

بررسی تجربی لایه مرزی ایرفویل فوق بحرانی تحت حرکت نوسانی پیششی

مهران مصدري* (استاديار)

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

محسن جهانمیری (دانشیار)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شيراز

محمد رضا سلطانی (استاد)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شريف

محمد گرجی (کارشناس ارشد)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شيراز

ارشيا تبريزيان (دانشجوی دکتری)

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۵)
دري ۲ - ۳، شماري ۲، ص. ۵۲-۴۱

m.masdari@ut.ac.ir
m.jahanmiri@sutech.ac.ir
msoltani@sharif.edu
m.gorji@sutech.ac.ir
a.tabrizian@ut.ac.ir

در این مطالعه، پروفیل سرعت لایه مرزی ناپایا روی سطح یک ایرفویل فوق بحرانی تحت نوسان پیششی اندازه‌گیری و تحلیل شده است. اندازه‌گیری با استفاده از یک لایه مرزی حاوی لوله‌های نازک فشار کل مستقر در فاصله ربع وتر ایرفویل از لبه حمله و روی سطح بالایی آن صورت گرفته است. در حالت استاتیک تأثیر زاویه حمله از 3° تا 14° درجه و سرعت جریان آزاد از 40° تا 70° متر بر ثانیه بررسی شده است؛ و در حالت دینامیکی در جریان آزاد با سرعت 5° متر بر ثانیه، تأثیر دامنه نوسان در محدوده $3^\circ \pm$ تا $10^\circ \pm$ درجه، بسامد کاهش یافته^۱ در محدوده 7° تا 313° و زاویه اولیه ایرفویل (زاویه متوسط) در محدوده 3° تا 6° درجه در طول یک دوره نوسان، مطالعه شده است. در بررسی نتایج دینامیکی از روش تحلیل فرکانسی برای یافتن بسامد غالب و میزان دامنه آن استفاده شده است؛ همچنین تغییر رفتار پروفیل لایه مرزی در طول چرخه نوسان مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج حاصله نشان‌گر حلقه هیستریزس برای ضخامت لایه مرزی است، که با افزایش بسامد نوسان حلقه‌های هیستریزس بازتر شده‌اند و همچنین با افزایش زاویه حمله لحظه‌ای در حرکت بالارونده از ضخامت لایه مرزی کاسته شده است.

واژگان کلیدی: ایرفویل فوق بحرانی، حرکت پیششی نوسانی، لایه مرزی ناپایا.

۱. مقدمه

بررسی جریان متغیر با زمان حول ملخ هواپیما، پره‌های هلی‌کوپتر و توربین برق بادی و بال هواپیماهای با قابلیت مانور بالا و غیره بسیار حائز اهمیت است. غالباً نیروهای حاصل از جریان غیردائم به مراتب بیشتر از حالت دائم است، و امکان صرف نظر کردن از اثرات غیر دائم وجود ندارد.

از ابتدای قرن بیستم بررسی جریان حول سطوح برآزا مورد توجه بوده است. به علت محدودیت ابزارهای آزمایشی، عددی و تحلیل ریاضی در بسیاری از موارد ساده‌سازی‌هایی -- نظیر صرف نظر کردن از پارامترهای ناپایا کنندهی جریان -- صورت گرفته است. اولین بار طی مطالعات مستقلى که در سال ۱۹۰۹ و سپس در سال ۱۹۱۲ انجام شد، محققین به توانایی پرنندگان در تولید نیروی پیشران اشاره کردند.^[۱]

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۳/۱۲/۹، اصلاحیه ۱۳۹۴/۳/۵، پذیرش ۱۳۹۴/۵/۳

اولین مشاهدهی تجربی وقتی انجام شد (در سال ۱۹۲۲ و از طریق اندازه‌گیری تراست) که یک ایرفویل ساکن در جریان باد سینوسی قرار گرفت.^[۲] در سال ۱۹۲۴ مسئلهی جریان تراکم‌پذیر حول یک ایرفویل در حال نوسان با دامنه‌ی کوچک حل شد.^[۳] در همان سال یک دانشجوی دکتری با به کار بردن تخمین سری‌های برای حل معادلهی انتگرالی به دست آمده، راه حلی ارائه کرد؛ وی در پایان‌نامه‌ی خود پارامتر بسامد کاهش یافته را به عنوان معیاری برای تعیین میزان ناپایایی جریان معرفی کرد.^[۴] در سال ۱۹۳۲ طی مطالعه در باره‌ی آثار تغییر زاویه‌ی حمله سریع روی ایرفویل، وابستگی شرایط به پارامترهای دینامیکی تشریح شد.^[۵] در سال ۱۹۳۵ نیز مسئلهی غیردائم و غیرلزج یک ایرفویل نازک در نوسان با بسامد کاهیده‌ی دلخواه حل شد.^[۶] در همان سال محققین اولین نظریه‌ی تغییر تولید پیشران یا نیروی پسا را براساس موقعیت دنباله ارائه دادند.^[۷] مطالعات انجام شده در سال ۱۹۵۰ و آشکارسازی‌های صورت گرفته مؤید ملاحظات برگرز و ون کارمن بود.^[۸] در سال ۱۹۷۰ با به‌کارگیری

اثرات کمیت‌های گوناگون جریان روی لایه مرزی ناپایا، لازم است اثرات این کمیت‌ها به دقت بررسی شود. به دلیل نبود اطلاعات عملکردی مناسب درمورد بال‌های مورد استفاده در پرنده‌های طراحی شده در کشور و نیاز میرم به دانستن اثرات جریان بر عملکرد مقطع در روند طراحی بال، آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی برای بررسی تأثیر پارامترهای ناپایا در کارایی مقطع بال لازم به نظر می‌رسد. در این تحقیق سعی شده با انجام آزمایش‌هایی، اثر متغیرهای آزمایش روی لایه مرزی و اثرپذیری آن از متغیرهای مذکور بررسی و مطالعه شود.

۲. تجهیزات و نحوه آزمایش

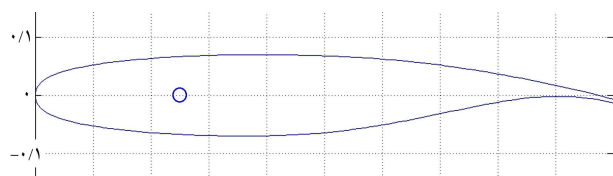
در این تحقیق روش اجرایی و بررسی لایه مرزی ایرفویل فوق بحرانی در شرایط مختلف به صورت تجربی و با استفاده از آزمایش تونل باد به کار گرفته شده است. برای انجام این آزمایش‌ها، تونل باد پژوهشکده فضای شیراز برای بررسی اثر حرکت پیچشی روی بال و متغیرهای آیرودینامیکی آن، به ویژه لایه مرزی، در نظر گرفته شده است.

مدل مورد استفاده در این آزمایش‌ها مقطع فوق بحرانی ایرفویل بال هواپیما با طول وتر ۳۰ سانتی متر از جنس PVC با هسته‌ی فلزی بوده است. به منظور ایجاد نوسان پیچشی یک محور فولادی در فاصله‌ی یک چهارم (۲۵ درصدی) و تراز لبه‌ی حمله در داخل مدل تعبیه شده است. در شکل ۱ مقطع مدل و در شکل ۲ مدل داخل تونل باد نشان داده شده است.

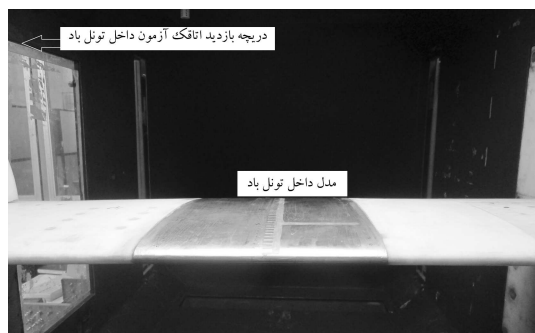
این تونل باد که نمای کلی آن در شکل ۳ نشان داده شده، از نوع مدار بسته و ساخت شرکت ایتالیایی ISI است و توان قابل جذب آن ۲۳۰ کیلووات و بیشینه سرعت جریان آزاد آن ۱۰۰ متر بر ثانیه است.

ابعاد کلی تونل $۱۸ \times ۶/۵ \times ۳/۸$ متر و ابعاد مقطع آزمون آن $۸۰ \times ۸۰ \times ۲۰۰$ سانتی متر است. میزان شدت آشفتگی ۰/۱ درصد و زاویه‌ی انحراف جریان ۰/۲ درجه گزارش شده است.^[۲۳]

برای اندازه‌گیری توزیع فشار و در نتیجه، توزیع سرعت داخل لایه مرزی از ریک با لوله‌های پیتوت فشار کل بسیار ریز (با قطر ۰/۶ میلی‌متر) استفاده شده است. مدل مبدل‌های فشار از نوع تفاضلی (ترنس‌دیوسر) با ولتاژ تحریک ۸ تا ۱۶ ولت



شکل ۱. مقطع ایرفویل فوق بحرانی با محل محور دوران.



شکل ۲. مدل قرار گرفته در تونل باد.

روش انرژی عبارتی برای رانش ایرفویل و بازده رانشی به دست آورده شد.^[۹] پس از آن، در سال ۱۹۷۴ روشی عددی برای مدل‌سازی جریان ناپایای تناوبی ابداع شد؛^[۱۰] در این روش مدلی برای پیش‌بینی جریان در ایرفویلی که دارای حرکت نوسانی ترکیبی پیچشی و انتقالی است، ایجاد می‌شود. سیزر و تلیونیس جزو اولین پژوهش‌گرانی بودند که به بررسی توانان عددی - تجربی لایه مرزی ناپایا پرداختند.^[۱۱] آن‌ها با انجام آزمایش‌های متعدد به مواردی دست یافتند که برای بهبود نتایج عددی مفید بود. در سال ۱۹۸۲ تحقیق کاملی درباره‌ی مشکلات مربوط به پره‌ی هلی‌کوپتر ارائه شد.^[۱۲] در سال ۱۹۸۵ نیز محققین مطالعه‌ی در رابطه با لایه مرزی ناپایا روی ایرفویل در حال نوسان انجام دادند؛ آن‌ها با استفاده از روش عددی به بررسی جریان حول ایرفویل با مقطع ناکا - ۰۰۱۲ با زاویه‌ی حمله‌ی بیشتر از ۱۸ درجه و با بسامد کاهش یافته‌ی ۰/۶ و ۰/۲ پرداختند، آن‌ها همچنین اثر مکان انتقال بر رفتار واماندگی را بررسی کردند.^[۱۳]

در سال ۱۹۸۸ مطالعات گسترده‌ی درباره‌ی تحلیل و محاسبه (پیش‌بینی) استال دینامیکی انجام شد.^[۱۴] پس از آن در سال ۱۹۸۹ تأثیر یک موج سینوسی و غیرسینوسی بر یک ایرفویل در حال نوسان پیچ با دامنه کم، در شکل ساختارهای گردابه‌ی دنباله مطالعه شد؛ طی این بررسی، از طریق آشکارسازی جریان و بررسی‌های کمی و با استفاده از روش ال‌دی‌وی (LDV) سرعت متوسط در جهت جریان تعیین و بیان شد که «می‌توان از طریق کنترل بسامد، دامنه و شکل موج نوسانی کنترل خوبی بر ساختار دنباله داشت» و نیز نشان داده شد که در یک بسامد کاهش یافته‌ی مشخص با مقدار بالا دنباله به جریان شبه‌جست با تولید تراست تبدیل می‌شود.^[۱۵]

در سال ۱۹۹۸ آزمایشی در رابطه با اندازه‌گیری لایه مرزی توسعه یافته‌ی ناپایا و با به کارگیری چند حسگر فیلم داغ، روی ایرفویل نوسانی انجام شد. در آن آزمایش مقطع ایرفویل مورد استفاده ناکا - ۰۰۱۲ بوده و نوسان سینوسی را با ۱۴۰ نقطه اندازه‌گیری کردند.^[۱۶] توماس و لیو در سال ۲۰۰۳ در حرکت پیچشی پروفیل لایه مرزی را در حالتی که گذار اتفاق می‌افتد به دست آورد.^[۱۷] این داده‌ها تقریب کیفی خوبی برای لایه مرزی آشفته ارائه می‌دهد. در همان سال (۲۰۰۳) برای مدل‌سازی حالت گذار در لایه مرزی ناپایا از یک تابع جهانی که در آن اثرات دنباله در حالت گذار لحاظ می‌شود، استفاده شد.^[۱۸] ارائه‌ی مدل برای نقطه‌ی گذار به پیش‌بینی رفتار لایه مرزی مانند تنش روی سطح و انتقال حرارتی کمک می‌کند و منجر به توسعه‌ی الگوریتم‌های حل عددی می‌شود.^[۱۸] در سال ۲۰۰۸ بررسی عددی ریز پرنده‌ها به دست یابی به نتایج جالب و معتبری منجر شد، این کد هم در حرکت نوسانی پیچشی و هم در حرکت انتقالی قابل استفاده است. از محدودیت‌های این کد، محدود بودن به جریان آرام است و در اعداد رینولدز بیشتر از ۸۰۰۰۰ کاربرد ندارد و در حل آن گذار لحاظ نشده است.^[۱۹] در سال ۲۰۰۹ محققین نتایج حاصل از بررسی عددی نوسانی انتقالی و دورانی یک ایرفویل در اعداد رینولدز ۱۰۰۰۰ تا ۶۰۰۰۰ را با آزمایش پی‌آی‌وی (PIV) اعتبارسنجی کردند؛ این کد نیز نتایج را برای لایه مرزی آرام پیش‌بینی می‌کرد.^[۲۰] در سال ۲۰۱۰، محققین در رابطه با تأثیر پارامترهای ناپایای جریان بر آیرودینامیک یک ایرفویل در حال پیچش اعداد رینولدز پایین و با روش عددی (حجم محدود) مطالعاتی انجام دادند.^[۲۱] در همان سال یک شبیه‌سازی عددی از طریق اختلاف طیفی با دقت بالا و دقت مرتبه ۳ و ۴ و شبکه‌بندی غیریکنواخت روی ایرفویل در حال نوسانی پیچشی و انتقالی انجام شد.^[۲۲] با توجه به مطالعه‌های صورت گرفته از سال ۱۹۱۹ تا امروز، درمورد ایرفویل‌های فوق بحرانی - به خصوص درباره‌ی لایه مرزی و رفتار آن - اطلاعات چندانی در دسترس نبوده است.

علی‌رغم تلاش‌های صورت گرفته در این زمینه، در مورد لایه مرزی ناپایا، به ویژه در حالت آشفته، کمبودهای زیادی حس می‌شود؛ همچنین با توجه به مشخص نبودن

کردن از خطاهای روش‌های اندازه‌گیری و خطای خطی بودن حس‌گرها، از رابطه‌ی معرفی شده در مطالعات پیشین^[۲۳] استفاده شده و بیشترین میزان خطا ۵٪ برای سرعت به دست آمده است.

۳. نتایج آزمایش‌ها

در این بخش ابتدا به بررسی نتایج آزمایش‌های استاتیکی پرداخته و بعد از آن نتایج آزمایش‌های دینامیکی بررسی و تحلیل شده است.

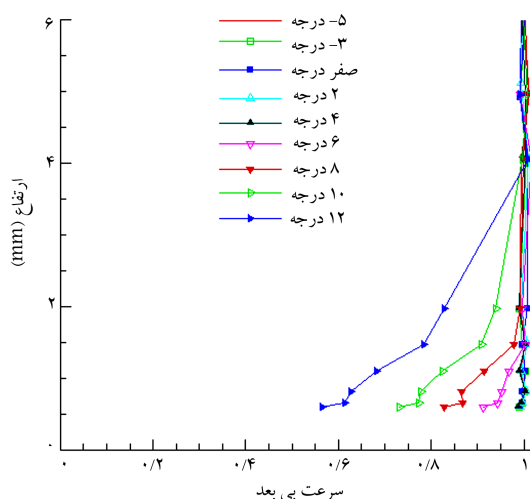
۱.۳. نتایج آزمایش استاتیکی

تمامی داده‌ها در موقعیت ربع وتر از لایه‌ی حمله‌ی ایرفویل از پروفیل سرعت لایه‌مرزی برداشت شده است. سرعت جریان آزاد بین ۴۰ تا ۷۰ متر بر ثانیه و زاویه‌ی حمله بین ۵- تا ۱۴ درجه تغییر یافته است.

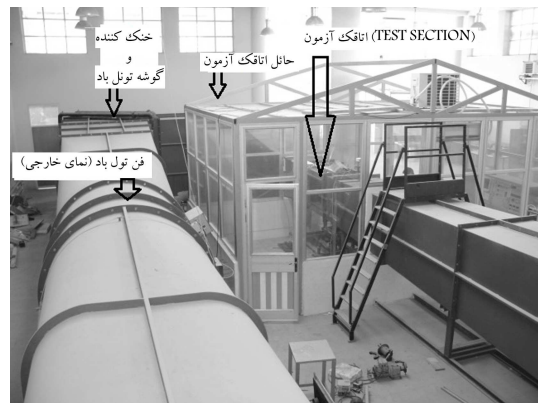
مطابق شکل‌های ۶ تا ۹ مشخص است که چون در ریک مورد استفاده، فاصله‌ی نزدیک‌ترین لوله‌ی پیتوت فشارکل به سطح ۰/۶ میلی‌متر بوده، اولین داده نیز در این فاصله از سطح ثبت شده است. همچنین از شکل‌های ۶ تا ۹ چنین دریافت می‌شود که از زاویه‌ی حمله‌ی ۵- درجه تا زاویه‌ی حمله‌ی ۴ درجه لایه‌مرزی رشد چندانی نداشته است. علت عدم رشد لایه‌مرزی در این محدوده از زاویه‌ی حمله را می‌توان ناشی از هندسه‌ی ایرفویل دانست، چرا که ایرفویل‌های فوق بحرانی در سطح بالایی خود انحنای خیلی کمی دارند، که خود باعث ایجاد گرادیان فشار ناچیز و رشد بسیار کم لایه‌مرزی می‌شود.

دلیل بررسی حالت‌های استاتیکی داشتن یک پیش‌زمینه برای شروع و مقایسه‌ی تحلیل حالت‌های دینامیکی بوده و به دست آوردن اطلاعات ایرفویل مورد نظر در کلیه فازهای حرکت از شروع تا سرعت‌های بالاتر تا جایی بوده که شرایط تونل و مدل اجازه می‌داد.

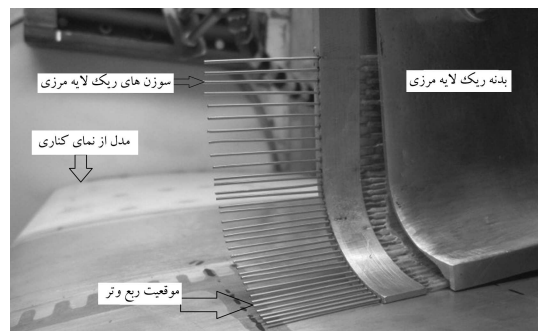
در شکل ۱۰، نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی استخراج شده از شکل‌های قبل نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود، در هر سرعت با افزایش زاویه‌ی حمله بر ضخامت لایه‌مرزی افزوده شده است و در هر زاویه با افزایش سرعت از ضخامت لایه‌مرزی کاسته شده است.



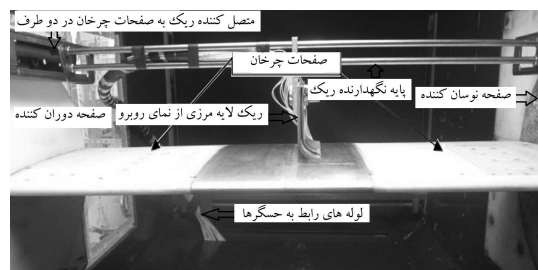
شکل ۶. پروفیل سرعت بی بعد لایه‌مرزی در موقعیت ۲۵ درصدی وتر سرعت ۴۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف.



شکل ۳. نمای کلی تونل باد مرکز تحقیقات شیراز.



شکل ۴. نحوه‌ی قرارگیری ریک لایه‌مرزی روی سطح مدل.



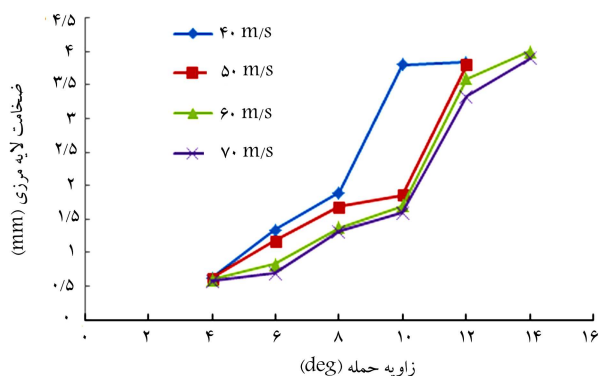
شکل ۵. نحوه‌ی اتصال ریک و مدل به پایه‌های دوران کننده.

و ولتاژ خروجی ۱ تا ۶ ولت و دارای محدوده‌ی فشار $\pm 5 \text{ PSI}$ است. همچنین زمان پاسخ‌گویی آنها ۱ میلی‌ثانیه است. برای اندازه‌گیری و ثبت ولتاژ خروجی یک سری از مبدل‌های فشار تفاضلی از یک برد ۶۴ کاناله به همراه برد ترمینال که توانایی دریافت سیگنال آنالوگ مبدل فشار، به صورت موازی را دارد استفاده شده است. روش کار بدین صورت بوده که با قرار دادن ریک فشاری روی سطح ایرفویل در محل مورد نظر (شکل ۴) و اتصال لوله‌های پیتوت فشاری ریک به مبدل‌های تفاضلی، در حین نوسان داده برداری صورت می‌گرفت.

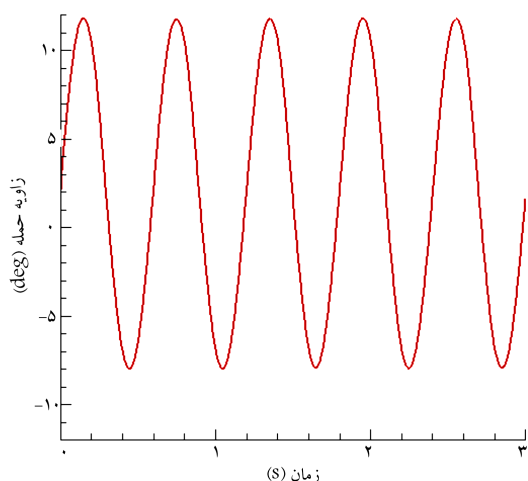
برای ایجاد حرکت نوسانی، مدل و ریک به دو صفحه دوران کننده متصل بودند به نحوی که با اتصال ریک به صفحات چرخاننده‌ی مدل، کل سازوکار نسبت به هم ثابت بوده و مطابق شکل ۵ با هم نوسان می‌کردند.

در انجام این آزمایش‌ها دو نوع آزمون استاتیکی و دینامیکی انجام شده است. در حالت استاتیکی زاویه‌ی حمله و سرعت جریان آزاد، و در حالت دینامیکی دامنه‌ی نوسان، بسامد کاهش یافته، زاویه‌ی اولیه‌ی ایرفویل (زاویه‌ی متوسط) در طول یک دوره نوسان پارامترهای قابل تنظیم بودند، که تغییر داده شده‌اند.

با توجه به عدم قطعیت در پروفیل سرعت لایه‌مرزی و نیز با توجه به صرف نظر



شکل ۱۰. تغییرات قطر لایه مرزی بر حسب تغییر زاویه ی حمله در سرعت های مختلف در موقعیت ۲۵ درصدی وتر.



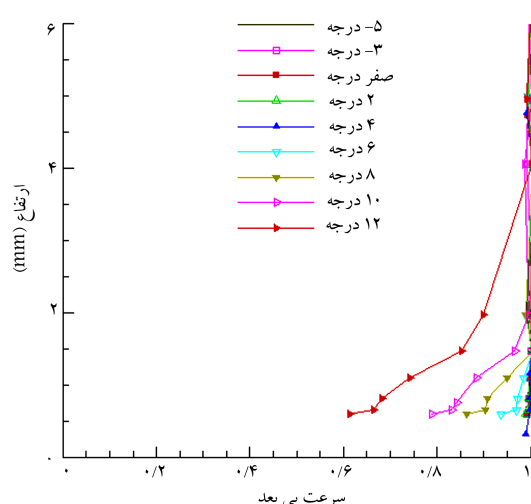
شکل ۱۱. تغییرات زاویه ی حمله لحظه یی در بسامد ۱/۶۵ هرتز (معادل بسامد کاهش یافته ی ۳۱۳°) با دامنه ی نوسانی $\pm 10^\circ$ درجه حول زاویه ی متوسط ۲ درجه.

پس از بررسی نتایج استاتیکی، برای بررسی نتایج آزمایش های دینامیکی ابتدا یک نمونه از حالت های نوسانی را شرح داده سپس تمامی حالت ها مقایسه می شود.

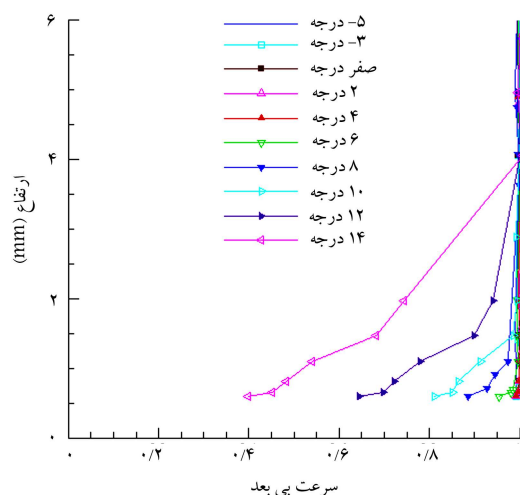
۲.۳. نتایج آزمایش دینامیکی

آزمایشات دینامیکی شامل نوسانات ایرفویل به صورت پیچینگ بوده که توسط سیستم نوسان ساز ایجاد شده و پارامترهای مختلفی از جمله زاویه ی حمله ی متوسط، بسامد نوسان و دامنه ی نوسان قابل تغییر بوده است. یک نمونه از تغییرات زاویه ی حمله به واسطه ی نوسان پیچ در شکل ۱۱ مربوط به بسامد کاهش یافته ۳۱۳° و دامنه ی نوسان $\pm 10^\circ$ درجه حول زاویه ی حمله متوسط ۲ درجه نشان داده شده است. لازم به ذکر است که تمامی آزمایش های دینامیکی در سرعت ثابت ۵۰ متر بر ثانیه انجام شده است. دلیل انتخاب سرعت ۵۰ متر بر ثانیه نیز مقدار آشفستگی کم جریان آزاد در این سرعت است.

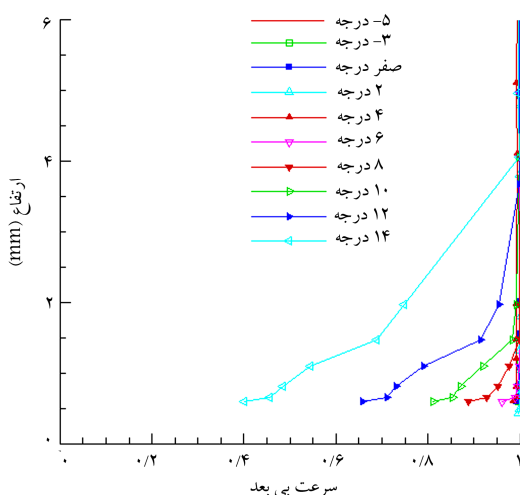
در شکل ۱۲ روند تغییرات سرعت لحظه یی نسبت به ارتفاع از سطح ایرفویل در حالت نوسانی مذکور نشان داده شده است. چنان که مشاهده می شود، تغییرات نوسانی سرعت تا فاصله ی ۱/۵ میلی متری از سطح ایرفویل ادامه دارد. برای به دست آوردن مکان نقطه یی در لایه مرزی که بیشترین اغتشاشات در میدان جریان را دارد، از پارامتر انحراف معیار استفاده شده است. در شکل ۱۳ بیشترین انحراف



شکل ۷. پروفیل سرعت بی بعد لایه مرزی در موقعیت ۲۵ درصدی وتر در سرعت ۵۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف.



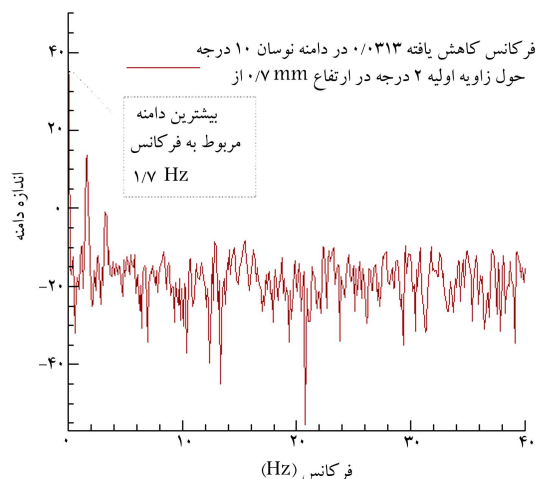
شکل ۸. سرعت بی بعد لایه مرزی در موقعیت ۲۵ درصدی وتر در سرعت ۶۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف.



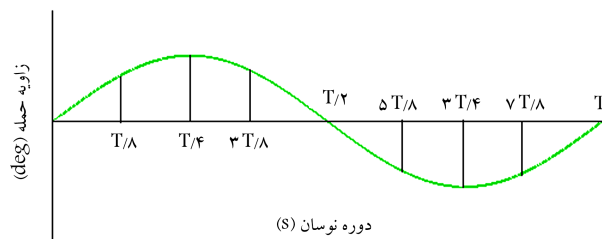
شکل ۹. پروفیل سرعت بی بعد لایه مرزی در موقعیت ۲۵ درصدی وتر در سرعت ۷۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف.

و دامنه‌ی نوسان 10° درجه حول زاویه‌ی متوسط 2° درجه نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود در حرکت بالارونده‌ی ایرفویل، لایه‌مرزی با شیب بیشتری در مقایسه با حرکت پایین‌رونده رشد کرده است. این امر بیان می‌دارد که در حرکت بالارونده رژیم جریان آرام‌تر از حرکت پایین‌رونده است.

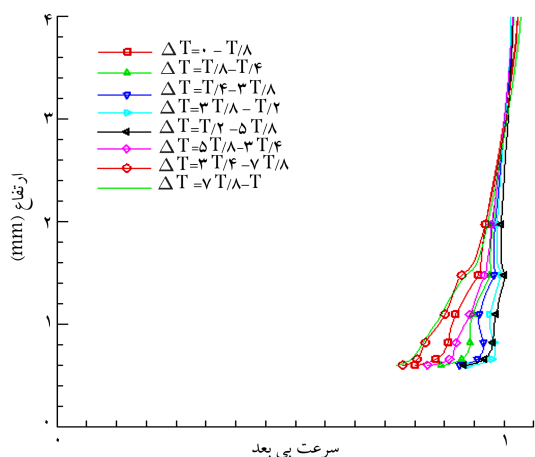
در شکل ۱۷ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی در حالت نوسانی مورد بررسی نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که بین ضخامت لایه‌مرزی در حرکت بالارونده و پایین‌رونده در هر زاویه‌ی لحظه‌یی اختلافی وجود دارد که در طول یک دوره



شکل ۱۴. نمودار تبدیل سری فوریه برای مکانی با بیشترین انحراف از معیار برای حالت ($K = 0.313^\circ$, $d = \pm 1^\circ$, $\alpha = 2^\circ$).



شکل ۱۵. نمودار شماتیک تقسیم‌بندی نمودار نوسانی به بازه‌های $T/8$.

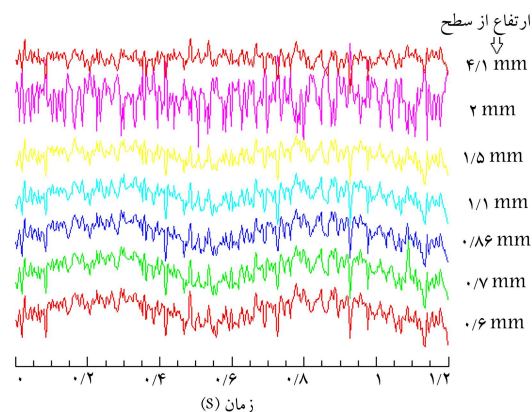


شکل ۱۶. پروفیل سرعت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد 50° متر بر ثانیه در بازه‌های زمانی مختلف در طول یک دوره کامل برای حالت نوسانی با دامنه $\pm 10^\circ$ درجه حول زاویه متوسط 2° درجه و بسامد کاهش‌یافته 0.313° .

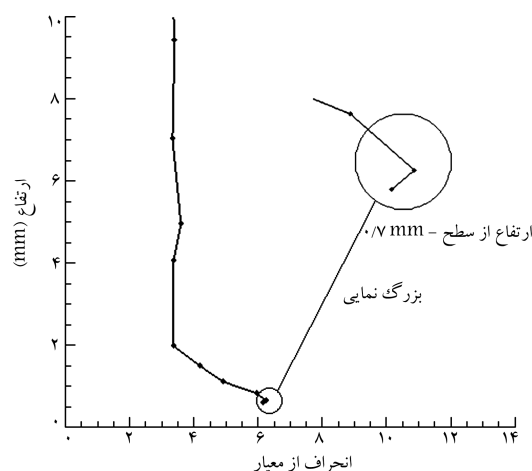
معیار در حالت نوسانی مورد بررسی، در فاصله‌ی 0.7° میلی‌متری از سطح ایرفویل نشان داده شده است. برای به دست آوردن میزان تأثیرپذیری جریان داخل لایه‌مرزی از نوسان ایرفویل، بسامد غالب با استفاده از تحلیل فوریه در نقطه‌یی که بیشترین آشفتگی وجود داشته، به دست آمده تا میزان بسامد پدیده‌ی غالب و همچنین دامنه‌ی آن که معرف قدرت آن پدیده است، حاصل شود. دلیل استفاده از انحراف از معیار، یافتن نقطه‌ی بیشترین اغتشاش از سطح ایرفویل بوده که معرف مکان نفوذ و اثر عامل ایجاد اغتشاش (نوسانات اجباری) بوده است. در شکل ۱۴ نمودار تبدیل سری فوریه برای موقعیتی داخل لایه‌مرزی که دارای بیشینه انحراف معیار است، فاصله‌ی 0.7° میلی‌متری تا ایرفویل برآورد شده است. چنان که مشاهده می‌شود بیشترین دامنه مربوط به بسامد نوسان $1/7$ هرتز است که معادل با بسامد کاهش‌یافته‌ی 0.313° یا همان بسامد نوسان ایرفویل است. این امر نشان می‌دهد که در نوسان مذکور، اغتشاش ایجاد شده در جریان ناشی از حرکت بدنه‌ی ایرفویل، به داخل لایه‌مرزی نفوذ کرده است.

به‌منظور بررسی پروفیل لحظه‌یی لایه‌مرزی و اجتناب از حجم داده‌ها، یک دوره نوسان را به هشت قسمت مساوی مطابق شکل ۱۵ تقسیم کرده‌ایم. تمامی نمودارها در این بازه‌های زمانی مورد مطالعه قرار گرفته است.

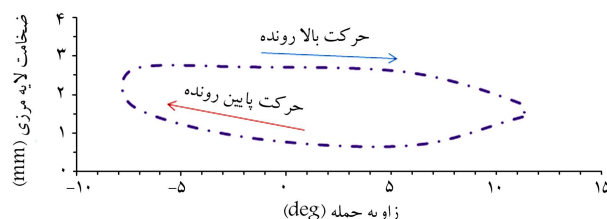
در شکل ۱۶ نمودار تغییرات پروفیل لایه‌مرزی در بسامد کاهش‌یافته‌ی 0.313°



شکل ۱۷. روند تغییرات سرعت لحظه‌یی برای حالت ($K = 0.313^\circ$, $d = \pm 1^\circ$, $\alpha = 2^\circ$).



شکل ۱۸. نمودار انحراف از معیار برای حالت ($K = 0.313^\circ$, $d = \pm 1^\circ$, $\alpha = 2^\circ$).



شکل ۱۷. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد 5° متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه $\pm 10^\circ$ درجه حول زاویه متوسط 2° درجه در بسامد کاهش یافته $313/0$.

نوسانی، موجد حلقه‌ی هیستریزیس است. همچنین مشخص است که طی حرکت بالا رونده از ضخامت لایه‌مرزی کاسته شده، و طی حرکت پایین رونده بر ضخامت لایه‌مرزی افزوده شده است.

بعد از بررسی یک مورد به‌عنوان نمونه، در ادامه نتایج بین تمامی حالت‌های آزمایش مقایسه شده است. ابتدا بررسی نتایج حاصل از مقایسه تبدیل سری فوری بین تمام بسامدها، دامنه‌ها و زوایای حمله‌ی متوسط و اثر هر یک از پارامترهای متغیر (دامنه‌ی نوسان، زاویه‌ی حمله‌ی متوسط و بسامد نوسان) در آزمایش‌ها روی داده‌ها بیان شده است.

در شکل ۱۸ تغییرات بسامد غالب در تبدیل سری فوری برحسب تغییرات زاویه‌ی حمله متوسط در دامنه‌ی نوسان $\pm 3^\circ$ ، $\pm 5^\circ$ و $\pm 10^\circ$ درجه نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، دامنه‌ی نوسان تغییر محسوسی در دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوری ایجاد نکرده است.

در شکل ۱۹ تغییرات بسامد غالب در تبدیل سری فوری برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زوایای حمله‌ی متوسط -3° ، صفر و 6° درجه نشان داده شده است؛ این تغییرات نشان‌گر عدم تأثیر زاویه‌ی حمله‌ی متوسط در اندازه‌ی دامنه‌ی بسامد غالب است. در حالی که مقدار بسامد نوسان تأثیر به‌سزایی در اندازه‌ی دامنه‌ی بسامد غالب دارد و به‌عبارتی لایه‌مرزی حساسیت بیشتری به بسامد نوسانی بروز می‌دهد. در شکل‌های ۲۰ تا ۲۲ تغییرات دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوری

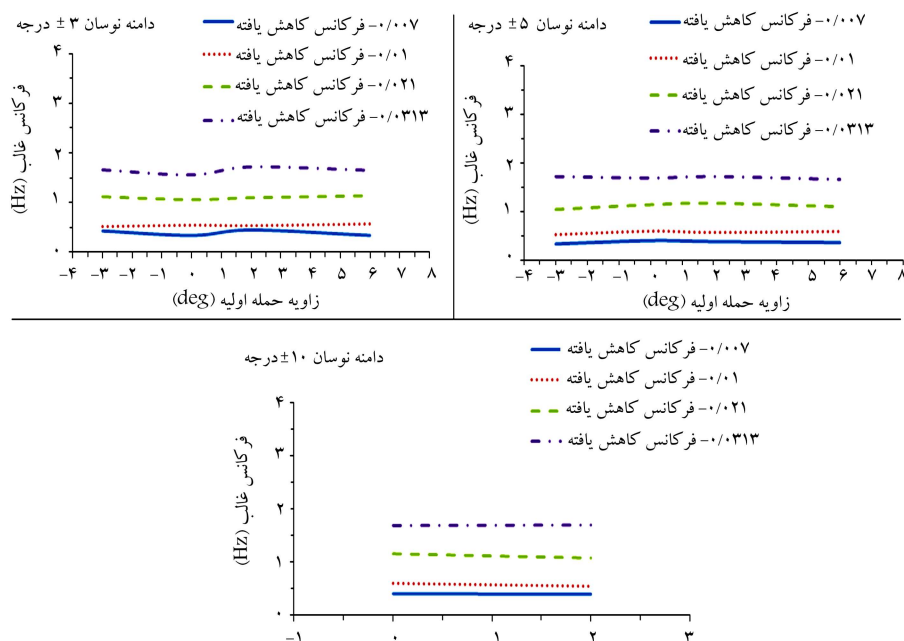
برحسب تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی متوسط در دامنه‌ی نوسان $\pm 3^\circ$ ، $\pm 5^\circ$ و $\pm 10^\circ$ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، در تمامی بسامدهای نوسان در هر زاویه‌ی حمله بیشتر از صفر، با اضافه شدن بسامد نوسان از مقدار دامنه در تبدیل سری فوری کاسته شده است؛ همچنین با افزایش دامنه‌ی نوسان شیب تغییرات کم شده است.

در شکل‌های ۲۳ تا ۲۶ تغییرات دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوری برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زوایای حمله‌ی متوسط -3° ، صفر، 2° و 6° درجه نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در زاویه‌ی حمله‌ی متوسط ثابت با افزایش دامنه‌ی نوسان در حالت‌های -3° و صفر و 2° درجه مقدار دامنه‌ی تبدیل سری فوری افزایش یافته و در 6° درجه تغییر محسوسی دیده نشده است؛ این نکته بیان می‌دارد که در زوایای حمله‌ی بالاگردابه‌های تشکیل شده از لایه‌ی حمله وارد لایه‌مرزی نشده و در هر حالت با افزایش بسامد نوسان، دامنه‌ی تبدیل سری فوری کاهش می‌یابد.

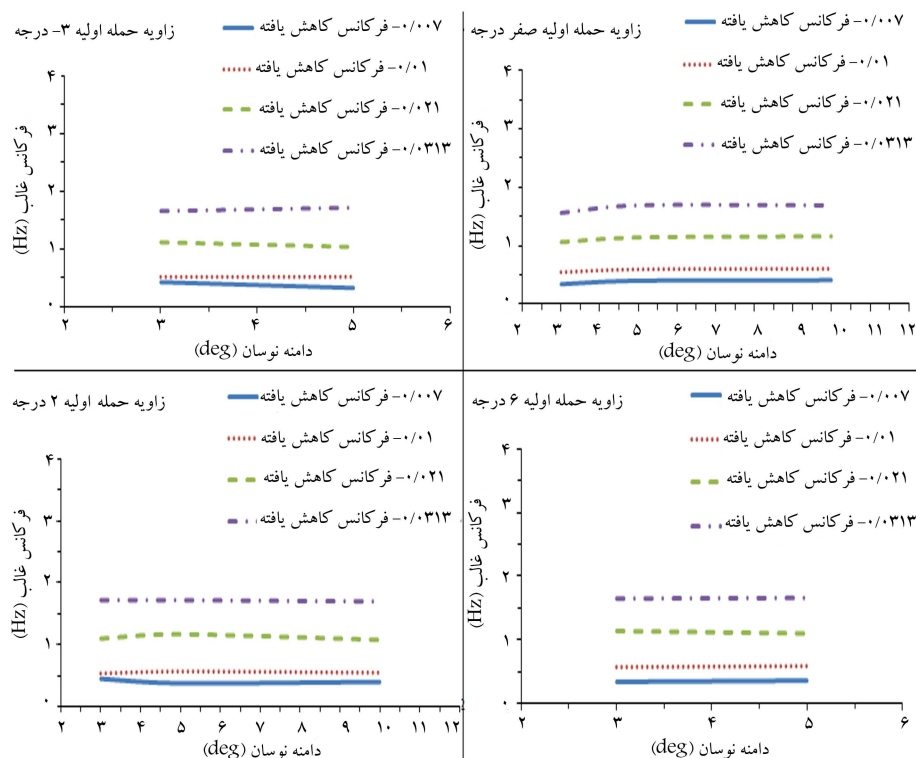
در ادامه، ضخامت لایه‌مرزی بین حالت‌های گوناگون آزمایش دینامیکی بررسی و مقایسه می‌شود.

در شکل‌های ۲۷ تا ۳۰، تغییرات ضخامت لایه‌مرزی در دامنه‌ی نوسانی $\pm 3^\circ$ درجه در زاویه حمله‌های متوسط متفاوت بین بسامدهای کاهش یافته مقایسه شده است. در شکل ۲۷ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی نسبت به زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌یی در طول یک دوره نوسان، در دامنه‌ی نوسان 3° درجه حول زاویه‌ی حمله‌ی متوسط -3° درجه در بسامدهای کاهش یافته‌ی مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، اختلاف ضخامت لایه‌مرزی در این حالت محسوس نبوده، و در این دامنه‌ی نوسان و زاویه‌ی حمله‌ی متوسط لایه‌مرزی رشد چندانی نداشته است. به‌همین دلیل داشتن زاویه‌ی حمله‌ی منفی در بیشتر مسیر نوسان است. البته ممکن است با توجه به ابزار مورد استفاده و فاصله‌ی مشخص بین لوله‌های فشارکل در ریک لایه‌مرزی، ضخامت لایه‌مرزی در این حالت قابل اندازه‌گیری نبوده باشد.

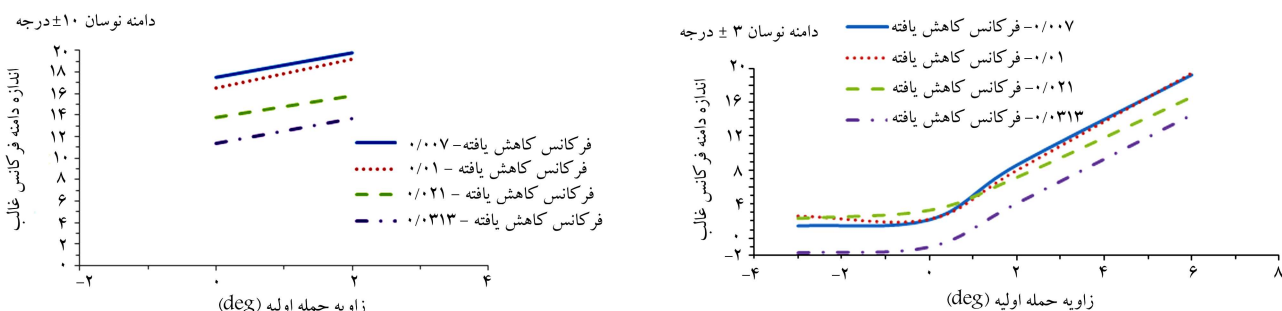
در شکل ۲۸ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی نسبت به زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌یی در طول یک دوره نوسان، در دامنه‌ی نوسان 3° درجه حول زاویه‌ی حمله‌ی



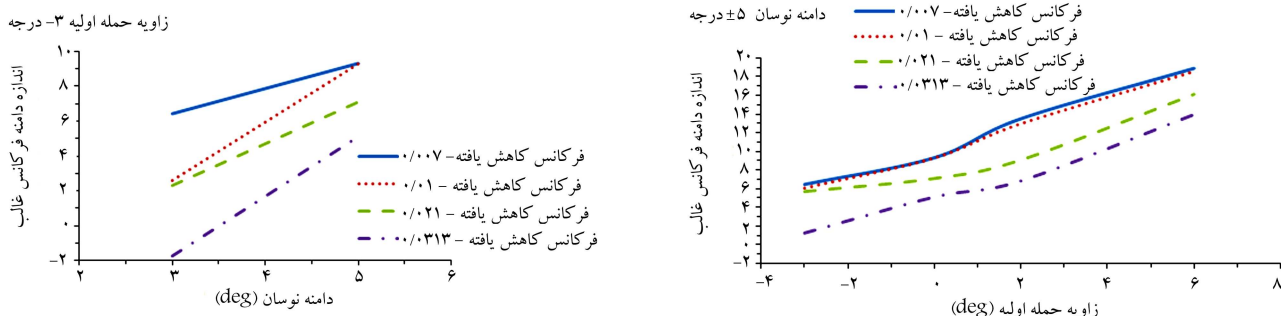
شکل ۱۸. نمودار تغییرات بسامد غالب در تبدیل سری فوری برحسب تغییرات زاویه‌ی حمله متوسط در دامنه‌های $\pm 3^\circ$ ، $\pm 5^\circ$ و $\pm 10^\circ$ درجه.



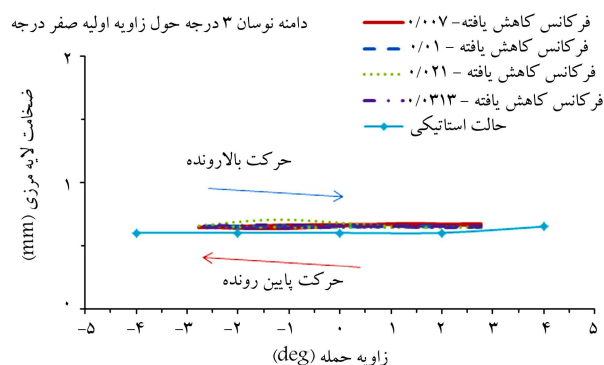
شکل ۱۹. نمودار تغییرات بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زاویه‌های حمله متوسط.



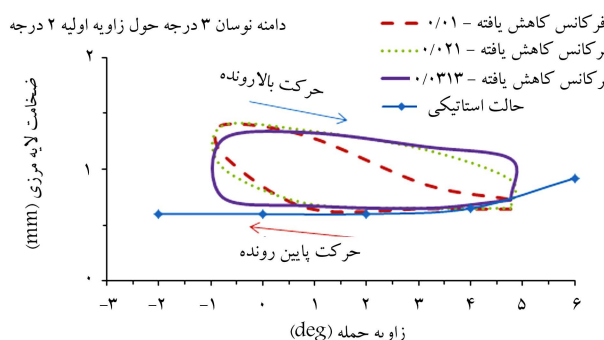
شکل ۲۰. نمودار تغییرات دامنه مربوط به بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات زاویه‌ی حمله متوسط در دامنه ± 3 درجه.



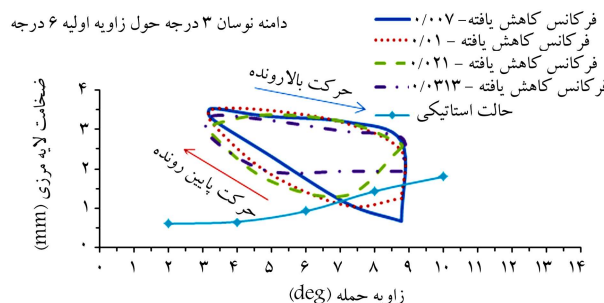
شکل ۲۱. نمودار تغییرات دامنه مربوط به بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات زاویه‌ی حمله متوسط در دامنه ± 5 درجه.



شکل ۲۸. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 3 درجه حول زاویه متوسط صفر در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

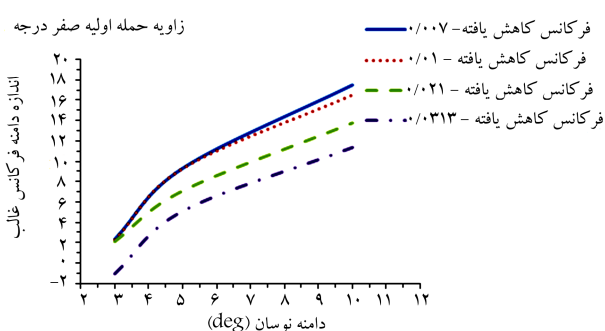


شکل ۲۹. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 3 درجه حول زاویه متوسط ۲ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

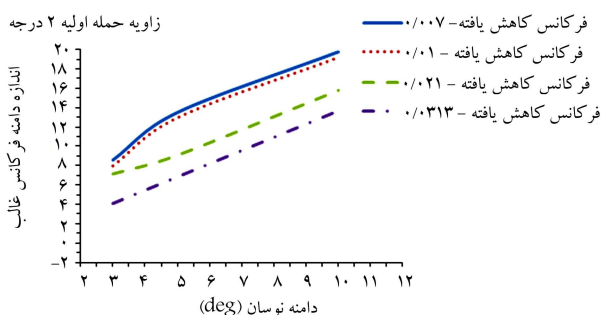


شکل ۳۰. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 3 درجه حول زاویه متوسط ۶ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

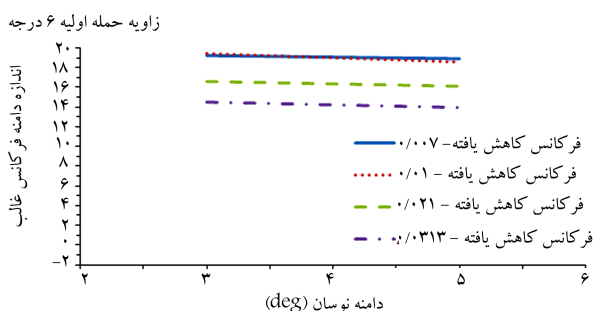
متوسط صفر درجه در بسامدهای کاهش یافته‌ی مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود اختلاف ضخامت لایه‌مرزی در این حالت محسوس نیست، و در این دامنه‌ی نوسان و زاویه‌ی حمله‌ی متوسط لایه‌مرزی رشد چندانی نداشته که ناشی از داشتن زاویه‌ی کم است. در شکل ۲۹ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی نسبت به زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌ی در طول یک دوره نوسان، در دامنه‌ی نوسان ۳ درجه حول زاویه‌ی حمله‌ی متوسط ۲ درجه در بسامدهای کاهش یافته‌ی مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود اختلاف ضخامت لایه‌مرزی در حرکت بالارونده و پایین‌رونده، باعث ایجاد حلقه‌های هیستریزس می‌شود که در این حالت ضخامت لایه‌مرزی در حالت بالارونده



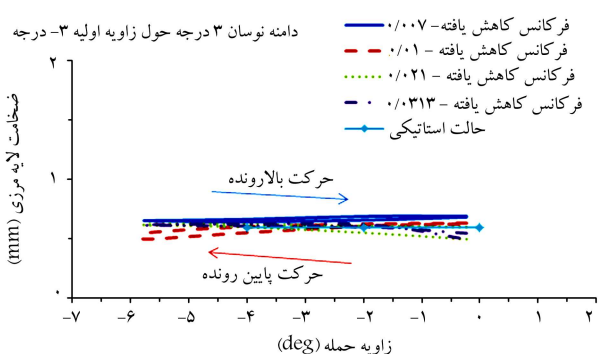
شکل ۲۴. نمودار تغییرات دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زاویه‌ی حمله‌ی متوسط صفر.



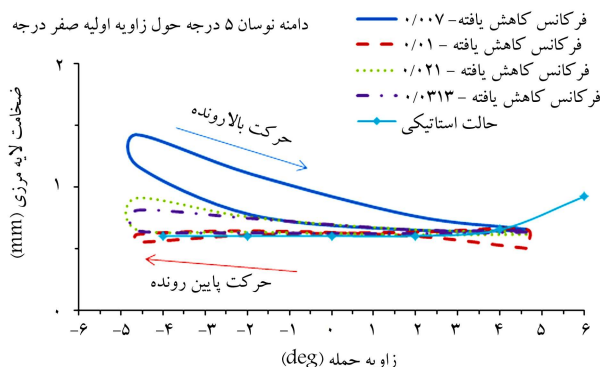
شکل ۲۵. نمودار تغییرات دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زاویه‌ی حمله‌ی متوسط ۲ درجه.



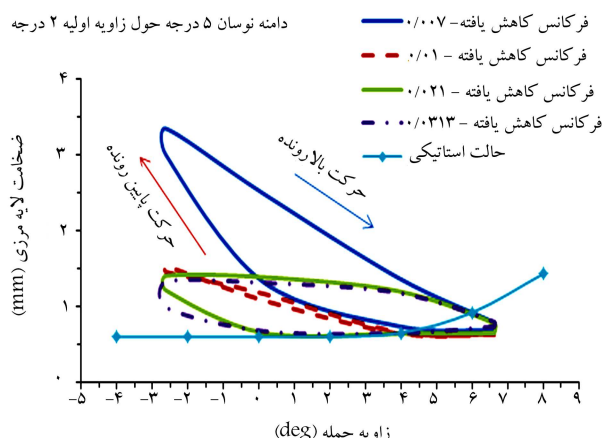
شکل ۲۶. نمودار تغییرات دامنه‌ی بسامد غالب در تبدیل سری فوریه برحسب تغییرات دامنه‌ی نوسان در زاویه‌ی حمله‌ی متوسط ۶ درجه.



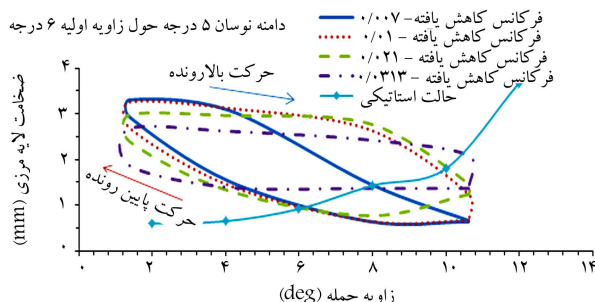
شکل ۲۷. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 3 درجه حول زاویه‌ی متوسط -۳ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.



شکل ۳۲. نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 5 درجه حول زاویه متوسط صفر در بسامدهای کاهش یافته مختلف.



شکل ۳۳. نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 5 درجه حول زاویه متوسط ۲ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.



شکل ۳۴. نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 5 درجه حول زاویه متوسط ۶ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

متوسط ۶ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است. چنان که مشاهده می شود در حرکت بالارونده با افزایش زاویه ی حمله ی لحظه یی ضخامت لایه مرزی کم شده و در حرکت پایین رونده ضخامت لایه مرزی اضافه می شود. همچنین در مقایسه با شکل ۳۳ به دلیل افزایش زاویه ی حمله ی لحظه یی حلقه ها بازتر شده اند که این ناشی از افزایش جرم ظاهری جابه جا شده بوده است.

کم تر از حرکت به طرف پایین است. البته در هر دو حرکت ضخامت لایه مرزی بیشتر از حالت استاتیکی است، که ناشی از جرم ظاهری جابه جا شده در حالت دینامیکی است.

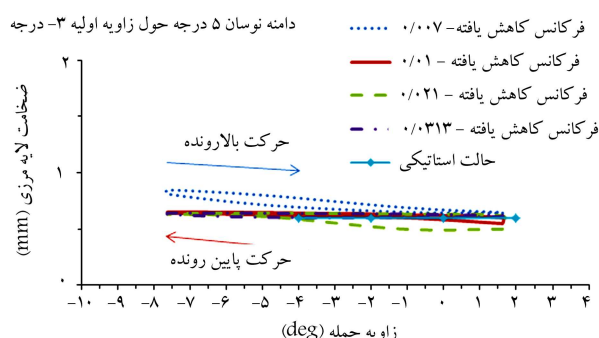
در شکل ۳۰ نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی نسبت به زاویه ی حمله ی لحظه یی در طول یک دوره نوسان، در دامنه ی نوسان ۳ درجه حول زاویه ی حمله ی متوسط ۶ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است. البته در ضخامت نسبت به حالت قبل، به دلیل افزایش زاویه ی حمله لحظه یی، اختلاف بیشتری دیده شده است. در دو بسامد کاهش یافته ی ۰/۰۷ و ۰/۰۱ در زاویه ی ۸ درجه در این حالت ضخامت لایه مرزی در حرکت بالارونده بیشتر از حالت استاتیکی و در حرکت پایین رونده کم تر از حالت استاتیکی بوده است که ناشی از اثر جرم ظاهری جابه جا شده در حالت دینامیکی نسبت به حالت استاتیکی است.

در شکل ۳۱ نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی نسبت به زاویه ی حمله ی لحظه یی در طول یک دوره نوسان، در دامنه ی نوسان ۵ درجه حول زاویه ی حمله متوسط ۳- درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف و حالت استاتیکی نشان داده شده است؛ همچنین در شکل ۳۱ اختلاف ضخامت لایه مرزی در حرکت بالارونده و پایین رونده زیاد نیست که این ناشی از پایین بودن زاویه ی حمله و عدم رشد کافی در لایه مرزی در موقعیت ۲۵٪ وتر در این حالت است و تقریباً همانند حالت استاتیکی است.

چنان که در شکل ۳۲ مشاهده می شود، اختلاف ضخامت لایه مرزی در حرکت نوسانی با دامنه ۵ درجه حول زاویه متوسط صفر درجه، باعث ایجاد حلقه های هیستریزس در طول حرکت شده و در حرکت بالارونده با افزایش زاویه ی حمله ی لحظه یی ضخامت لایه مرزی کم شده و این کاهش ضخامت لایه مرزی در بسامد کاهش یافته ۰/۰۷ بیشتر از سه بسامد کاهش یافته ی دیگر است.

در شکل ۳۳ اختلاف ضخامت لایه مرزی در حالت نوسانی با دامنه ی ۵ درجه حول زاویه ی متوسط ۲ درجه و در حرکت بالارونده با افزایش زاویه ی حمله ی لحظه یی ضخامت لایه مرزی کم شده و این کاهش ضخامت لایه مرزی در بسامد کاهش یافته ۰/۰۷ بیشتر از سه بسامد کاهش یافته ی دیگر است. همچنین در مقایسه با شکل ۳۲ به دلیل افزایش زاویه ی حمله ی لحظه یی حلقه ها بازتر شده اند.

در شکل ۳۴ نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی نسبت به زاویه ی حمله ی لحظه یی در طول یک دوره نوسان، در دامنه ی نوسان ۵ درجه حول زاویه ی حمله ی



شکل ۳۵. نمودار تغییرات ضخامت لایه مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه ± 5 درجه حول زاویه متوسط ۳- درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

۴. نتیجه‌گیری

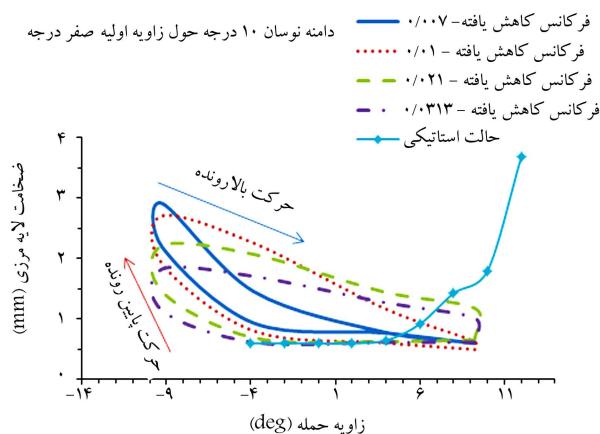
به‌منظور بررسی شکل و رفتار لایه‌مرزی جریان روی یک ایرفویل فوق‌بحرانی، آزمایش‌های تونل باد با استفاده از ریک حاوی لوله‌های فشارکل، مبدل‌های فشار و... انجام گرفت. موقعیت داده‌برداری روی مدل ایرفویل، در فاصله‌ی یک چهارم وتر از لبه‌ی حمله آن، و روی سطح بالایی ایرفویل قرار داشت. علاوه بر به دست آوردن پروفیل سرعت و مشخصات لایه‌مرزی در نقطه‌ی مورد نظر در حالت استاتیک، ایرفویل تحت نوسان اجباری در محدوده‌ی نوسانی مشخص قرار گرفت و حالت‌های مختلف آن با تغییر پارامترهای زاویه‌ی حمله، دامنه‌ی نوسانات و بسامد آنها مقایسه شد.

برای اطمینان از صحت اندازه‌گیری‌ها پروفیل‌های لحظه‌ی سرعت لایه‌مرزی در چرخه‌های مختلف نوسانی مقایسه شد که مؤید دقت آزمایش‌ها بود. نتایج حاصله حاکی از آن است که با ابزار به‌کارگرفته شده، ضخامت لایه‌مرزی در موقعیت ربع وتر نسبت به لبه‌ی حمله ایرفویل در زوایای حمله‌ی استاتیک ۵- تا ۴ درجه تغییر محسوس‌ی ندارد یا قابل اندازه‌گیری نیست؛ اما افزایش قطر لایه‌مرزی از زاویه ۴ تا ۱۴ درجه کاملاً محسوس و قابل اندازه‌گیری بود.

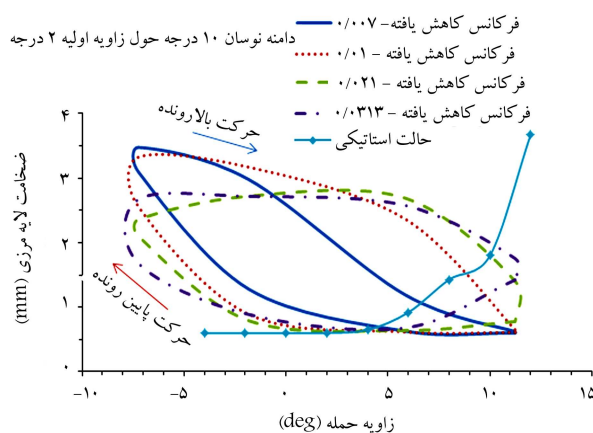
مطابق انتظار، در محدوده‌ی تغییرات عدد رینولدز که در این آزمایش عامل آن سرعت جریان بوده است، با افزایش سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی ثابت ضخامت لایه‌مرزی کاهش یافته است. به‌منظور بررسی حساسیت لایه‌مرزی به نوسانات اجباری ایرفویل، که عامل محرک اغتشاشات به داخل لایه‌مرزی است، با تحلیل فرکانسی سیگنال فشارهای به دست آمده از هر لوله‌فشارکل به دست می‌آید که از الگوریتم سری فوری تبعیت می‌کند. با این توضیح، بسامد نوسان ایرفویل در تمامی آنالیزهای فرکانسی، به‌عنوان بسامد غالب از لحاظ اندازه دامنه‌ی مؤثر دیده شده است.

با متمرکز شدن بر رشد دامنه‌ی این بسامد نوسان و به دنبال آن در نمودارهای آنالیز سری فوری حالت‌های مختلف نوسان نتایج را می‌توان چنین استخراج کرد:

- حساسیت دامنه‌ی بسامد نوسان در نمودارهای تحلیل فرکانسی بیشتر تابعی از بسامد نوسان است و دامنه‌ی نوسان ایرفویل تأثیر زیادی بر فشارهای اندازه‌گیری شده در لایه‌مرزی ندارد.
- در محدوده‌ی جدول آزمایش‌های انجام شده، به نظر می‌رسد که این نتیجه حالتی از غالب بودن بسامد نوسان ایرفویل به‌عنوان عامل مغشوش‌کننده‌ی لایه‌مرزی نسبت به دامنه‌ی نوسان ایرفویل است.
- چنانچه زاویه‌ی حمله‌ی متوسط ایرفویل افزایش می‌یافت، تأثیرپذیری لایه‌مرزی از حرکت نوسانی ایرفویل بیشتر می‌شود، که این امر در بزرگ‌تر شدن حلقه‌ی هیستریزس نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی در یک چرخه‌ی نوسان به‌خوبی دیده می‌شود.
- تغییرات ضخامت لایه‌مرزی در زوایای صفر و ۳- درجه تقریباً در تمامی بسامدها و دامنه‌های نوسان نامحسوس بوده است.
- در تمامی نمودارها، ضخامت لایه‌مرزی در یک چرخه‌ی نوسان و در حرکت بالارونده کاهش یافته و بالعکس در حرکت پایین‌رونده افزایش یافته است.
- مقایسه‌ی نتایج و محاسبات مربوط به میزان خطا در کل آزمایش‌ها، خطای ۵٪ را نشان داد.
- با توجه به مقایسه‌ی کیفی صورت گرفته، می‌توان این تحقیق را گامی در جهت



شکل ۳۵. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه $\pm 1^\circ$ درجه حول زاویه‌ی حمله متوسط صفر در بسامدهای کاهش یافته مختلف.



شکل ۳۶. نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی برای سرعت جریان آزاد ۵۰ متر بر ثانیه در طول یک دوره نوسانی با دامنه $\pm 1^\circ$ درجه حول زاویه‌ی حمله متوسط ۲ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف.

در شکل ۳۵ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی نسبت به زاویه‌ی حمله لحظه‌ی در طول یک دوره نوسان، در دامنه‌ی نوسان 1° درجه حول زاویه‌ی حمله متوسط صفر درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف در مقایسه با حالت استاتیک نشان داده شده است. چنان که در این شکل و در بسامد کاهش یافته‌ی 0.007 ر/ث حلقه‌ی بسته‌تری نسبت به سه بسامد دیگر مشاهده می‌شود و این بیانگر این است که با افزایش دامنه‌ی نوسان حجم جرم ظاهری جابه‌جا شده بیشتر شده که در بسامدهای کاهش یافته بیشتر این پارامتر غالب است و حلقه‌ی هیستریزس را بازتر می‌کند.

در شکل ۳۶ نمودار تغییرات ضخامت لایه‌مرزی نسبت به زاویه‌ی حمله لحظه‌ی در طول یک دوره نوسان، در دامنه‌ی نوسان 1° درجه حول زاویه‌ی حمله متوسط ۲ درجه در بسامدهای کاهش یافته مختلف و حالت استاتیک نشان داده شده است. در حرکت بالارونده با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌ی ضخامت لایه‌مرزی کم شده و این کاهش ضخامت لایه‌مرزی در بسامد کاهش یافته‌ی 0.007 ر/ث بیشتر از سه بسامد کاهش یافته‌ی دیگر است. همچنین در مقایسه با شکل ۳۵ به دلیل افزایش زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌ی حلقه‌ها بازتر شده‌اند. اثر جرم ظاهری نسبت به حالت قبلی که نوسان حول زاویه‌ی صفر است به دلیل ثابت بودن دامنه‌ی نوسان تغییر چندانی ندارد.

شناخت رفتار آیرودینامیکی ایرفویل فوق بحرانی مشخص شده دانست که نتایج زیادی از آن منتشر نشده است.

تشکر و قدردانی خویش را از ایشان اعلام می‌دارد.

تقدیر و تشکر

انجام آزمایش‌های این تحقیق بدون همکاری و پشتیبانی آقایان مهندس حسین شیروانی، مهندس علیرضا صفازاده و مهندس حامد کرمی امکان‌پذیر نبود. لذا مراتب

فهرست علائم

T: دوره‌ی نوسان؛
 α : زاویه‌ی حمله متوسط؛
 $k = \frac{\pi f c}{U_{\infty}}$: بسامد کاهش یافته.

پانویس

1. reduced frequency

منابع (References)

1. Knoller, R. "Die gesetze des luftwiderstands", *Flug-und Motorechnik (Wien)*, **3**(21), pp. 1-7 (1909).
2. Betz, A. "Ein beitrag zur Erklarung des segelfluges", *Z.f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, **3**, pp. 269-272 (1912).
3. Katzmayer, R. "Effects of periodic change of angle of attack on behavior of airfoils", NACA Rept. 147 (OCT 1922).
4. Birnbaum, W. "Der schlagflügelpropeller und die kleinen Schwingungen elastisch befestigter Tragflügel", *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, **15**, pp. 128-134 (1924).
5. Kramer, M. "Increase in the maximum lift of an airfoil due to a sudden increase in its effective angle of attack resulting from a gust", NASA TM-678 (1932).
6. Theodersen, T. "General theory of aerodynamic instability and mechanism of flutter", NACA Rept. 496 (Oct 1935).
7. Von Karman, T. and Burgers, J.M., *General Aerodynamic Theory Perfect Fluid*, Aerodynamic Theory, edited by W. F. Durand, Division E, **2**, Julius-Springer, Berlin, p. 308 (1943).
8. Bratt, J.B., *Flow Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil*, Aeronautical Research Council, R&M 2773 (March 1950).
9. Lighthill, J., *Aerodynamic Aspects of Animal Flight. In: Swimming and Flying in Nature*, eds. Wu, Y., Brokaw, C., Brennen, C., **II**, pp. 423-491, New York: Plenum Press (1970).
10. Telionis, D.P., Tsahalis, D.T. and Werle, M.J. "Numerical investigation of unsteady boundary-layer separation", *Physics of Fluids*, **16**(8), pp. 968-973 (1973).
11. Sears, W.R. and Telionis, D.P. "Boundary-layer separation in unsteady flow", *SIAM Journal on Applied Mathematics*, **28**(1), pp. 215-235 (Jan. 1975).
12. Mc Croskey, W.J. "Unsteady airfoils", *Annual Review Fluid Mechanics*, **14**, pp. 285-311 (1982).
13. Carr, W. and Cebeci, T. "Calculation of boundary layers of oscillating airfoils", USAAVSCOM Technical Report 84-A-1 (1985).
14. Carr, L.W. "Progress in analysis and prediction of dynamic stall", *Journal of Aircraft*, **25**(1), pp. 6-17 (1988).
15. Koochesfahani, M.M. "Vortical pattern in the wake of an oscillating airfoil", *AIAA Journal*, **27**, pp. 1200-1205 (Sep. 1989).
16. Jones, K.D., Dohring, C.M., and Platzer, M.F. "Experimental and computational investigation of the knoller-betz effect", *AIAA Journal*, **36**(7), pp. 1240-1246 (July 1998).
17. Thomas, F.O., Liu, X., "An experimental investigation of symmetric and asymmetric turbulent wake development in pressure gradient", *physics of Fluid Journal*, **16**(5), pp. 1725-1746, (in Persain) (2004).

18. Schobeiri, M.T. and Wright, L. "Advances in unsteady boundary layer transition research", Part II Experimental Verification, *International Journal of Rotating Machinery*, **9**(1), pp. 11-22 (2003).
19. Harish, G. "Numerical modeling of aerodynamics of airfoils of micro air vehicles in gusty environment", PhD Thesis, University of Akron (2008).
20. Kang, Ch.-K. and SikBaik, Y. "Fluid dynamics of pitching and plunging airfoils of reynolds number between 1×10^4 and 6×10^4 ", 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition Orlando, Florida. (5-8 January 2009).
21. Alighanbari, H., Amiralaie, M.R. and Hashemi, S.M. "An investigation into the effects of unsteady parameters on the aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil", *Journal of Fluids and Structures*, **26**, pp. 979-993 (2010).
22. Liang, Ch., Ou, K., Premasuthan, S., Jameson, A. and Wang, Z.J. "High-order accurate simulations of unsteady flow past plunging and pitching airfoils", *Journal Computers & Fluids*, **40**, pp. 236-248 (2011).
23. Ghorbanian, K., Soltani, M.R. and Manshadi, M.D. "Experimental investigation on turbulence intensity reduction in subsonic wind tunnels", *Aerospace Science and Technology*, Elsevier (July 2010).
24. Beckwith, T.G., Maraugoni, R.D. and Lienhard V, J.H., *Mechanical Measurements*, Fifth edition, Addison-Wesley Publishing Company, pp. 45-115 (1993).