

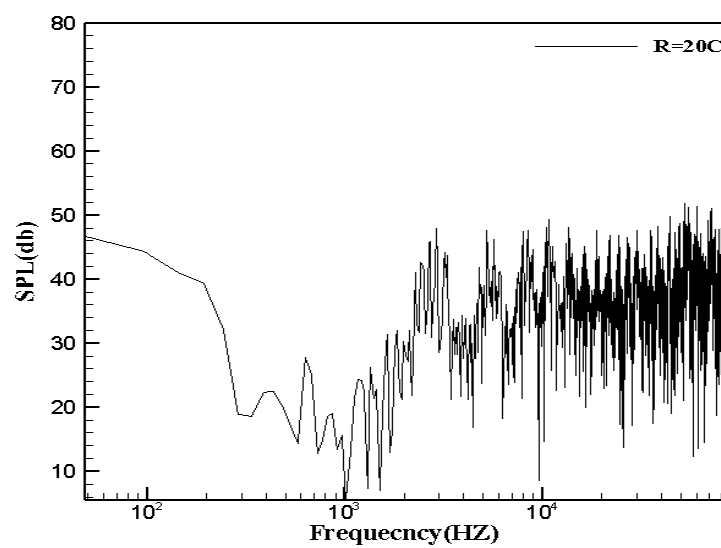
۵-۲-۳ بررسی تأثیر ایجاد حفره ۰,۷۵C در قسمت فشاری ایرفویل بر

نتایج آکوستیک

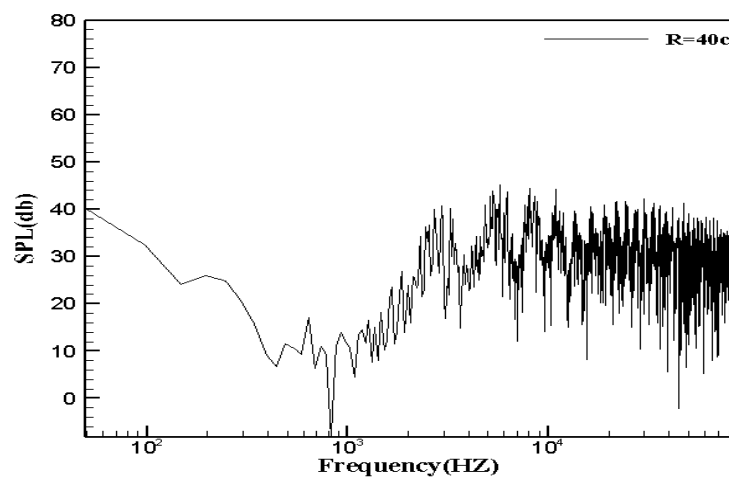
برای بررسی اثر حفره بر نتایج به‌دست‌آمده‌ی میدان توربولانسی و میدان آکوستیک، با ایجاد حفره در فاصله ۰,۷۵C و در ایرفویل و با فرض ثابت بودن سایر پارامترهای هندسه‌ای، شبیه‌سازی انجام‌شده است. در زیر کانتورهای سرعت، انرژی جنبشی و نمودارهای سطح فشار صوت برای مدل بالا ارائه‌شده است.



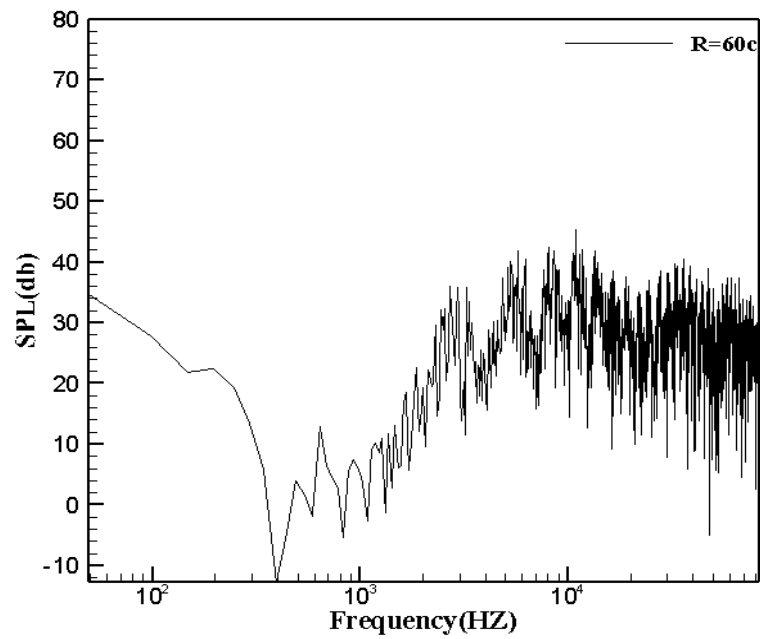
شکل ۵-۱۹: کانتور انرژی جنبشی و سرعت برای حفره در فاصله ۰,۷۵C در قسمت فشاری



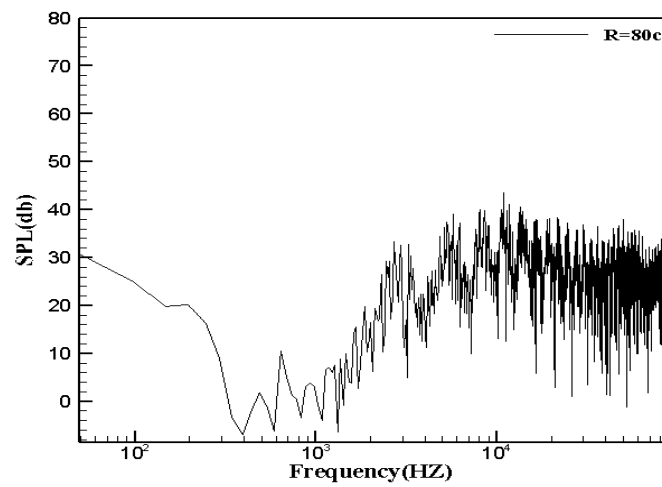
شکل ۵-۲۰: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=20\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری



شکل ۵-۲۱: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=40\text{C}$ در حفره 0.75C در قسمت فشاری

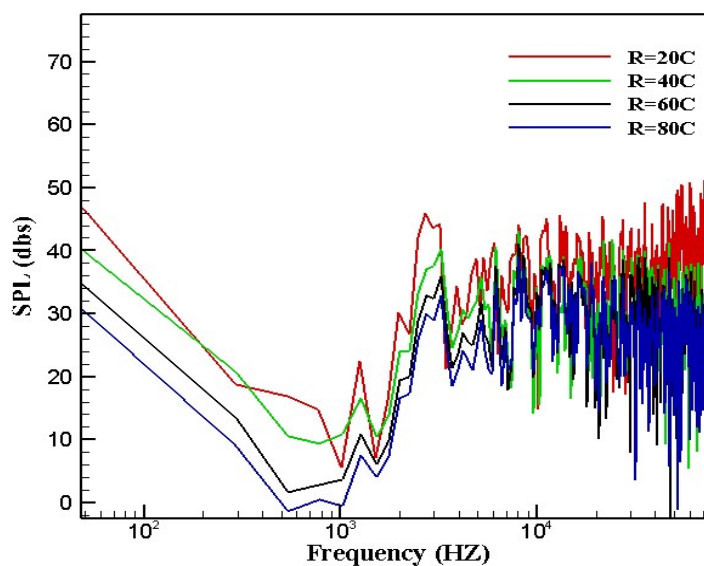


شکل ۵-۲۲: نمودار سطح فشار صوت محاسبه‌شده در فاصله $R=60c$ در حفره $0.75C$ در قسمت فشاری



شکل ۵-۲۳: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله $R=80C$ در حفره $0.75C$ در قسمت

فشاری



شکل ۵-۲۴: نمودار سطح فشار صوت محاسبه شده در فاصله‌های مختلف در حفره $0.75C$ در قسمت فشاری

همان‌طور که در (۵-۲۳) مشاهده می‌شود و با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشار یافته در فاصله $\frac{R}{C} = 20$ بیشترین مقدار را نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل naca ۰۰۱۲ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این

نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل اتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به تدریج کاهش می‌یابد.

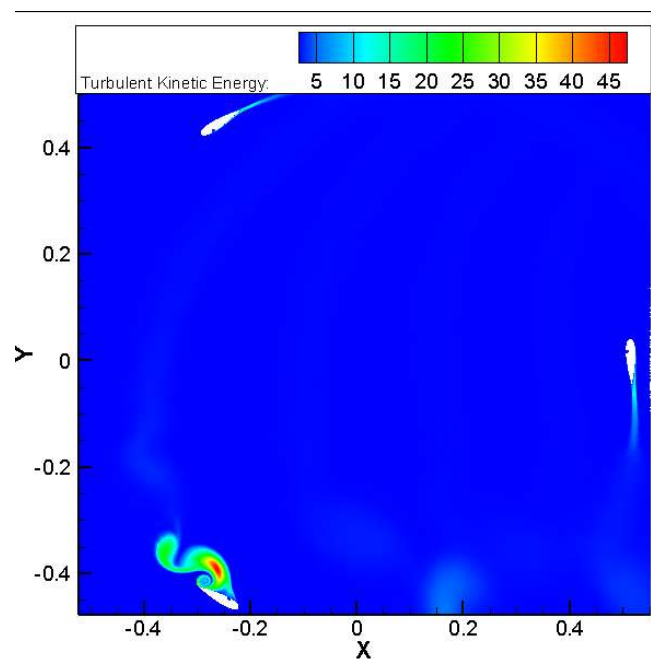
۵-۳- تاثیر حفره در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده آکوستیک

شبیه‌سازی آکوستیک برای ایرفویل NACA۰۰۲۱ دارای حفره در قسمت مکش با استفاده از مدل آشفتگی $k - \omega SST$ و مدل آکوستیکی فاکس ویلیامز هاوکنیگز انجام گرفته است که سرعت سیال ورودی ۹ متر بر ثانیه و سرعت چرخش ایرفویل ۴۲ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

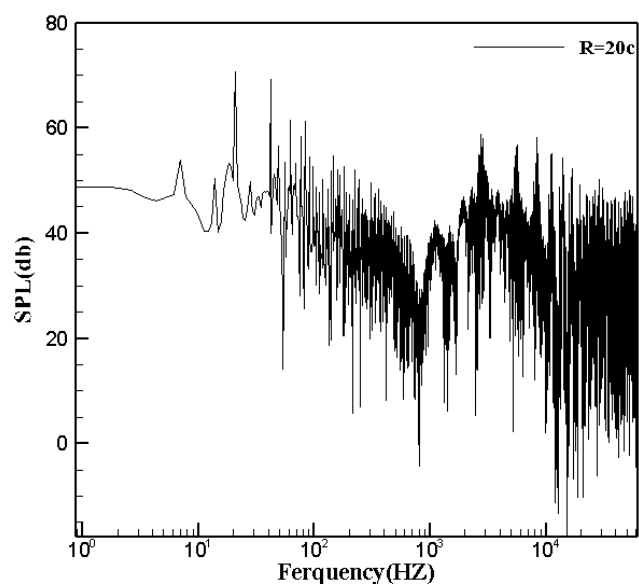
۵-۳-۱ بررسی تأثیر حفره ۰,۲۵C در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده

آیروآکوستیک

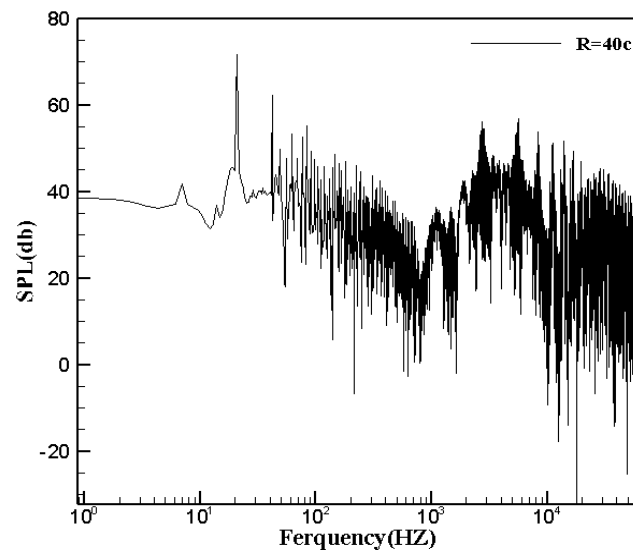
برای بررسی اثر حفره بر نتایج به دست آمده‌ی میدان توربولانسی و میدان آکوستیک، با ایجاد حفره در فاصله ۰,۲۵C و در ایرفویل Naca۰۰۲۱ و با فرض ثابت بودن سایر پارامترهای هندسه‌ای، شبیه‌سازی انجام شده است. در زیر، کانتور انرژی جنبشی و نمودارهای سطح فشار صوت برای مدل بالا ارائه شده است.



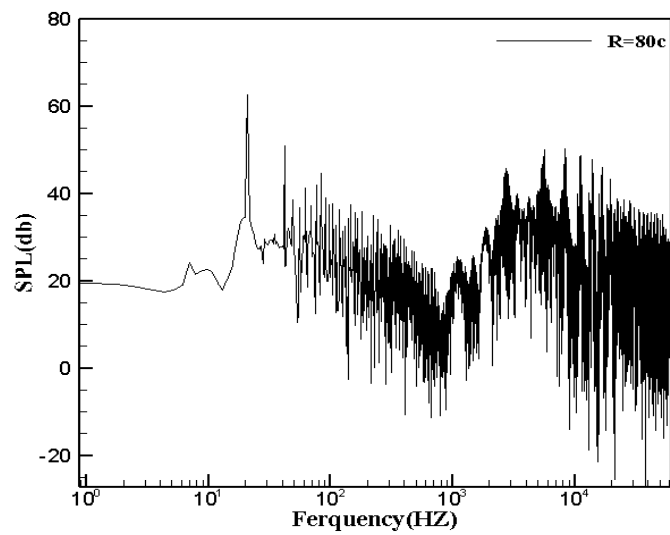
شکل ۵-۲۵: کانتور انرژی جنبشی در حفره $0.25C$ ، قسمت مکش



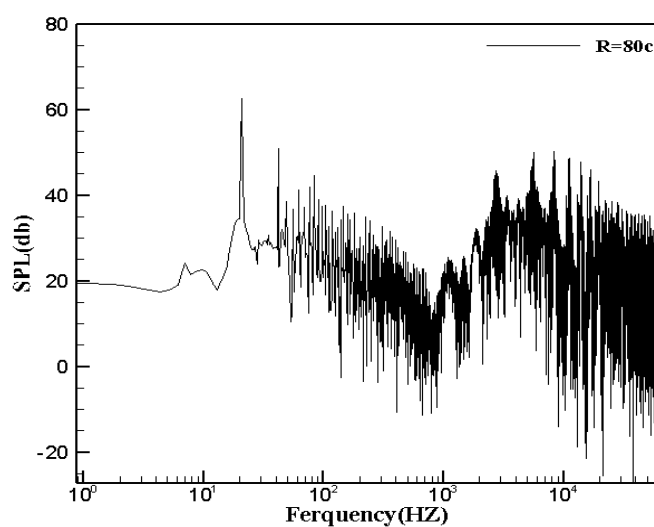
شکل ۵-۲۶: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20c$ در قسمت مکش ایرفویل



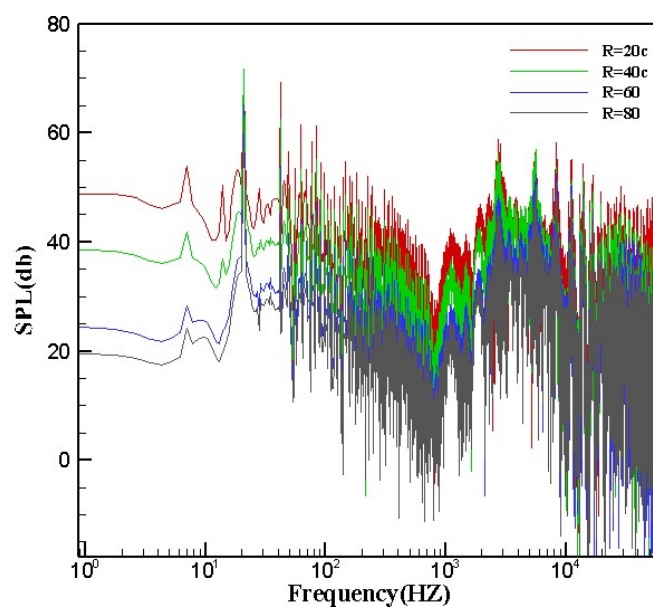
شکل ۵-۲۷: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=60c$ در قسمت مکش ایرفویل



شکل ۵-۲۸: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40c$ در قسمت مکش ایرفویل



شکل ۵-۲۹: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=80\text{ cm}$ در قسمت مکش ایرفویل



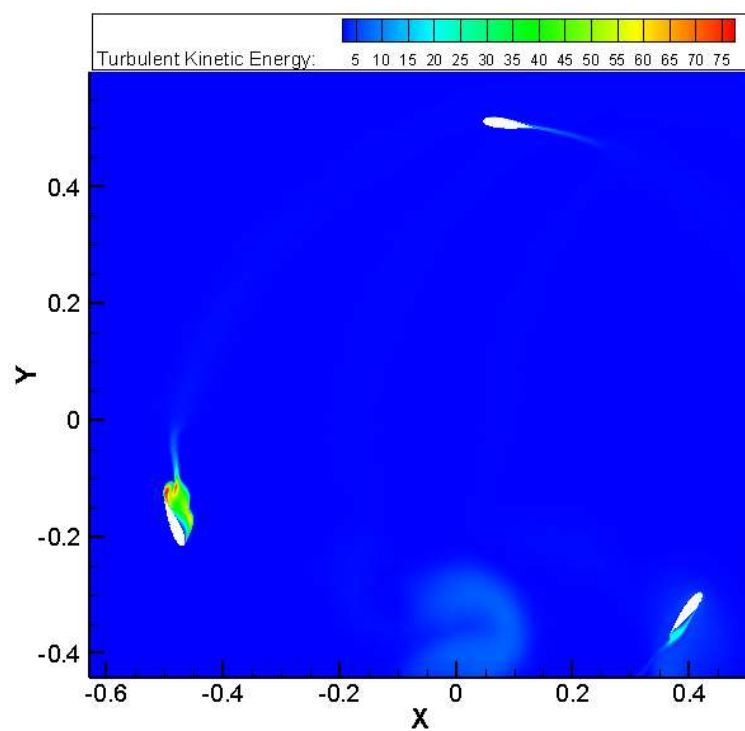
شکل ۵-۳۰: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده در حفره 0.25°C در قسمت مکش ایرفویل

همان‌طور که در (۵-۳۳) مشاهده می‌شود و با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشار یافته در فاصله نزدیک محور مقدار بیشتری نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل $naca0012$ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل ائتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به تدریج کاهش می‌یابد.

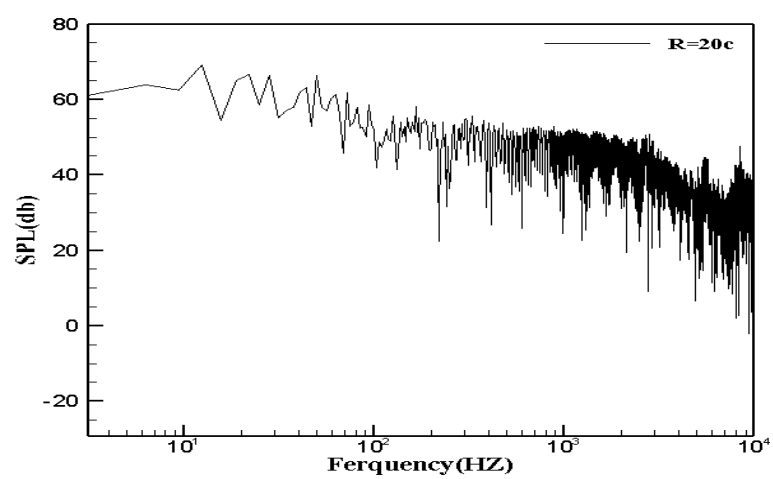
۵-۳-۲ بررسی تأثیر حفره $0.5C$ در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده

آیروآکوستیک

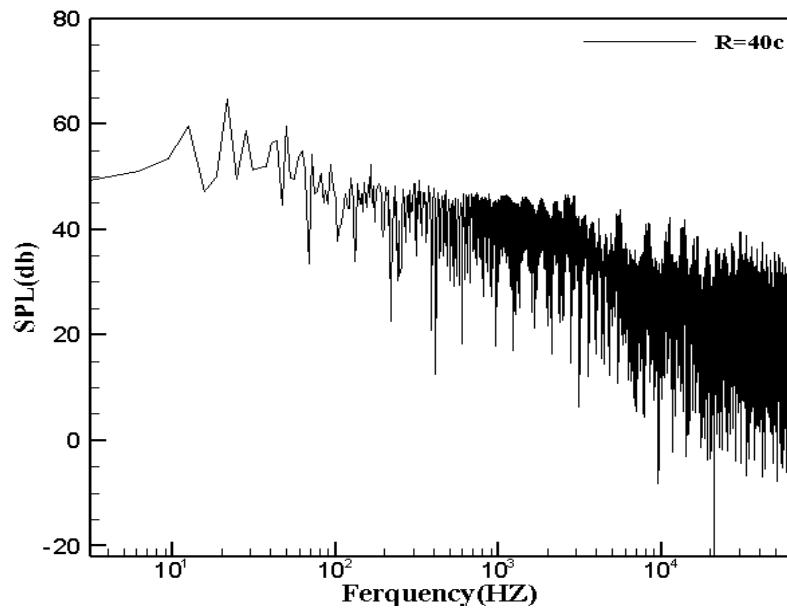
برای بررسی اثر حفره بر نتایج به دست آمده‌ی میدان توربولانسی و میدان آکوستیک، با ایجاد حفره در فاصله $0.5C$ و در ایرفویل $Naca0021$ و با فرض ثابت بودن سایر پارامترهای هندسه‌ای، شبیه‌سازی انجام شده است. در زیر کانتور انرژی جنبشی و نمودارهای سطح فشار صوت برای این مدل ارائه شده است.



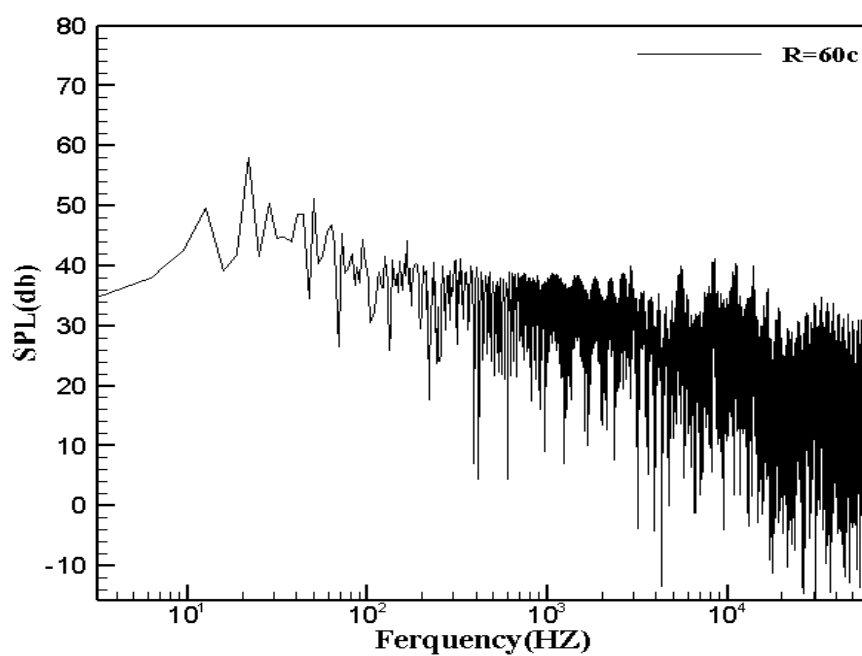
شکل ۵-۳۱: کانتور انرژی جنبشی در حفره 0.5°C قسمت مکش



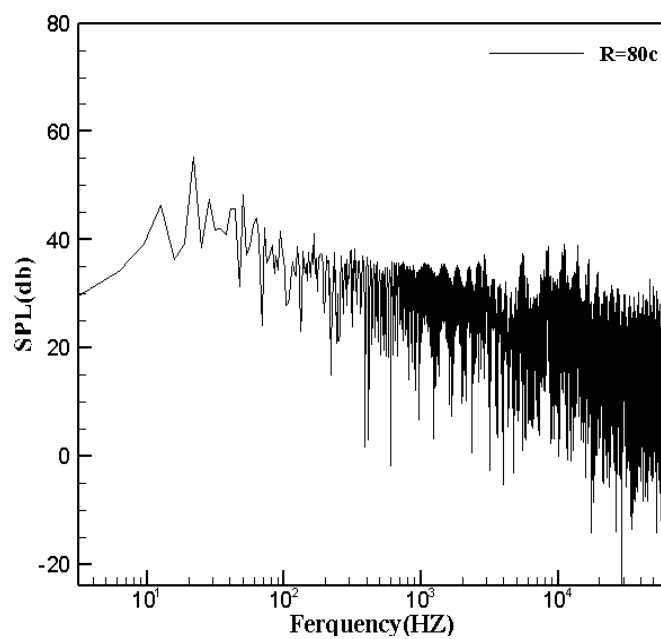
شکل ۵-۳۲: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20^\circ\text{C}$ در حفره 0.5°C در قسمت مکش ایرفویل



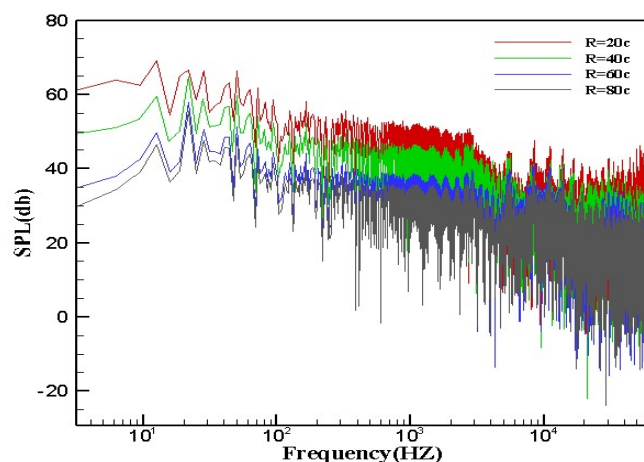
شکل ۵-۳۳: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40^{\circ}\text{C}$ در حفره 0.05°C در قسمت مکش ایرفویل



شکل ۵-۳۴: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=60c$ در حفره $50c$ ، در قسمت مکش ایرفویل



شکل ۵-۳۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=80c$ در حفره $50c$ ، در قسمت مکش ایرفویل



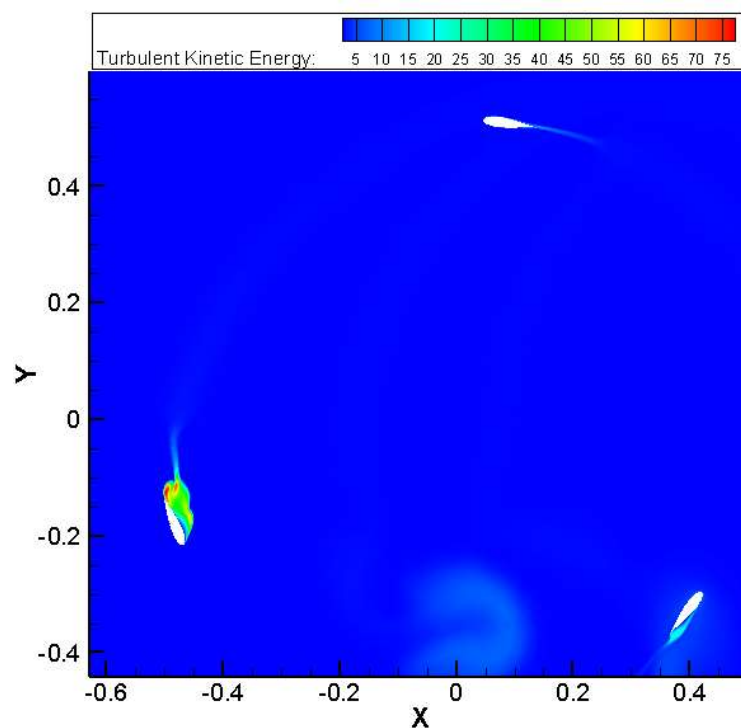
شکل ۵-۳۶: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در حفره ۵C، ۰ در قسمت مکش ایرفویل

همان‌طور که در (۵-۳۶) مشاهده می‌شود و با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشاریافته در فاصله نزدیک محور مقدار بیشتری نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل naca ۰۰۲۱ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش‌یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل اتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به تدریج کاهش می‌یابد.

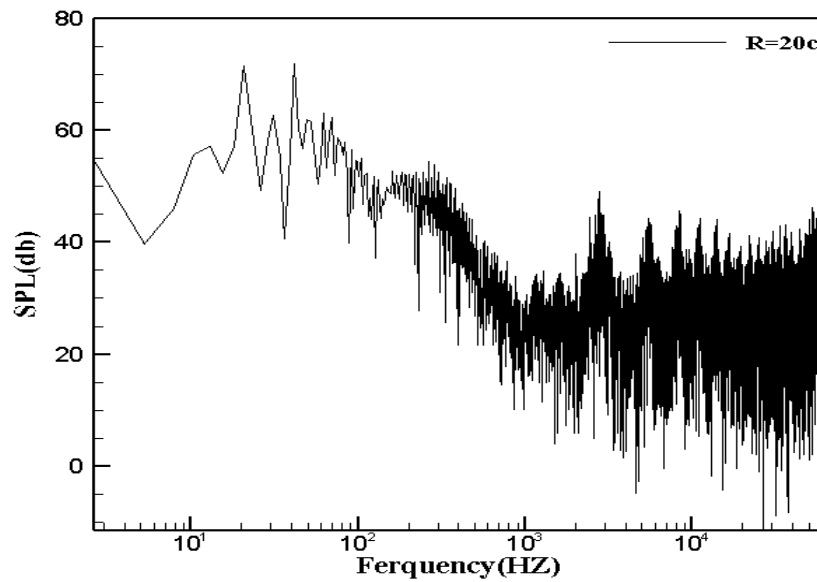
۵-۳-۳ بررسی تأثیر حفره ۰.۷۵C در قسمت مکش ایرفویل بر پدیده

آیروآکوستیک

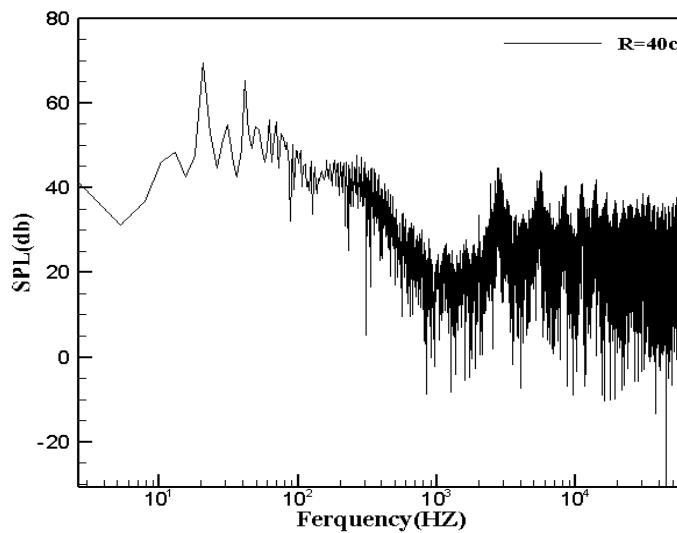
برای بررسی اثر حفره بر نتایج به‌دست‌آمده‌ی میدان توربولانسی و میدان آکوستیک، با ایجاد حفره در فاصله ۰.۷۵C و در ایرفویل Naca۰۰۲۱ و با فرض ثابت بودن سایر پارامترهای هندسه‌ای، شبیه‌سازی انجام‌شده است. در زیر کانتور انرژی جنبشی و نمودارهای سطح فشار صوت برای این مدل ارائه‌شده است.



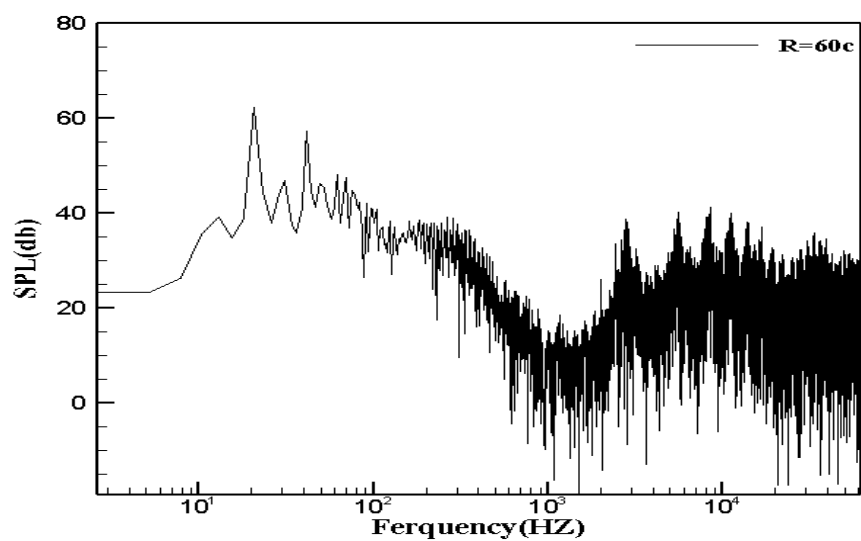
شکل ۵-۳۷: کانتور انرژی جنبشی در حفره ۰.۷۵C قسمت مکش



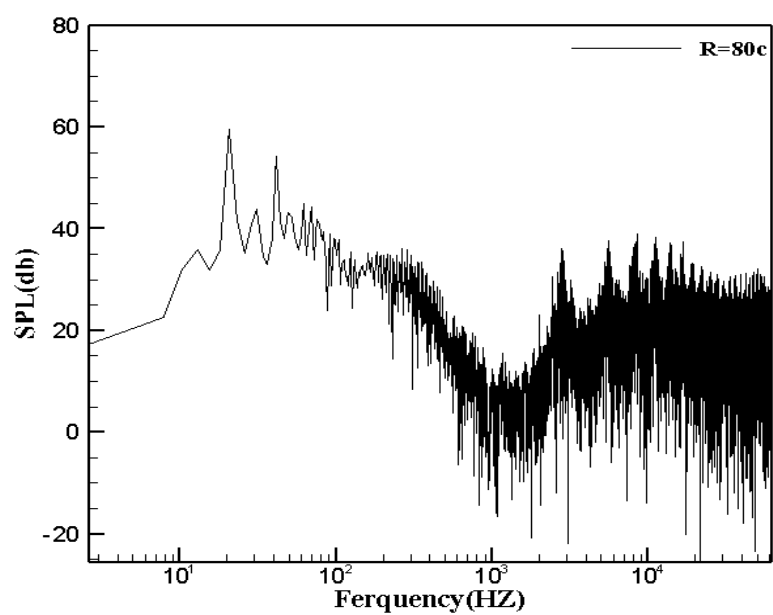
شکل ۵-۳۸: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20\text{c}$ در حفره 0.75C در قسمت مکش ایرفویل



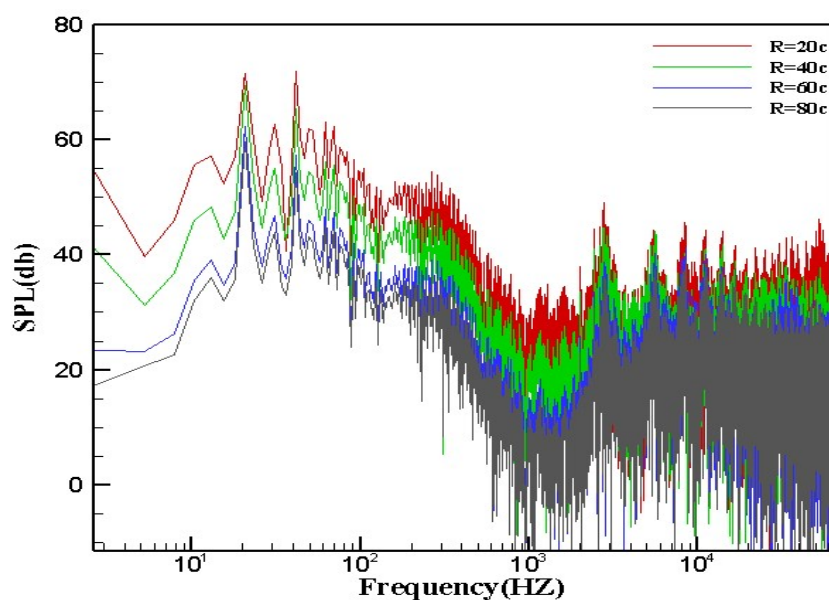
شکل ۵-۳۹: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=40\text{c}$ در حفره قسمت مکش ایرفویل



شکل ۴۰-۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده R=۶۰C در حفره ۰.۷۵C در قسمت مکش ایرفویل

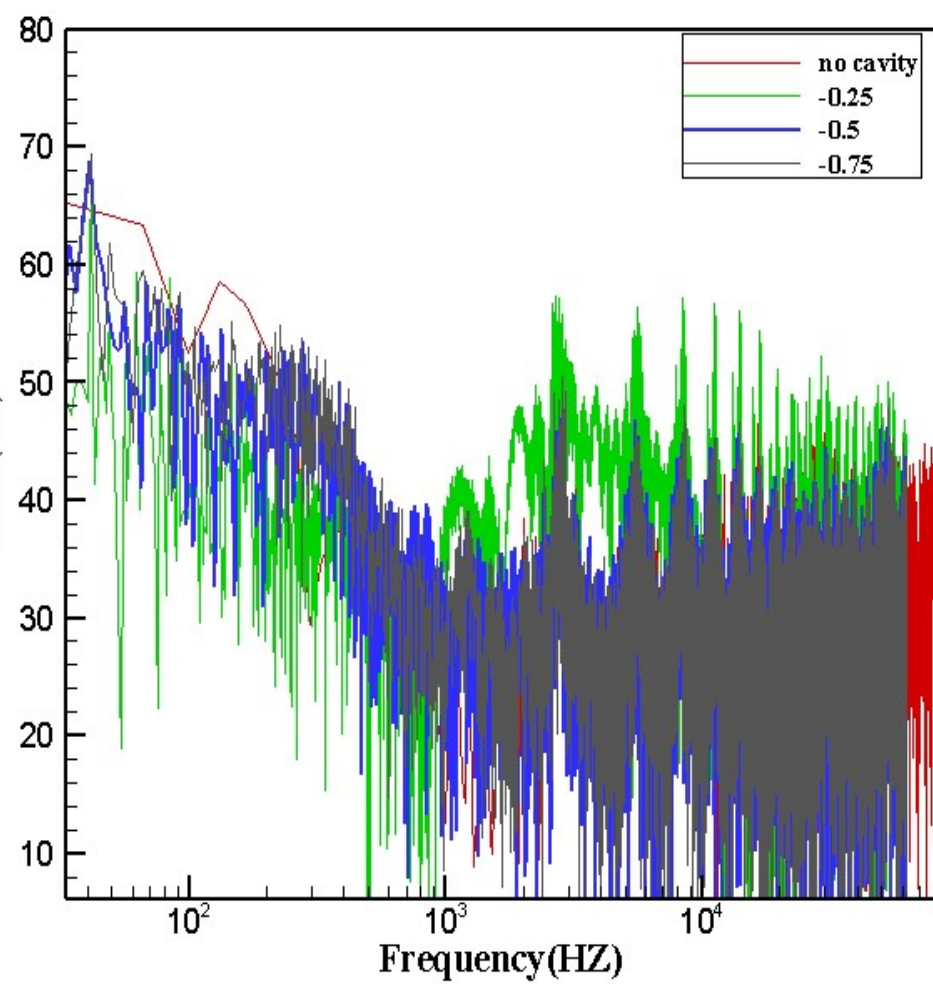


شکل ۴۱-۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده R=۸۰C در حفره ۰.۷۵C در قسمت مکش ایرفویل



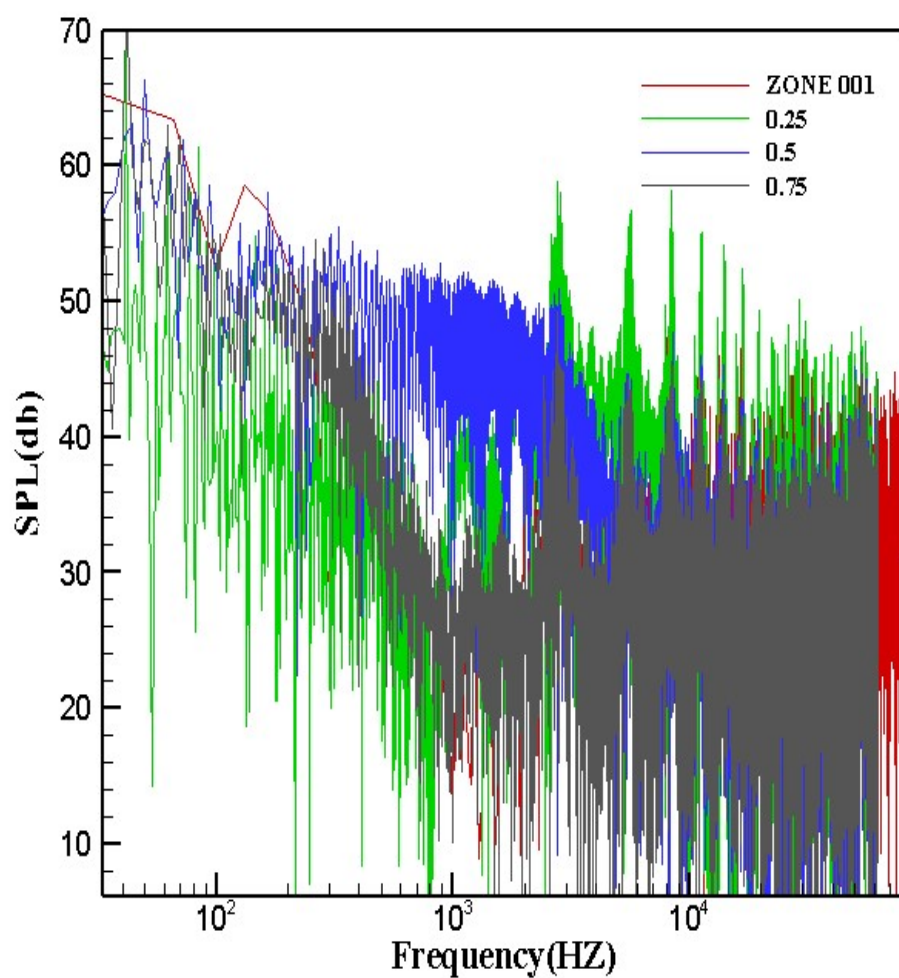
شکل ۴۲-۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده‌ها در حفره ۰,۷۵C در قسمت مکش ایرفویل

همان‌طور که در (۴۲-۵) مشاهده می‌شود و با مقایسه‌ی نمودارهای آکوستیک در نقاط با فواصل مختلف از محور می‌توان این‌گونه نتیجه‌گیری کرد که در جهت افقی از لبه فرار ایرفویل میزان صدای انتشاریافته در فاصله نزدیک محور مقدار بیشتری نسبت به نقاط دیگر دارد، در حالت کلی برای ایرفویل naca۰۰۲۱ از لبه فرار میزان صدای فشار صوت افزایش‌یافته و در این نقطه بیشترین مقدار را دارد و سپس از این نقطه به بعد، با افزایش فاصله از لبه حمله ایرفویل، به دلیل اتلاف انرژی آکوستیکی، میزان صدای به‌تدریج کاهش می‌یابد.



شکل ۴۳-۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20c$ در قسمت فشاری ایرفویل برای هر سه حفره

قسمت فشاری



شکل ۴۴-۵: نمودار تغییرات سطح فشار صوت در گیرنده $R=20^{\circ}C$ در قسمت فشاری ایرفویل برای هر سه حفره قسمت مکش

همان‌طور که می‌دانیم نویزهای صوتی عمدتاً به دلیل ایجاد آشفتگی و گردابه‌ها در جریان بوجود می‌آیند که این گردابه‌ها، نوسانات فشاری در اطراف جسم ایجاد می‌کنند. هرچقدر گردابه‌ها بزرگ‌تر باشند و سرعت چرخشی بالاتری داشته باشند، نوسانات فشاری بیشتر می‌شوند و متعاقباً نویز صوتی افزایش

می‌یابد. حال هر عاملی که باعث کاهش سرعت چرخشی و اندازه گردابه‌ها شود، نویز صوتی را کاهش می‌دهد.

در مطالعه حاضر تأثیرات تغییر شکل هندسه ایرفویل روی نوسانات فشاری و نویز صوتی مورد بررسی قرار گرفته است. در این مطالعه با ایجاد حفره مدور در قسمت فشاری و مکش ایرفویل، نوسانات فشاری بررسی شده است. این حفره‌ها در فاصله ۰,۲۵C، ۰,۵C و ۰,۷۵C به ترتیب از لبه حمله قرار گرفته است. بعد از حل جریان آشفته روی سطح ایرفویل با وجود حفره‌های مدور، مشاهده شده است که ایجاد حفره در ۰,۲۵C، نوسانات فشاری و نویز صوتی بیشتری از دو حالت دیگر ایجاد می‌کند و همچنین هرچقدر این حفره‌ها به لبه فرار ایرفویل نزدیک می‌شوند، نویز صوتی و نوسانات فشاری کاهش می‌یابد که دلیل این اتفاق این است که با قرار گرفتن حفره در ابتدای لبه حمله، لایه مرزی توربولانسی در حین تشکیل شدن روی ایرفویل و عبور از حفره ایجاد شده در ابتدای آن دچار آشفتگی بیشتر می‌شود و باعث گسترش سریع‌تر ضخامت لایه مرزی توربولانسی می‌شود که این لایه مرزی تا انتهای ایرفویل به سرعت گسترش می‌یابد و همین گسترش سریع باعث ایجاد اغتشاشات بیشتر در جریان پشت ایرفویل می‌شود بنابراین نوسانات فشاری تا فاصله دورتری از پشت ایرفویل ادامه‌دار خواهد بود بالطبع ادامه‌دار بودن اغتشاشات تا فواصل دورتر ناشی از قدرت بیشتر این اغتشاشات یعنی داشتن گردابه با سرعت چرخشی بیشتر و اندازه بزرگ‌تر است که همین عامل باعث زیاد شدن نویز صوتی می‌شود. حال زمانی که حفره‌ها در فاصله دورتری از لبه حمله قرار می‌گیرند، لایه مرزی توربولانسی در فاصله نزدیک به لبه فرار دچار اغتشاش شده و به سرعت رشد پیدا می‌کند که در این حالت زمان کافی برای تقویت و رشد بیشتر به دلیل نزدیک بودن به لبه فرار را ندارد بنابراین این گردابه‌ها و اغتشاشات قدرت کمتری نسبت به گردابه‌ها و اغتشاشات حاصل از حفره‌های نزدیک به لبه حمله دارند در نتیجه، نویز صوتی با قدرت کمتری تولید می‌کنند و این اغتشاشات تا فواصل کمتری نسبت به حالت قبل در پشت ایرفویل ادامه‌دار خواهد بود. با مشاهده نتایج به دست آمده از مطالعه حاضر، دیده می‌شود که ایجاد حفره در هر حالت بررسی شده باعث افزایش نوسانات فشاری و نویز صوتی نسبت به حالت بدون حفره می‌شود. می‌توان نتیجه گرفت

که در زمان گذر جریان لایه مرزی آشفته از روی حفره‌ها، خود حفره‌ها عاملی برای ایجاد گردابه‌ها جدیدی می‌شوند که اگر جهت چرخش این گردابه‌ها هم‌جهت با گردابه‌های لایه مرزی توربولانسی باشد، گردابه‌های تولید شده توسط حفره‌ها، گردابه‌های لایه مرزی را تقویت می‌کنند و باعث افزایش اندازه گردابه‌ها لایه مرزی می‌شود و نویز صوتی را افزایش می‌دهد و اگر جهت چرخشی گردابه‌های تولید شده خلاف جهت چرخش گردابه‌های لایه مرزی باشد، گردابه‌های لایه مرزی را تضعیف کرده و باعث کاهش اندازه گردابه‌ها و بالطبع قدرت آن می‌شود در نتیجه نویز صوتی کاهش می‌یابد. به دلیل اینکه نتایج، افزایش نویز صوتی را نشان می‌دهد نتیجه می‌گیریم که حفره‌ها گردابه‌هایی هم‌جهت با چرخش گردابه‌های لایه مرزی توربولانسی ایجاد کرده‌اند که باعث افزایش نویز صوتی شده است.

۵-۴- نتیجه‌گیری

در این مطالعه سعی شد تأثیرات تغییر شکل هندسه ایرفویل روی نوسانات فشاری بررسی شود. نمودارهای سطح فشار صوت برحسب فرکانس برای شش حالت مختلف یعنی ایجاد حفره در ۰،۲۵C، ۰،۵C و ۰،۷۵C در قسمت فشاری و مکش ایرفویل گرفته شد، در این مطالعه از جریان توربولانسی استفاده شده که در این جریان نویزها و نوسانات فشاری غالباً از طریق گردابه‌ها ایجاد می‌شوند. نمودار سطح فشار صوت، در گیرنده‌ها در فواصل مختلف نشان داده شده است. در این نمودارها مشاهده می‌شود که نوسانات فشاری با ایجاد حفره در ایرفویل بیشتر از حالت بدون حفره است که نشان می‌دهد بودن حفره باعث تشکیل گردابه شده و از لحاظ آکوستیکی باعث افزایش نویز می‌شود که حاصل از گردابه‌های تشکیل شده است. با بررسی نتایج برای تمام حالت‌ها مشاهده شد حفره بر روی ایرفویل از لحاظ آکوستیکی مناسب نیست.

در نمودارهای گرفته شده SPL بر حسب فرکانس دیده می‌شود که در هیچ فرکانسی، کاهش نویز صوتی نخواهیم داشت. پس نتیجه گرفته می‌شود که استفاده از مواد دارای تخلخل برای ساخت ایرفویل باعث افزایش نویزهای صوتی می‌شود.

۵-۵- پیشنهادات

- ❖ تأثیر کنترل فعال جریان مانند مکش و دمش در پدیده آکوستیک پره توربین و تأثیر آن برای این منظور می‌توان از ایجاد تغییرات در چگالی و فشار هوای محیط، استفاده کرد.
- ❖ بررسی تأثیر استفاده از روش‌های آشفتگی با دقت بالاتر در پیش‌بینی آکوستیک اطراف پره توربین.
- ❖ همچنین شبیه‌سازی آکوستیک را می‌توان در زمینه‌های دیگر از جمله صنایع خودرویی و ... نیز انجام داد و از نتایج آن برای بهبود وضعیت آلودگی صوتی در صنایع مختلف استفاده کرد.
- ❖ بررسی تأثیر اندازه حفره بر روی آکوستیک اطراف پره و مشاهده میزان اختلاف نتایج آن با نتایج به‌دست‌آمده در این پایان‌نامه می‌تواند گزینه مناسبی برای ادامه‌ی این پایان‌نامه باشد.

منبع‌ها

- [۱] D. Ross, *Mechanics of underwater noise*: Elsevier, ۲۰۱۳.
- [۲] D. Ross and W. Kuperman, "Mechanics of Underwater Noise," *The Journal of the Acoustical Society of America*, vol. ۸۶, pp. ۱۶۲۶-۱۶۲۶, ۱۹۸۹.
- [۳] D. Ross, "Mechanics of underwater noise, Second Edition," *Marine Propeller and Propulsion* ۲۰۰۷.
- [۴] س. اطهری, "روش‌های مصور سازی صدا در تحلیل آکوستیکی" موسسه تحقیقاتی صدا و ارتعاش, ۱۳۹۱.
- [۵] M. Lighthill, "On sound generated aerodynamically," in *Proc. R. Soc. London Ser. A*, ۱۹۵۲, pp. ۵۶۴-۵۸۷.
- [۶] M. J. Lighthill, "On sound generated aerodynamically. II. Turbulence as a source of sound," in *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, ۱۹۵۴, pp. ۱-۳۲.
- [۷] N. Curle, "The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound," in *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, ۱۹۵۵, pp. ۵۰۵-۵۱۴.
- [۸] M. Ghasemian and A. Nejat, "Aero-acoustics prediction of a vertical axis wind turbine using Large Eddy Simulation and acoustic analogy," *Energy*, vol. ۸۸, pp. ۷۱۱-۷۱۷, ۲۰۱۵.
- [۹] M. S. Mathias, E. M. Gennaro, and M. A. Medeiros, "Vortex Generation and Aeroacoustics in Asymmetric Wakes," *Procedia IUTAM*, vol. ۱۴, pp. ۵۹۰-۵۹۴, ۲۰۱۵.
- [۱۰] M. Kuntz, D. Lohmann, J. Lieser, and K. Pahlke, "Comparison of Rotor Noise Predictions by a Lifting Surface Method and Euler Solutions Using Kirchhoff Equation," in *Proc. First Joint CEAS/AQIAA Aeroacoustic Conf.* ۱۹۹۵, ۱۹۹۵.
- [۱۱] Y. Ohta, E. Ota, and K. Tajima, "Evaluation and prediction of blade-passing frequency noise generated by a centrifugal blower," in *ASME ۱۹۹۴ International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, ۱۹۹۴, pp. V۰۰۱T۰۱A۱۰۹-V۰۰۱T۰۱A۱۰۹.
- [۱۲] R. C. Strawn and R. Biswas, "Numerical simulations of helicopter aerodynamics and acoustics," *Journal of computational and applied mathematics*, vol. ۶۶, pp. ۴۷۱-۴۸۳, ۱۹۹۶.
- [۱۳] J. Lieser, D. Lohmann, and C.-H. Rohardt, "Aeroacoustic design of a ۶-bladed propeller," *Aerospace science and technology*, vol. ۱, pp. ۳۸۱-۳۸۹, ۱۹۹۷.
- [۱۴] K.-R. Fehse and W. Neise, "Generation mechanisms of low-frequency centrifugal fan noise," *AIAA journal*, vol. ۳۷, pp. ۱۱۷۳-۱۱۷۹, ۱۹۹۹.

- [١٥] B. R. Jones, W. A. Crossley, and A. S. Lyrintzis, "Aerodynamic and aeroacoustic optimization of rotorcraft airfoils via a parallel genetic algorithm," *Journal of Aircraft*, vol. ٣٧, pp. ١٠٨٨-١٠٩٦, ٢٠٠٠.
- [١٦] C. Chapman, "Some benchmark problems for computational aeroacoustics," *Journal of sound and vibration*, vol. ٢٧٠, pp. ٤٩٥-٥٠٨, ٢٠٠٤.
- [١٧] S. W. Lee and O. J. Kwon, "Aerodynamic shape optimization of hovering rotor blades in transonic flow using unstructured meshes," *AIAA journal*, vol. ٤٤, pp. ١٨١٦-١٨٢٥, ٢٠٠٦.
- [١٨] T. Kim, S. Lee, H. Kim, and S. Lee, "Design of low noise airfoil with high aerodynamic performance for use on small wind turbines," *Science China Technological Sciences*, vol. ٥٣, pp. ٧٥-٧٩, ٢٠١٠.
- [١٩] P. X. C. Domenge and M. Ilie, "Numerical study of helicopter blade-vortex mechanism of interaction using the potential flow theory," *Applied Mathematical Modelling*, vol. ٣٦, pp. ٢٨٤١-٢٨٥٧, ٢٠١٢.
- [٢٠] M. Mohamed, "Aero-acoustics noise evaluation of H-rotor Darrieus wind turbines," *Energy*, vol. ٦٥, pp. ٥٩٦-٦٠٤, ٢٠١٤.
- [٢١] M. Mohamed, "Reduction of the generated aero-acoustics noise of a vertical axis wind turbine using CFD (Computational Fluid Dynamics) techniques," *Energy*, vol. ٩٦, pp. ٥٣١-٥٤٤, ٢٠١٦.
- [٢٢] A. L. Rogers, J. F. Manwell, and S. Wright, "Wind turbine acoustic noise," *Renewable Energy Research Laboratory, University of Massachusetts at Amherst*, ٢٠٠٦.
- [٢٣] A. Giauque, B. Ortun, B. Rodriguez, and B. Caruelle, "Numerical error analysis with application to transonic propeller aeroacoustics," *Computers & Fluids*, vol. ٦٩, pp. ٢٠-٣٤, ٢٠١٢.
- [٢٤] T. F. Brooks, D. S. Pope, and M. A. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction," ١٩٨٩.
- [٢٥] R. K. Amiet, "Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream," *Journal of Sound and vibration*, vol. ٤١, pp. ٤٠٧-٤٢٠, ١٩٧٥.
- [٢٦] W. De Wolf, "Een predictiemethod voor her aerodynamische geluid van winddurbines met horizontale AS," *AS NLR*, ١٩٨٦.
- [٢٧] F. W. Grosveld, "Prediction of broadband noise from horizontal axis wind turbines," *Journal of Propulsion and Power (ISSN ٠٧٤٨-٤٦٥٨)*, vol. ١, pp. ٢٩٢-٢٩٩, ١٩٨٥.
- [٢٨] S. Glegg, S. Baxter, and A. Glendinning, "The prediction of broadband noise from wind turbines," *Journal of sound and vibration*, vol. ١١٨, pp. ٢١٧-٢٣٩, ١٩٨٧.
- [٢٩] K. S. Brentner and F. Farassat, "Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces," *AIAA journal*, vol. ٣٦, ١٩٩٨.
- [٣٠] J. F. Williams and D. L. Hawkings, "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. ٢٦٤, pp. ٣٢١-٣٤٢, ١٩٦٩.
- [٣١] S. Oerlemans, P. Sijtsma, and B. M. López, "Location and quantification of noise sources on a wind turbine," *Journal of sound and vibration*, vol. ٢٩٩, pp. ٨٦٩-٨٨٣, ٢٠٠٧.

- [۳۲] M. Najafipour and E. M. Jafari, "The Effect of the Active Teaching Method on the Academic Achievement in the Religious Concepts," *Procedia-Social and Behavioral Sciences*, vol. ۸۳, pp. ۲۰۴-۲۰۷, ۲۰۱۳.
- [۳۳] M. S. Howe, "Aerodynamic noise of a serrated trailing edge," *Journal of Fluids and Structures*, vol. ۵, pp. ۳۳-۴۵, ۱۹۹۱.
- [۳۴] S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder, and K. Kögler, "Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations," *AIAA journal*, vol. ۴۷, pp. ۱۴۷۰-۱۴۸۱, ۲۰۰۹.
- [۳۵] A. S. Lyrintzis, "The use of Kirchhoff's method in computational aeroacoustics," *Journal of Fluids Engineering*, vol. ۱۱۶, pp. ۶۶۵-۶۷۶, ۱۹۹۴.
- [۳۶] C.-H. Tsai, L.-M. Fu, C.-H. Tai, Y.-L. Huang, and J.-C. Leong, "Computational aero-acoustic analysis of a passenger car with a rear spoiler," *Applied Mathematical Modelling*, vol. ۳۳, pp. ۳۶۶۱-۳۶۷۳, ۲۰۰۹.
- [۳۷] J. Ask and L. Davidson, "Flow and dipole source evaluation of a generic SUV," *Journal of Fluids Engineering*, vol. ۱۳۲, p. ۰۵۱۱۱۱, ۲۰۱۰.
- [۳۸] J. Larsson, L. Davidson, M. Olsson, and L.-E. Eriksson, "AERO ACOUSTIC INVESTIGATION OF AN OPEN CAVITY AT LO! MACH NUMBER," ۲۰۰۳.
- [۳۹] C. K. Tam, "Computational aeroacoustics: an overview of computational challenges and applications," *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, vol. ۱۸, pp. ۵۴۷-۵۶۷, ۲۰۰۴.
- [۴۰] م. ص. نژاد, مبانی جریان‌های آشفته و مدل‌سازی آنها: دانش نگار, ۱۳۸۸.
- [۴۱] M. Islam, M. R. Amin, R. Cariveau, and A. Fartaj, "Investigation of low reynolds number airfoils for fixed-pitch straight-bladed VAWT," in *AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forums and aerospace exposition*, ۲۰۰۹, pp. ۵-۸.
- [۴۲] ع. میرزا علی, "بررسی عددی رفتار آکوستیک جریان سیال در خروجی نازل جت مادون صوت دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل, ۱۳۹۳, ".
- [۴۳] ا. سبحانی, "شبیه‌سازی و تحلیل آیرودینامیکی اثرات حفره بر روی عملکرد توربین بادی محور عمودی داریوس, " ۱۳۹۵.
- [۴۴] K. M. Almohammadi, D. Ingham, L. Ma, and M. Pourkashanian, "CFD modelling investigation of a straight-blade vertical axis wind turbine," in *۱۳th International Conference on Wind Engineering, Amsterdam, Netherland*, ۲۰۱۱.
- [۴۵] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—Part I: model formulation," *Journal of turbomachinery*, vol. ۱۲۸, pp. ۴۱۳-۴۲۲, ۲۰۰۶.
- [۴۶] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA journal*, vol. ۳۲, pp. ۱۵۹۸-۱۶۰۵, ۱۹۹۴.
- [۴۷] H. Versteeg and W. Malalasekera, "An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method," ۲۰۰۷.
- [۴۸] M. R. Castelli, A. Englaro, and E. Benini, "The Darrieus wind turbine: Proposal for a new performance prediction model based on CFD," *Energy*, vol. ۳۶, pp. ۴۹۱۹-۴۹۳۴, ۲۰۱۱.

- [٤٩] N. Gregory and C. O'reilly, *Low-Speed aerodynamic characteristics of NACA ٠٠١٢ aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost*: HM Stationery Office London, ١٩٧٣.

Abstract

helicopter. The noise, which results from the motion of turbulent flow over the helicopter blade and its interaction with the media causes vorticity creation in a variety of different sizes, which is considered as one of the main sources of sound generation in a large range of frequency. In this thesis, the acoustics of helicopter blade is calculated by the aid of numerical simulation. for this aim, first, the turbulent flow field around blades is calculated using a turbulent model, then, the acoustics around the blades are modeled by using Ffowcs-Williams and Hawkings .

The goal of this thesis is to investigate the sound propagating from helicopter blade to different distances, measuring the amplitude of propagation and also the effect of parameters such as the geometry on acoustic results. The obtained results show that in general, the noise amplitude of propagation decreases as the distance of observer location increases. Also in the blade's axis-wise direction, it is observed that the maximum SPL is located at $\pi \cdot C$, which might be caused by stronger vortices behind the blades. Furthermore, the numerical results illustrates that implementing a cavity in the mid-point of blade's chord results in a reduction in noise generation. Although, it was found that using cavity near both leading and trailing edges has no impact on the reduction of noise generated by blades.

Keywords: acoustics, helicopter blade, turbulent flow, composite method, geometry parameters



Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

M.Sc. Thesis in Energy Conversion Engineering

Investigatin of Aeroacoustic phenomenon around the helicopter blade in an unsteady
two-Dimentional state

by
Hadi Bayat

Supervisor
Dr. Ali Khaleghi
Ahmad madadi

Advisor
Farhad ghodak

September ۲۰۱۷