

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه تبریز

دانشکده مهندسی مکانیک
گروه مهندسی مکانیک

رساله

برای دریافت درجه دکترا در رشته تبدیل انرژی

عنوان

بررسی تجربی فرکانس کاهش یافته بر روی یک ایرفویل
در حال نوسان پیچشی در جریان گذر صوت

استاد راهنما

دکتر میر بیوک احقاقی

استاد مشاور

دکتر محمد رضا سلطانی

پژوهشگر

علی گلستانی

تابستان ۱۳۹۳

تقدیم به

مادرم که عشق ورزی به معبود
پدرم که لذت درک ریاضیات
همسر عزیزم که شیرینی آرامش
و دایی عزیزم که اندیشیدن را
در زندگی به من آموختند.

سپاس‌گزاری

پیش از هر چیز از اساتید ارجمندم جناب دکتر احقاقی و جناب دکتر سلطانی تشکر می‌کنم که هدایت این رساله را برعهده گرفتند. بزرگترین شانس من در زندگی این بوده است که در محضر اساتیدی تلمذ کردم که بیش از دانش مهندسی به من دانش انسان بودن را آموخته‌اند. در این بین اگر حمایت‌های مادی جناب دکتر وزیری ریاست محترم دفتر طراحی هواگرد هسا و حمایت‌های معنوی جناب مهندس شیروانی ریاست گروه آیرودینامیک آن مجموعه نبود انجام این تز ممکن نمی‌نمود. دوستان زیادی مرا در مراحل مختلف یاری رساندند که بی شک ره را بر من هموار ساختند. از آقای مهندس دوامی و صادق زاده به خاطر طراحی مدل، جناب مهندس کرباسیان به خاطر ساخت مدل، آقایان مهندس، مشهدی و ناظمی که در داده‌برداری و آقایان مهندس وزیری و طالبی و عبدی که در آماده‌سازی داده‌های اولیه نقش بسزایی داشتند و جناب دکتر مصدري به خاطر نظارت بر پالایش داده‌ها کمال تشکر و قدردانی را دارم. همچنین از آقایان مهندس دادخواه و مسعودی مقدم به خاطر کمک در شبیه‌سازی‌های عددی و جناب دکتر دهقان منشادی به خاطر کمک‌های فکری کمال امتنان را دارم. در پایان از دوستان مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (مهندس حقیری، مهندس درستی، مهندس کلانتری) که با همراهی آنها تست‌ها گرفته شد سپاسگزارم.

نام خانوادگی: گلستانی	نام: علی
بررسی تجربی فرکانس کاهش یافته بر روی یک ایرفویل در حال نوسان پیچشی در جریان گذر صوت	
استاد راهنما: دکتر میر بیوک احقایی	
استاد مشاور: دکتر محمدرضا سلطانی	
مقطع تحصیلی: دکترا	رشته: مهندسی مکانیک
گرایش: تبدیل انرژی	
دانشگاه: تبریز	
دانشکده: مهندسی مکانیک	
تاریخ فارغ التحصیلی: تابستان ۹۳	
تعداد صفحه: ۱۳۸	
کلید واژه‌ها: ایرفویل فوق بحرانی، بافتینگ(لرز)، فلاتر(اهتزاز)، گذر صوت، تونل باد، فرکانس کاهش یافته	
<p>چکیده:</p> <p>دو پدیده مهم آیرودینامیک، لرز(بافت) و اهتزاز(فلاتر) از دیدگاه آیرودینامیکی به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در این راستا تست‌هایی روی یک ایرفویل فوق بحرانی(۴۱۰SC) در حالت استاتیکی و دینامیکی در رژیم گذر صوت انجام شد. در تست‌های استاتیکی پدیده لرزش شوک روی ایرفویل(لرز) مورد مطالعه کامل قرار گرفت. برای تعیین آستانه لرزش روشهای تجربی متداول بررسی شده و روش جدیدی ارائه گردیده است. در تست‌های دینامیکی نیز پدیده اهتزاز شبیه سازی شد. در تست‌های اهتزاز از دیدگاه سازه ای به مدل اجازه نوسان آزاد داده می‌شود تا احتمال رخداد آن بررسی گردد اما در تست‌های آیرودینامیکی اهتزاز، به مدل نوسان اجباری اعمال می‌گردد تا با تکرار شدن پدیده در طول زمان اثرات آیرودینامیکی آن شناسایی شوند. طبیعی است که در این حالت امکان تشخیص رخداد یا عدم رخداد اهتزاز وجود ندارد. پژوهش حاضر از این دیدگاه نیز تنها روش موجود برای بررسی احتمال رخداد اهتزاز در تست‌های نوسان اجباری را بررسی کرده و با بررسی بیشتر خصوصیات جریان مجموعه شرایط کاملتری را برای تشخیص این پدیده در تست‌های نوسان اجباری ارائه نموده است. در طول تست ها فرکانس کاهش یافته به عنوان فاکتور سنجش ناپایایی پدیده‌هایی چون لرز و اهتزاز بررسی شده و اثر پارامترهای مختلف بر آن مورد ارزیابی قرار گرفته است.</p>	

فهرست مطالب

فصل ۱- ۱۳

۱۳	۱-۱- مقدمه
۱۵	۲-۱- مبانی نظری
۱۶	۱-۲-۱- لرز
۱۸	۲-۲-۱- اهتزاز
۲۲	۳-۱- پیشینه پژوهش
۳۵	۴-۱- هدف پژوهش حاضر

فصل ۲- ۳۷

۳۷	۱-۲- وسایل آزمایش
۳۷	۱-۱-۲- تونل باد
۳۹	۲-۱-۲- مدل بال
۴۹	۳-۱-۲- دستگاه نوسان ساز
۵۰	۴-۱-۲- دستگاه تصویر برداری سایه نگاری
۵۱	۵-۱-۲- حسگرهای فشاری
۵۵	۶-۱-۲- سیستم داده برداری
۵۷	۲-۱-۷- نرم افزار پردازش داده ها
۵۸	۲-۲- روش آزمایش و تجزیه داده ها
۵۸	۱-۲-۲- جدول تستها
۶۰	۲-۲-۲- بررسی خطا و عدم قطعیت
۶۷	۳-۲-۲- اعتبارسنجی نتایج
۶۹	۴-۲-۲- تکرار پذیری نتایج
۷۰	۵-۲-۲- تعیین تاخیر زمانی
۷۱	۶-۲-۲- پالایش داده ها
۷۳	۷-۲-۲- تصحیح اثر تونل
۷۶	۸-۲-۲- آفست جرم ظاهری

فصل ۳- ۷۷

- ۷۷ ۳-۱- نتایج تست های استاتیکی
- ۸۸ ۳-۲- ارائه روشی نوین برای تشخیص لرز
- ۹۸ ۳-۳- نتایج تست های دینامیکی
- ۱۰۷ ۳-۴- ارائه روشی برای تشخیص اهتزاز در تستهای نوسان اجباری
- ۱۱۸ ۳-۵- نتیجه گیری و پیشنهاد

فصل ۴- مراجع ۱۲۰

فصل ۵- ضمائم ۱۲۵

- ۱۲۵ ۵-۱- محاسبه ضرایب پایداری دینامیکی در تست های نوسانی پیچشی
- ۱۲۷ ۵-۲- نحوه محاسبه برآ
- ۱۲۹ ۵-۳- شرایط تست
- ۱۳۱ ۵-۴- خصوصیات جریان
- ۱۳۲ ۵-۵- تعیین فرکانس غالب در تست های نوسانی

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱- تغییرات غیر خطی ضریب برآی ایرفویل ناکا ۶۶۲۱۰ در محدوده جریان گذر صوت [۲] ... ۱۳
- شکل ۲-۱- شبیه سازی نوسان کوتاه مدت [۴] ۱۴
- شکل ۳-۱- تداخل علوم مکانیک سیالات و جامدات [۹] ۱۶
- شکل ۴-۱- نمایی از پدیده لرز [۱۰] ۱۷
- شکل ۵-۱- محدوده لرز ایرفویل [۱۲] ۱۷
- شکل ۶-۱- تیر(بال) یکسر درگیر داخل تونل باد- قبل از فلاتر(چپ) و بعد از فلاتر(راست) [۱۵] ۱۹
- شکل ۷-۱- سیستم تستهای آیرولاستیسیته سازهای-نوسان آزاد [۷] و نمونه ی از استهلاک نوسان اولیه [۱۸] ۲۰
- شکل ۸-۱- تشریح فیزیک رخداد اهتزاز ناشی از ترکیب مودهای ارتعاشی خمشی و پیچشی [۱۹] ۲۱
- شکل ۹-۱- سیستم تستهای آیرولاستیسیته آیرودینامیکی- نوسان اجباری [۲۰] ۲۲
- شکل ۱۰-۱- حساسیت مساله اهتزاز در رژیم گذر صوت [۲۲] ۲۳
- شکل ۱۱-۱- تاثیر بال فوق بحرانی در به تاخیر انداختن ماخ پسا افزا [۲۵] ۲۴
- شکل ۱۲-۱- بررسی تغییرات دنباله در وضعیت رخداد پدیده لرز [۳۲] ۲۵
- شکل ۱۳-۱- مولفه نوسانی ضریب فشار بر اساس ضریب برآ و عدد ماخ در طول و لبه فرار ایرفویل ویتکامب [۳۱, ۳۲] ۲۶
- شکل ۱۴-۱- رابطه بین قدرت شوک و ضخامت لایه مرزی لبه فرار با موقعیت شوک روی ایرفویل CAST7/D0A1 ناشی از پدیده لرز [۱۲] ۲۶
- شکل ۱۵-۱- بررسی دامنه و فاز حسگرهای فشاری روی ایرفویل BGK No. 1 ناشی از پدیده لرز [۳۰] ۲۷
- شکل ۱۶-۱- تشدید فرکانس نوسانات فشاری ناشی از پدیده لرز در راستای وتر [۲۷] ۲۸
- شکل ۱۷-۱- تغییرات فرکانس لرز با عدد ماخ(راست)-طیف نگاری نوسانات سطحی ایرفویل(چپ) [۲۸] ۲۸
- شکل ۱۸-۱- مقایسه دامنه وفاز نوسانات فشاری در فرکانسهای نوسانی مختلف [۲۰] ۳۰
- شکل ۱۹-۱- مولفه حقیقی و موهومی ضرایب نیروی نرمال و گشتاور [۲۰] ۳۱
- شکل ۲۰-۱- ناپدید شدن شوک در اثر نوسان ایرفویل [۲۰] ۳۱
- شکل ۲۱-۱- حلقه ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل NLR۷۲۲۳-۶۲ [۳۶] ۳۲
- شکل ۲۲-۱- تاثیر تغییر فرکانس و دامنه نوسان بر دامنه و تغییر فاز نوسانات فشاری [۳۳] ۳۳
- شکل ۲۳-۱- تاثیر عدد ماخ بر موقعیت شوک حین نوسان ایرفویل [۳۵] ۳۳
- شکل ۲۴-۱- تاثیر فرکانس بر مولفه های حقیقی و موهومی نوسانات فشاری [۳۴] ۳۴
- شکل ۲۵-۱- روند تغییرات نوسانات فشاری با عدد ماخ در تست نوسانی ایرفویل [۱۸] ۳۵

- شکل ۱-۲- نمای کلی تونل باد گذر صوت مرکز قدر ۳۷
- شکل ۲-۲- نمای داخل محفظه تست با صفحات متخلخل در بالا و پایین ۳۸
- شکل ۳-۲- تاثیر تخلخل دیواره بر انسداد ماخ جریان ۳۹
- شکل ۴-۲- توزیع خیز بال ۰۴۱۰(۲)SC با استفاده از تحلیل نرم افزار آباکوس ۴۰
- شکل ۵-۲- ضریب انسداد جریان بر اساس عدد ماخ [۴۰] ۴۱
- شکل ۶-۲- توزیع فشار روی ایرفویل ۰۴۱۰SC در ماخ ۰/۷۵ در زوایای حمله مختلف با استفاده از تحلیل عددی فلونتت [۴۲] ۴۱
- شکل ۷-۲- محل سوراخهای فشاری روی سطح بالا و پایین ایرفویل ۴۲
- شکل ۸-۲- نحوه سوراخکاری و لوله گذاری بال ۴۲
- شکل ۹-۲- محفظه طراحی شده برای قرار دادن حسگرهای کولایت در زیر بال ۴۳
- شکل ۱۰-۲- قسمتهای مختلف شفت طراحی شده ۴۴
- شکل ۱۱-۲- شفت و یاتاقان طراحی شده ۴۵
- شکل ۱۲-۲- پایه نگهدارنده مدل ۴۶
- شکل ۱۳-۲- آنالیز تنش مدل و شفت ۴۷
- شکل ۱۴-۲- سیستم بال نوسانی متداول در دنیا ۴۸
- شکل ۱۵-۲- نمایی کلی از وضعیت قرار گیری بال، شفت و پایه در مدل طراحی شده ۴۸
- شکل ۱۶-۲- نمایی از سیستم نوسان دهنده ۴۹
- شکل ۱۷-۲- پتانسیومترهای سمت چپ و راست مدل ۵۰
- شکل ۱۸-۲- اساس کار سیستم سایه نگاری [۴۳] ۵۱
- شکل ۱۹-۲- سیستم سایه نگاری ۵۱
- شکل ۲۰-۲- محل قرار گیری حسگرها روی بال ۵۲
- شکل ۲۱-۲- حسگر فشاری هانیول ۵۲
- شکل ۲۲-۲- نمودار کالیبراسیون یک حسگر فشاری هانیول ۵۳
- شکل ۲۳-۲- حسگر فشاری کولایت ۵۴
- شکل ۲۴-۲- تعبیه حسگرهای کولایت داخل محفظه مدل حاضر ۵۵
- شکل ۲۵-۲- راست: نمایی از برد ۳-۶۴E-۶۴E-۳ NI-DAQ - چپ: برد ترمینال ۱۰۰-SCB ۵۶
- شکل ۲۶-۲- نمایی از بردهای NI۹۲۳۷ همراه برد کنترلر NI cRIO۹۰۲۲ ۵۷
- شکل ۲۷-۲- نرم افزار لب ویو جهت پردازش داده ها ۵۸
- شکل ۲۸-۲- کانتور ماخ ۰/۶۵ زاویه حمله ۶ درجه ۵۹
- شکل ۲۹-۲- تغییرات ماخ و فشار در طول محفظه تست تونل باد ۶۰
- شکل ۳۰-۲- تفاوت خطای دقت (تصادفی) و خطای پیش فرض (سیستم) [۴۵] ۶۱

- شکل ۲-۳۱-توزیع نرمال گوسین [۴۵]..... ۶۳
- شکل ۲-۳۲-پراکندگی ولتاژ داده‌های خام رسم شده ۶۴
- شکل ۲-۳۳-فراوانی داده‌های خام و نمودار توزیع نرمال انطباق داده شده ۶۵
- شکل ۲-۳۴-مقایسه توزیع فشار روی ایرفویل NACA۰۰۱۲ در ماخ ۰/۸ زاویه صفر درجه در تونل حاضر با نتایج مک دیویت [۴۷]..... ۶۸
- شکل ۲-۳۵-مقایسه توزیع فشار تجربی با عددی روی ایرفویل SC(۲)۰۴۱۰ در نرم افزار فلوئنت ۶۸
- شکل ۲-۳۶-مقایسه توزیع فشار روی ایرفویل در دو روز مختلف-ماخ ۰/۶۵ زاویه حمله ۵ درجه ۶۹
- شکل ۲-۳۷-آزمایش تعیین تاخیر زمانی ۷۰
- شکل ۲-۳۸-نمونه ولتاژ ثبت شده و اصلاح شده ۷۱
- شکل ۲-۳۹-داده‌های ثبت شده و فیلتر شده از تغییرات زاویه حمله ۷۳
- شکل ۲-۴۰-تفاوت خطوط جریان حول ایرفویل در جریان آزاد و داخل تونل [۴۹]..... ۷۴
- شکل ۲-۴۱-ضریب تصحیح انسداد دنباله [۴۹]..... ۷۴
- شکل ۳-۱-توزیع فشار روی ایرفویل SC۰۴۱۰-ماخ ۰/۶۱..... ۷۷
- شکل ۳-۲-بردارهای نرمال و محوری روی ایرفویل [۵۰]..... ۷۸
- شکل ۳-۳-ضریب برآی ایرفویل SC۰۴۱۰ در محدوده گذر صوت ۷۹
- شکل ۳-۴-ضریب گشتاور در یک چهارم وتر ایرفویل SC۰۴۱۰ در محدوده گذر صوت ۷۹
- شکل ۳-۵-مقایسه تغییرات ضریب برآ با عدد ماخ در زاویه حمله ثابت برای ایرفویل حاضر و ایرفویل NACA۶۶-۲۱۰ [۲]..... ۸۰
- شکل ۳-۶-مقایسه توزیع فشار یک ایرفویل فوق بحرانی با یک ایرفویل متداول ناکا [۲۴]..... ۸۱
- شکل ۳-۷-مقایسه تغییرات ضریب گشتاور با عدد ماخ در زاویه حمله ثابت برای ایرفویل حاضر و ایرفویل NACA۶۶-۲۱۰ [۲]..... ۸۲
- شکل ۳-۸-عقب ترین و جلوترین موقعیت شوک ناشی از پدیده لرز در ماخ ۰,۸۰ - زاویه حمله ۲,۶ درجه ۸۳
- شکل ۳-۹-بررسی نوسانات فشاری ماخ ۰/۶۶ در زوایای محدوده واماندگی ۸۴
- شکل ۳-۱۰-تصاویر سایه نگاری از تغییر موقعیت و قدرت شوک با افزایش زاویه حمله ۸۵
- شکل ۳-۱۱-ناحیه نوسانی شوک و آستانه لرز برای ایرفویل BGK No.۱ [۵۱]..... ۸۶
- شکل ۳-۱۲-تابع طیف توانی نوسانات روی ایرفویل در زوایای حمله مختلف-ماخ ۰/۶۶ ۸۷
- شکل ۳-۱۳-توزیع فشار روی ایرفویل مذکور-ماخ ۰/۸۰ ۸۸
- شکل ۳-۱۴-تغییرات فشار لبه فرار بر اساس زاویه حمله در ماخ ۰/۸۰ ۸۹
- شکل ۳-۱۵-تغییرات مولفه نوسانی نیروی عمودی بال در ماخ ۰,۶۶-زوایای حمله متفاوت ۹۰

- شکل ۳-۱۶- رفتار حسگرهای فشاری در برابر لایه مرزی در ناحیه چسبیده- موقعیت شوک و ناحیه جدایش بعد از شوک [۵۶] ۹۰
- شکل ۳-۱۷- نوسانات حسگرهای فشاری در ماخ ۰/۷۶ در زوایای ۴/۷۸ و ۳/۳۱ درجه ۹۱
- شکل ۳-۱۸- محاسبه فاصله جدایش از لبه فرار بر اساس تغییرات عدد ماخ ۹۲
- شکل ۳-۱۹- توزیع فشار روی ایرفویل مذکور- ماخ ۰/۷۶ ۹۳
- شکل ۳-۲۰- تصاویر سایه نگاری در ماخ ۰/۷۶- چپ: زاویه ۳/۳۱ درجه- راست: زاویه ۴/۷۸ درجه ۹۳
- شکل ۳-۲۱- جابجایی شوک روی ایرفویل در ماخ ۰/۷۶ - زاویه ۴/۷۸ درجه ۹۴
- شکل ۳-۲۲- توزیع فشار روی ایرفویل مذکور- ماخ ۰,۷۱ ۹۴
- شکل ۳-۲۳- توزیع فشار روی ایرفویل مذکور- ماخ ۰/۶۶ ۹۵
- شکل ۳-۲۴- آستانه لرز برای ایرفویل SC۰۴۱۰ بر اساس روش پیشنهادی در مقایسه با روشهای متداول ۹۶
- شکل ۳-۲۵- توزیع مولفه فشار استاتیکی (چپ) و مولفه نوسانی فشار (راست)- ماخ ۰/۷۱ [۵۷] ۹۷
- شکل ۳-۲۶- تاریخچه نوسانات فشاری حسگرها در زوایای مختلف- ماخ ۰/۷۱ [۵۷] ۹۷
- شکل ۳-۲۷- پارامترهای مربوط به فشار برای یک ایرفویل نوسانی [۲۰] ۹۸
- شکل ۳-۲۸- حلقه دینامیکی ضریب برآ با دامنه نوسانی پایین تر از زاویه واماندگی استاتیکی [۳۶] ... ۱۰۰
- شکل ۳-۲۹- مقایسه ضریب برآ در ماخ ۰/۶۶ در تست های استاتیکی و دینامیکی ۱۰۰
- شکل ۳-۳۰- حلقه دینامیکی ضریب برآ با دامنه نوسانی حول زاویه واماندگی استاتیکی [۳۶] ۱۰۱
- شکل ۳-۳۱- اثر تغییر دامنه نوسانی بر حلقه ضریب برآ - ماخ ۰/۷۶- فرکانس ۳Hz ۱۰۲
- شکل ۳-۳۲- اثر تغییر دامنه نوسانی بر دامنه نوسانات فشاری در طول ایرفویل- ماخ ۰/۷۶- فرکانس ۳Hz ۱۰۲
- شکل ۳-۳۳- اثر تغییر دامنه نوسانی بر اختلاف فاز حسگرها در طول ایرفویل- ماخ ۰/۷۶- فرکانس ۳Hz ۱۰۳
- شکل ۳-۳۴- اثر تغییر ماخ بر حلقه ضریب برآ در دامنه نوسانی ۱ درجه، فرکانس ۶Hz ۱۰۳
- شکل ۳-۳۵- اثر تغییرات ماخ بر دامنه نوسانات ضریب فشار حسگرها در طول ایرفویل- دامنه نوسانی ۱ درجه، فرکانس ۶Hz ۱۰۴
- شکل ۳-۳۶- اثر تغییرات ماخ بر اختلاف فاز حسگرها در طول ایرفویل - دامنه نوسانی ۱ درجه، فرکانس ۶Hz ۱۰۴
- شکل ۳-۳۷- اثر تغییر فرکانس بر حلقه ضریب برآ در دامنه نوسانی ۱ درجه، ماخ ۰/۸ ۱۰۵
- شکل ۳-۳۸- تغییرات حلقه برآ با افزایش فرکانس (فرکانس کاهش یافته) [۵] ۱۰۵
- شکل ۳-۳۹- اثر تغییر فرکانس بر دامنه نوسانات ضریب فشار حسگرها در دامنه نوسانی ۱ درجه، ماخ ۰/۸ ۱۰۶

- شکل ۳-۴۰- اثر تغییر فرکانس بر تغییر فاز در دامنه نوسانی ۱ درجه، ماخ ۰/۸ ۱۰۶
- شکل ۳-۴۱- ضریب گشتاور یک دوره نوسانی و تغییر فاز نقاط در ماخ ۰/۷۶- زاویه استاتیکی ۵ درجه- فرکانس ۹ هرتز- دامنه نوسان ۱ درجه ۱۰۷
- شکل ۳-۴۲- نوسانات فشاری و توزیع فشار روی ایرفویل در ماخ ۰/۷۶- زاویه استاتیکی ۵ درجه- فرکانس ۹ هرتز- دامنه نوسان ۱ درجه ۱۰۸
- شکل ۳-۴۳- تصاویر سایه نگاری از بال در شرایط ماخ ۰/۷۶- زاویه استاتیکی ۴ درجه- فرکانس ۹ هرتز- دامنه نوسان ۱ درجه ۱۰۹
- شکل ۳-۴۴- ضرایب آیرودینامیکی در یک دوره نوسانی - ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۱ درجه- فرکانس ۲ هرتز- دامنه نوسان ۵ درجه ۱۰۹
- شکل ۳-۴۵- وضعیت اختلاف فاز نقاط موجود روی بال با زاویه نوسانی- ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۱ درجه- فرکانس ۲ هرتز- دامنه نوسان ۵ درجه ۱۱۰
- شکل ۳-۴۶- نوسانات فشاری حسگرها و توزیع فشار روی ایرفویل - ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۱ درجه- فرکانس ۲ هرتز- دامنه نوسان ۵ درجه ۱۱۱
- شکل ۳-۴۷- ضرایب آیرودینامیکی، نوسانات فشاری - ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۴ درجه- فرکانس ۳ هرتز- دامنه نوسان ۳ درجه ۱۱۲
- شکل ۳-۴۸- وضعیت اختلاف فاز نقاط موجود روی بال با زاویه نوسانی- ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۱ درجه- فرکانس ۳ هرتز- دامنه نوسان ۳ درجه ۱۱۳
- شکل ۳-۴۹- توزیع فشار روی ایرفویل- ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۴ درجه- فرکانس ۳ هرتز- دامنه نوسان ۳ درجه ۱۱۳
- شکل ۳-۵۰- اختلاف فاز و نوسانات فشاری نقاط موجود روی بال - ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۴ درجه- فرکانس ۳ هرتز- دامنه نوسان ۳ درجه ۱۱۴
- شکل ۳-۵۱- توزیع فشار روی ایرفویل - ماخ ۰/۶۶- زاویه استاتیکی ۴ درجه- فرکانس ۶ هرتز- دامنه نوسان ۳ درجه ۱۱۵
- شکل ۳-۵۲- ضرایب آیرودینامیکی- ماخ ۰/۷- زاویه استاتیکی ۲ درجه- فرکانس ۲ هرتز- دامنه نوسان ۵ درجه ۱۱۵
- شکل ۳-۵۳- ضرایب آیرودینامیکی- نوسانات فشاری حسگرها و توزیع فشار- ماخ ۰/۷- زاویه استاتیکی ۲ درجه- فرکانس ۲ هرتز- دامنه نوسان ۵ درجه ۱۱۶
- شکل ۵-۱- تغییرات ضریب برآ (تحلیل عددی) بر اساس زاویه حمله در ماخ مختلف ۱۲۷
- شکل ۵-۲- فرکانس غالب در ماخ ۰/۶۶- دامنه نوسانی ۱ درجه- فرکانس ۳ هرتز- زاویه استاتیکی ۵ درجه ۱۳۲
- شکل ۵-۳- فرکانس غالب در ماخ ۰/۶۶- دامنه نوسانی ۱ درجه- فرکانس ۶ هرتز- زاویه استاتیکی ۵ درجه ۱۳۲
- شکل ۵-۴- فرکانس غالب در ماخ ۰/۶۶- دامنه نوسانی ۱ درجه- فرکانس ۹ هرتز- زاویه استاتیکی ۵ درجه ۱۳۳

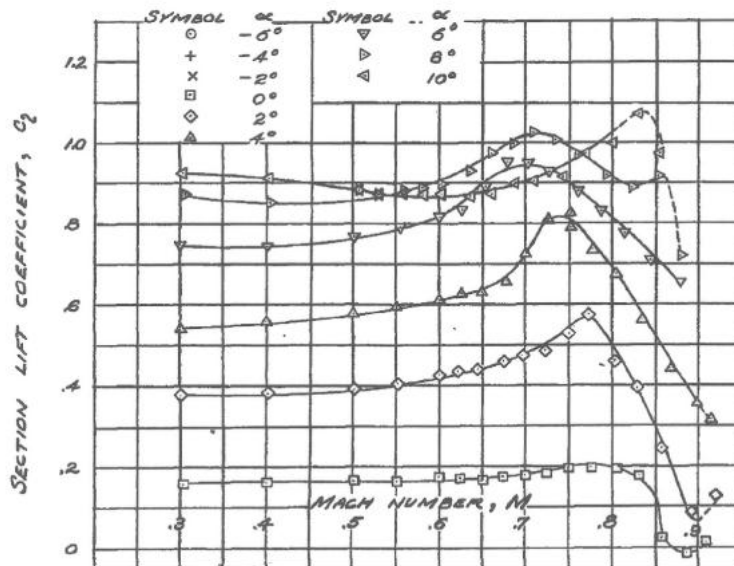
فهرست جداول

جدول ۱-۱- تاریخچه انجام تستهای گذر صوت روی ایرفویل‌های فوق بحرانی در راستای مطالعه پدیده لرز بر اساس ضخامت.....	۲۵
جدول ۱-۲- مطالعه تغییرات فرکانس کاهش یافته در زوایا و اعداد ماخ مختلف مربوط به تستهای تشخیص آستانه لرز(استاتیکی) [۱۰].....	۲۷
جدول ۱-۳- تاریخچه انجام تستهای گذر صوت روی ایرفویل‌های فوق بحرانی در راستای مطالعه پدیده اهتزاز بر اساس ضخامت.....	۲۹
جدول ۱-۲- نسبت انسداد و خیز بال برای ایرفویل‌های فوق بحرانی متفاوت.....	۴۰
جدول ۲-۲- جدول تستها.....	۵۹
جدول ۲-۳- عدم قطعیت پارامترهای موجود در تحقیق حاضر با سطح اطمینان ۹۵٪.....	۶۷
جدول ۲-۴- مقادیر اصلاح شده برای عدد ماخ ۰/۷۵ و زاویه حمله استاتیکی ۵ درجه.....	۷۶
جدول ۱-۳- فرکانس کاهش یافته پدیده لرز برای ایرفویل مورد آزمایش.....	۸۷
جدول ۲-۳- فرکانس کاهش یافته پدیده اهتزاز برای ایرفویل مورد آزمایش.....	۱۱۷
جدول ۱-۵- مشخصات استاتیکی جریان.....	۱۳۱

فصل ۱-

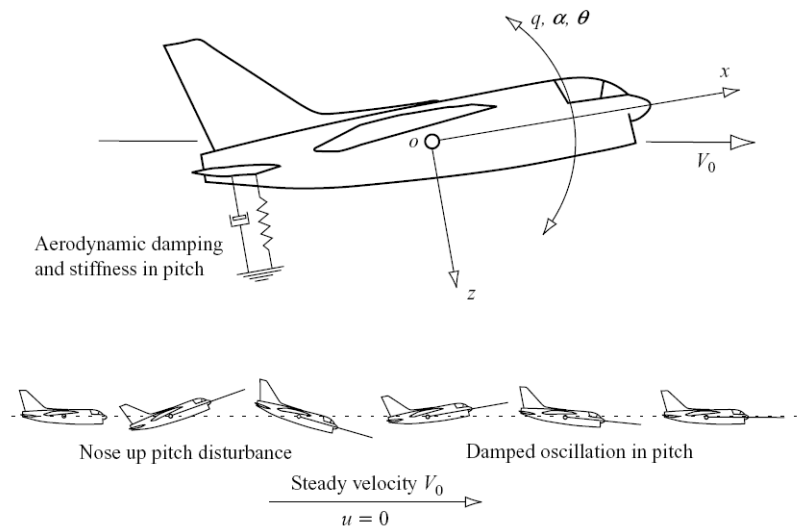
۱-۱- مقدمه

اندرکنش مسایل آیرودینامیکی و سازه‌ای منجر به پیدایش شاخه‌ای از علم هوافضا شده است که به آن دانش آیروالاستیسیته می‌گویند. اهمیت این دانش تا آنجاست که در بسیاری از متون مربوطه، آیرودینامیک را آیروالاستیسیته بدون در نظر داشت مسائل سازه‌ای نامیده‌اند [۱]. از طرفی در آیرودینامیک جریان بر اساس سرعت صوت سنجیده می‌شود که متناسب با آن رژیم فروصوت، گذر صوت، فرا صوت و ورا صوت به وجود می‌آید. از این میان رژیم گذر صوت نسبت به سایر رژیم‌ها از پیچیدگی خاصی برخوردار است. چرا که روابط حاکم بر آن بر خلاف سایر رژیم‌ها روابط غیر خطی است [۲]. به عنوان مثال همانطور که در شکل ۱-۱ دیده می‌شود در محدوده فروصوت ضریب برآ در زوایای مختلف نسبت به عدد ماخ تغییر آنچنانی ندارد. اما با ورود به حوزه گذر صوت نمودار از حالت خطی خارج می‌شود.



شکل ۱-۱- تغییرات غیر خطی ضریب برآی ایرفویل ناکا ۶۶۲۱۰ در محدوده جریان گذر صوت [۲]

امروزه با پیشرفت دانش آیرودینامیک، قیافه هواگردها به پرنده‌ها بسیار شبیه شده است. حذف دم عمودی، افزایش دهنه بالها و ادغام بال و بدنه از این نمونه‌ها هستند. این تغییرات نوسانات بیشتری در سازه پرنده در پی دارد. هر نوسانی منجر به ایجاد یک تاخیر فاز بین حرکت مربوطه و پاسخ آیرودینامیکی آن می‌شود زیرا فیزیک جریان روی اجسام نوسان دار نمی‌تواند بلافاصله خود را با جسم هماهنگ کند که متعاقباً ناپایداری آیرودینامیکی آنرا بهمراه دارد [۳]. فیزیک حاکم بر آیرودینامیک ناپایا بسیار پیچیده‌تر از آیرودینامیک پایا است. حال چنانچه مساله مورد مطالعه، ترکیبی از موارد فوق باشد (آیرودینامیک ناپایا در رژیم گذر صوت با ملاحظات سازه‌ای) پیچیدگی‌های آن دوچندان می‌شود. تحقیق پیشرو به بررسی اثرات ناپایای آیرودینامیکی بر روی یک مدل بال دوبعدی (ایرفویل) در حال استاتیکی و نوسانی پیشی در رژیم گذر صوت می‌پردازد. شبیه سازی حرکت نوسانی پیشی به نوعی شبیه سازی حرکت نوسانی کوتاه مدت^۱ هواپیماست (در این حالت سرعت ثابت است اما زاویه حمله، زاویه وضعیت و نرخ پیشی هواپیما متغیر است - شکل ۱-۲) که در بدست آوردن بخشی از ضرایب پایداری دینامیکی طولی هر پرنده نقش بسزایی دارد [۴]. این شبیه سازی در توجیه رفتار پیشی پره بالگردها نیز به کار می‌رود [۵].



شکل ۱-۲- شبیه سازی نوسان کوتاه مدت [۴]

در ادامه این فصل، ارائه مبانی نظری در رابطه با تحقیق حاضر، کارهای انجام شده پیشینیان در این زمینه و همچنین نوآوری‌های تحقیق مورد بررسی قرار می‌گیرد. فصل دوم در رابطه با وسایل انجام آزمایش و

^۱ Short period

روش انجام آن و تجزیه داده‌ها می‌باشد. فصل سوم نیز به واکاوی داده‌ها و تحلیل اطلاعات به دست آمده از آزمایش اختصاص داده شده است.

۱-۲- مبانی نظری

تست‌های تجربی تونل باد به دو دسته کلی استاتیکی و دینامیکی تقسیم می‌شوند. در تست‌های استاتیکی ضرایب آیرودینامیکی جهت پرواز پایا (c_L, c_D, c_m, \dots) و ضرایب پایداری استاتیکی ($c_{m\alpha}, c_{n\beta}, c_{l\beta}, \dots$) جهت پاسخ آنی هواپیما مورد مطالعه قرار می‌گیرد. تست‌های دینامیکی (نوسانی) به دو دسته نوسانی اجباری^۱ و نوسانی آزاد^۲ تقسیم می‌شوند. در نوسان اجباری دامنه نوسان القا شده طی زمان ثابت می‌ماند اما در نوسان آزاد، به جسم نوسان اولیه‌ای القا شده و دامنه نوسانات در طول زمان می‌تواند افزایش یا کاهش یابد. از طریق انجام تست‌های نوسانی اجباری و همچنین نوسان آزاد می‌توان به ضرایب پایداری دینامیکی ($c_{m\dot{\alpha}}, c_{n\dot{\beta}}, c_{l\dot{\beta}}, \dots$) دست پیدا کرد [۶] که در واقع برای بررسی پاسخ دراز مدت هواپیما نسبت به شرایط ناپایا (مانور، جبهه ناگهانی هوا^۳ و...) مورد استفاده قرار می‌گیرند (ضمیمه ۱).

تست‌های نوسانی آزاد در حوزه آیروالاستیسته [۷] نیز تعریف می‌گردد. آیروالاستیسته همانطور که از نامش پیداست از تداخل دانش آیرودینامیک و الاستیسته به وجود می‌آید. آیرودینامیک به مطالعه حرکت اجسام در هوا و نیروهای وارد بر آنها و الاستیسته به مطالعه تغییر شکل اجسام و برگشت پذیری آنها به حالت اولیه می‌پردازد [۸]. در این میان مسائلی که از تداخل آیرودینامیک و الاستیسته صرف به وجود بیایند دانش آیروالاستیسته استاتیکی را بنا می‌نهند. مسائلی چون واگرایی^۴، عملکرد معکوس شهپر^۵ در این حوزه تعریف می‌شوند. چنانچه آیرودینامیک و الاستیسته با دانش دینامیک هم تلاقی یابند یکی از پیچیده‌ترین حوزه‌های مهندسی هوافضا به نام آیروالاستیسته دینامیکی پدید می‌آید (شکل ۱-۳). پدیده‌های خطی این حوزه شامل لرز، اهتزاز، وزوز^۶ و پدیده‌های غیرخطی آن واگرایی دینامیکی^۷، و اماندگی اهتزاز^۸ و نوسانات سیکل محدود^۱ می‌باشند [۹].

^۱ Forced oscillations

^۲ Free oscillations

^۳ Gust

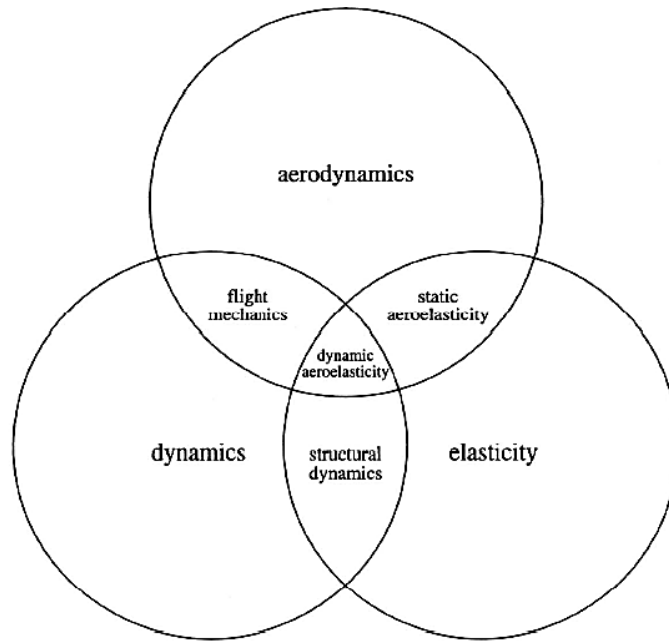
^۴ Divergence

^۵ Aileron reversal

^۶ Buzz

^۷ Dynamic stall

^۸ Stall flutter



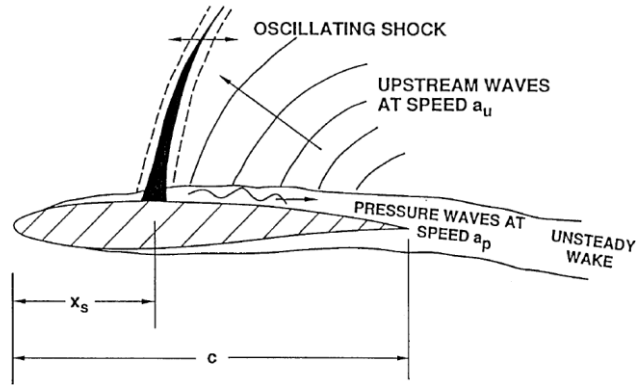
شکل ۳-۱- تداخل علوم مکانیک سیالات و جامدات [۹]

با مروری بر مطالب ارائه شده و با توجه به الزام نوآوری پایان نامه دکترا، در پژوهش حاضر تلاش شده تا پدیده لرز (در تست های استاتیکی) با روشی جدید تشخیص داده شود و همچنین پدیده اهتزاز (که تا کنون از طریق تست های نوسانی آزاد قابل تشخیص بوده) از طریق تست های نوسان اجباری مورد مطالعه و تشخیص قرار گیرد.

۱-۲-۱- لرز

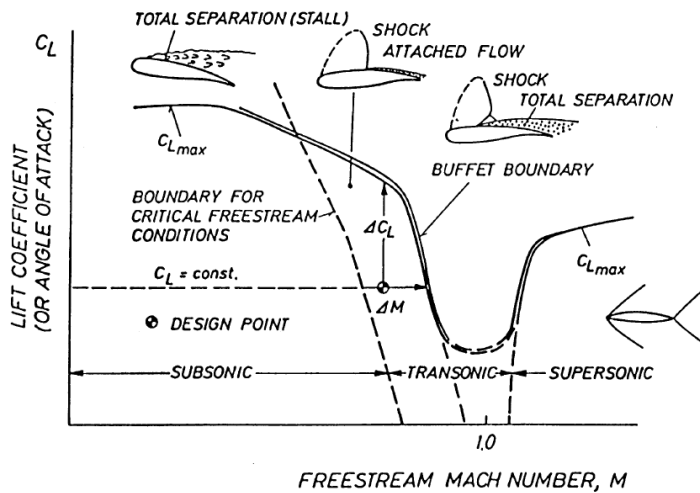
یکی از مسائل مهم در رژیم گذر صوت تداخل شوک ولایه مرزی است. چنانچه جدایش پس از شوک نیز اتفاق بیفتد مساله پیچیده تر می گردد. اغتشاشات ناشی از تداخل شوک و لایه مرزی در ناحیه جدا شده جریان به بالا دست جریان نفوذ کرده و باعث نوسان (جابجایی) شوک می شوند (شکل ۱-۴). پدیده لرز در اثر نوسان شوک به وجود می آید [۱۰]. جابجایی شوک روی بال منجر به تغییر برآ، پسا و گشتاور وسیله پروازی می شود که در نهایت منجر به ارتعاشات سازه ای روی بال می گردد.

^۱ LCO(Limit cycle oscillation)



شکل ۴-۱- نمایی از پدیده لرز [۱۰]

قرار گرفتن دم در مسیر اغتشاشات ناشی از تداخل جریان بال و بدنه یا جدایش جریان از لبه حمله در بالهای ایرفویل نازک و ریزش آنها روی دم نیز منجر به لرز دم^۱ می‌شود. مشکل اول را با ایجاد سطح پخ در محل بال و بدنه و مشکل دوم را با اعمال خمیدگی^۲ هوشمندانه در لبه حمله می‌توان کاهش داد. جالب اینکه این اغتشاشات به صورت نامتقارن از دوطرف بدنه روی دم ریخته می‌شود که منجر به دامنه و فرکانس نوسانی متغییر دم می‌گردند. دامنه این نوسانات با افزایش سرعت وسیله پروازی افزایش می‌یابد [۱۱]. بر اساس توضیحات فوق نمودار آستانه لرز^۳ برای ایرفویلها به شکل زیر در می‌آید (شکل ۵-۱).



شکل ۵-۱- محدوده لرز ایرفویل [۱۲]

^۱ Tail buffeting

^۲ Camber

^۳ Buffet onset

همانطور که در این شکل دیده می‌شود پدیده لرز در اعداد ماخ پایین و زوایای حمله بالا ناشی از جدایش جریان روی ایرفویل (بخاطر جدایش از لبه حمله یا تداخل بال و بدنه) بوده اما با افزایش عدد ماخ و پیدایش شوک، لرز در زوایای حمله پایین بخاطر جدایش جریان ناشی از تداخل شوک و لایه مرزی به وجود می‌آید.

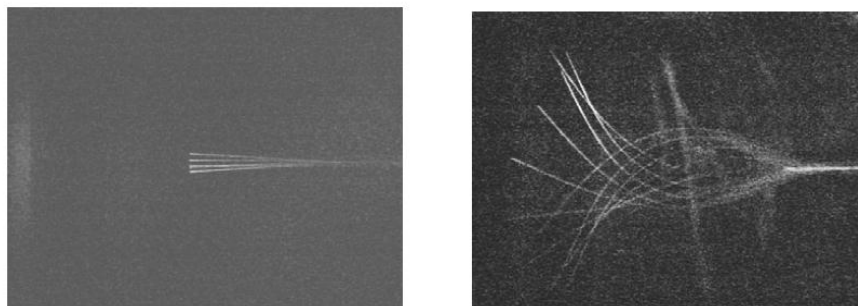
۱-۲-۲- اهتزاز

بسیاری از افراد پدیده اهتزاز را با تشدید یکسان می‌دانند. این در حالی است که فرکانس رخداد اهتزاز پایین تر از تشدید می‌باشد. حتی فرکانس اهتزاز از فرکانس طبیعی سازه نیز کمتر است. به گواهی تمامی منابع مربوط به آیرودالاستیسیت، پیچیده‌ترین پدیده این عرصه، اهتزاز است [۱۳، ۱۴]. برای درک این پدیده کافی است یک بال یکسر درگیر بدون زاویه پسگرایی را در تونل باد فرض نمود. با وارد کردن یک ضربه، بال دچار نوسان می‌شود که به مرور زمان مستهلک می‌گردد. به محض روشن نمودن تونل و وارد کردن ضربه مجدد نوسانات زودتر مستهلک می‌گردند. این الگو همچنان با افزایش سرعت جریان تونل ادامه می‌یابد تا سرعت بحرانی که در آن آهنگ استهلاک نوسانات ثابت می‌ماند. چنانچه سرعت از این حد افزایش یابد، نوسانات نه تنها مستهلک نمی‌شوند بلکه دامنه آنها نیز افزوده خواهد شد. این سرعت را سرعت حدی اهتزاز^۱ می‌نامند. گفتنی است که در پرواز واقعی عامل تحریک اولیه خود القا بوده و نیاز به محرک خارجی نیست. در حقیقت باید گفت چنانچه سرعت جریان به حدی برسد که بر دامنه و فاز حرکت ایرفویل تاثیر بگذارد به نحوی که منجر به جذب انرژی از جریان شود اهتزاز رخ می‌دهد. برای یک بال ساده تنها یک سرعت حدی تعریف می‌شود اما در مسائل پیچیده‌تر (بال با پسگرایی یا با سطح برآزا^۲ و شهپر^۳ ...) امکان به وجود آمدن چندین سرعت حدی وجود خواهد داشت [۱۱].

^۱ Critical flutter speed

^۲ Flap

^۳ Aileron



شکل ۱-۶- تیر (بال) یکسر درگیر داخل تونل باد- قبل از فلاتر (چپ) و بعد از فلاتر (راست) [۱۵]

در حالت اهتزاز، موده‌های نوسانی شامل هر دو مود پیچشی^۱ و خمشی^۲ است. تجارب نشان داده که برای بال مستقیم حرکت خمشی تمام نقاط در راستای دهانه بال با هم هم‌فازند آنچنان که حرکت پیچشی تمام نقاط باهم هم‌فازند. اما بین حرکت پیچشی و خمشی نقاط اختلاف فاز وجود دارد و همین اختلاف فاز بین این دو منجر به ایجاد اهتزاز می‌گردد. چنانچه بال تنها مود آزادی خمشی داشته باشد دچار اهتزاز نمی‌شود در حالی که در واماندگی اهتزاز مود غالب مود پیچشی است. برای سطوح برآزا یا شهپر نیز، حرکت پیچشی صرف، منجر به اهتزاز نمی‌شود مگر اینکه جدایش یا شوک حضور موثر داشته باشند که در این صورت پدیده وزوز رخ می‌دهد [۱۱، ۱۶]. در محدوده‌های نوسانی که جدایش جریان و شوک روی بال وجود داشته باشد توصیه شده که فیزیک نوسانات توسط پدیده‌های لرز و واماندگی اهتزاز و نه توسط اهتزاز تعریف گردد [۱۱]. به بیان کلی سه درجه آزادی در بال وجود دارد (خمش و پیچش بال و چرخش سطوح کنترل) که برای رخداد اهتزاز روی بال ترکیب حداقل دو حرکت از سه حرکت مذکور الزامی است. ترکیب این موارد با درجات آزادی که بدنه هواپیما می‌تواند داشته باشد موارد ترکیبی زیادی را می‌تواند در زمینه اهتزاز به وجود آورد [۱۱].

همانند اعداد ماخ و رینولدز به عدد بی‌بعدی برای اندازه‌گیری ناپایی جریان و مقایسه جریانهای ناپایا با هم نیاز است. این عدد به نام فرکانس کاهش یافته^۳ یا عدد اشتروهل^۴ شناخته می‌شود که در مطالعات مربوط به اهتزاز، لرز، و... به عنوان مقیاسی برای رخداد یا عدم رخداد پدیده مورد نظر قرار می‌گیرد [۱۱]. با مطالعه یک جریان ناپایا می‌توان دریافت که ناپایا بودن تابعی از فرکانس نوسانات، طول وسیله و سرعت جریان می‌باشد. بدیهی است هرچه فرکانس نوسانات بیشتر باشد شدت ناپایایی جریان بیشتر می‌شود.

^۱ Torsional

^۲ Flexural- Bending

^۳ Reduced frequency

^۴ Strouhal number