



مطالعه تجربی پدیده گذرش ناپایای جریان بر روی سطح یک مقطع توربین باد

حسن اخلاقی^{۱*}، آرش دیوازی^۲، رسول شفیع^۳

^۱ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکده‌های علوم و فناوری‌های میان رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران.
^۲ دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکده‌های علوم و فناوری‌های میان رشته‌ای، دانشگاه تهران، ایران.
^۳ دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران.
 مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۰۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۶/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۷/۰۶

چکیده

در بررسی حاضر، مطالعه تجربی پدیده گذار جریان آرام به آشفته روی سطح یک مقطع توربین باد انجام شده‌است. برای این منظور محدوده تغییرات عدد رینولدز آزمایش بین ۰/۱۳ تا ۰/۵۳ میلیون و زوایای حمله مدل ایرفویل در محدوده ۴- تا ۱۴ درجه در نظر گرفته شده‌است. آزمایش‌های تجربی بر روی مدل یک ایرفویل بعنوان نماینده مقطع یک پره توربین باد ۶۶۰ کیلووات در شرایط استاتیک (پایا) انجام شده‌است. اندازه‌گیری نقطه شروع گذار جریان با استفاده از روش‌های مختلف مبتنی بر خروجی سنسورهای فشار و فیلم داغ بررسی گردید. دو تکنیک جدید مبتنی بر تحلیل فرکانسی سیگنال‌های فیلم داغ جهت تعیین نقطه شروع گذار جریان معرفی و بررسی شده‌است. نتایج نشان می‌دهد که همه روش‌های مورد استفاده تطابق خوبی در تعیین نقطه شروع گذار جریان دارند. با افزایش سرعت جریان آزاد و همچنین افزایش زاویه حمله، موقعیت نقطه شروع گذار جریان به سمت لبه حمله مدل جابجا می‌شود؛ همچنین، نتایج بررسی موقعیت نقطه حباب جدایش نشان می‌دهد که در زوایای حمله بالا موقعیت نقطه شروع حباب جدایش در زمان تغییر کرده و این امر منجر به تغییرات زمانی موقعیت مکانی شروع گذار جریان می‌شود. تغییرات زمانی نقطه شروع حباب جدایش را بخوبی می‌توان از روی پدیده اختلاف فاز ۱۸۰ درجه بین سنسورهای متوالی فیلم داغ ماقبل و مابعد مشاهده کرد.

کلمات کلیدی: گذار جریان آرام به آشفته؛ حباب جدایش جریان آرام؛ سنسور فیلم داغ؛ سنسور فشار؛ تحلیل فرکانسی.

Experimental Investigation of Unsteady Laminar-to-Turbulent Transition over a Wind Turbine Blade Section

Hassan Akhlaghi^{1*}, Arash Divazi², Rasoul Shafiei³

¹ Assist. Prof., Aerospace Engineering Department, College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

² MSc Graduate, Aerospace Engineering Department, College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran Tehran, Iran.

³ MSc Graduate, Department of Mechanical Engineering, University of KashanT Kashan, Iran.

Abstract

In this study, the laminar-to-turbulent transition over a wind turbine airfoil section was experimentally investigated. Tests were conducted on a model representing a 660 kW wind turbine blade under static conditions, with Reynolds numbers ranging from 0.13 to 0.53 million and angles of attack from -4° to 14° . Transition onset was measured using pressure sensors and hot-film sensors, including two newly introduced frequency-based analysis techniques. All methods, including the novel ones, showed good agreement in detecting transition onset. Results indicated that as velocity and angle of attack increase, the transition onset point moves backward, approaching the leading edge. At high angles of attack, the location of the separation bubble onset was found to vary over time, causing temporal changes in the spatial position of the transition onset. This unsteady behavior was effectively captured by observing a 180-degree phase change between consecutive upstream and downstream hot-film sensors. Overall, the study provides a comparative evaluation of transition detection methods and highlights the time-dependent nature of separation bubbles at high angles, which is critical for understanding boundary layer behavior on wind turbine blades.

Keywords: Laminar-to-Turbulent Transition; Laminar-Separation Bubble; Hot-Film Sensor; Pressure Transducer; Frequency Analysis.

۱- مقدمه

لایه مرزی نقش اساسی در عملکرد وسایل حمل و نقل هوایی، توربین‌های بادی، توربو ماشین‌ها و غیره ایفا می‌کند. بررسی دقیق نقطه شروع گذار از جریان آرام به آشفته^۱ (LTT) می‌تواند در تحلیل عملکرد و کنترل جریان این سیستم‌ها مفید باشد. استراتژی‌های طراحی جدید سعی دارند ناحیه جریان آرام بر روی سطح را افزایش دهند تا نیروی مقاوم پسا کاهش یابد؛ بنابراین، موقعیت نقطه شروع گذار به یک پارامتر مهم طراحی تبدیل شده‌است. پس از طراحی، موقعیت واقعی نقطه شروع گذار روی پره در توربین‌های بادی در حین عملیات بسیار مورد توجه است [۱].

تشخیص تجربی موقعیت LTT با استفاده از روش‌های مختلفی مانند داده‌های فشار سطح، اندازه‌گیری سیم داغ^۲، داده‌های صوتی، داده‌های فیلم داغ^۳ و تصویربرداری جریان بر اساس روش‌های اپتیک انجام شده‌است؛ همچنین، روش‌های تجربی متعددی برای پیش‌بینی نقطه گذار از جریان آرام به آشفته توسعه یافته‌اند. رایج‌ترین روش در میان روش‌های نیمه تجربی برای تعیین موقعیت نقطه گذار، روش e^N است که در کد XFOIL پیاده‌سازی شده‌است. این کد یک ابزار عددی برای تشخیص موقعیت LTT بوده که توسط درلا توسعه یافته است [۲-۳]. کد XFOIL از روش e^N برای تشخیص نقطه گذار همراه با یک حلگر جریان لایه‌مرزی استفاده می‌کند. تعیین نقطه LTT با استفاده از سنسورهای فشار به روش‌های مختلفی انجام شده است که عبارتند از استفاده از توزیع فشار سطحی [۴-۵] و تحلیل آماری سیگنال‌های بدست آمده از سنسورهای فشار [۶-۷]. پوپوف و همکاران [۴] روشی برای تشخیص موقعیت LTT روی سطح مکش یک ایرفویل با استفاده از توزیع فشار سطحی معرفی کردند. آنها نشان دادند که نقطه گذار ممکن است از طریق موقعیت حداکثر انحنای توزیع فشار سطح شناسایی شود. این روش، نیاز به تراکم کافی در اندازه‌گیری‌های فشار دارد و در ناحیه مجاور موقعیت مکش بیشینه در لبه حمله عملکرد مناسبی ندارد.

تحلیل آماری داده‌های سیم داغ یکی دیگر از روش‌های تشخیص نقطه LTT است [۸-۱۳]. این تکنیک می‌تواند برای

جریان‌های ناپایدار نیز استفاده شود، اما برای مدل‌های متحرک کاربردی نیست. اندازه‌گیری سیم داغ از انواع روش‌های مخرب است (در حین اندازه‌گیری می‌تواند در الگوی جریان اختلال ایجاد کند) و فقط اطلاعات نقطه‌ای را از میدان جریان فراهم می‌کند. تشخیص نقطه LTT با استفاده از تحلیل داده‌های صوتی توسط هلر و دوسینگ انجام شده‌است [۱۴-۱۵]. در این روش، نقطه LTT با استفاده از یک سیستم مبتنی بر داده‌های صوتی آشکارسازی می‌شود. میکروفون‌های پیزوالکتریک جانمایی شده روی سطح، میدان نوسانی فشار در ناحیه جریان گذرا را بدست می‌دهند. [۱۴].

اندازه‌گیری به کمک سنسورهای فیلم داغ امکان تشخیص نقطه شروع گذار جریان را با وضوح زمانی بالا می‌دهد. این روش غیر مخرب بوده و در ابتدا به‌عنوان آشکارساز اصطکاک سطحی و به‌صورت نقطه‌ای استفاده شده‌است [۱۶]. اساس کار در روش اندازه‌گیری فیلم داغ مبتنی بر اتلافات حرارتی همرفتی بوده که ناشی از انتقال گرما از سیال به فیلم‌های داغ است. روش اندازه‌گیری فیلم داغ عملکرد مناسبی در خصوص بررسی رویدادهای گذار جریان لایه‌مرزی در شرایط ایستا^۴ و متحرک^۵ داشته است [۱۱-۱۲، ۱۷-۳۹]. بررسی‌های لایه‌مرزی با استفاده از دنباله سنسورهای فیلم داغ^۶ نشان داد که ناپایداری جریان ناشی از حرکت ایرفویل و همچنین اختلالات جریان را می‌توان به‌طور همزمان و با روش غیر مخرب تشخیص داد [۱۲، ۱۹، ۲۱، ۹۰].

دسته دیگر روش‌های تجربی بررسی لایه‌مرزی و تشخیص مکان LTT، آشکارسازی جریان و روش‌های اپتیک هستند. این تحقیقات شامل تشخیص پدیده‌های لایه‌مرزی در شرایط ایستا و متحرک است. تکنیک‌های آشکارسازی جریان مورد استفاده برای بررسی لایه‌مرزی عبارتند از آشکارسازی دود [۸، ۹، ۱۲، ۲۶، ۴۰-۴۲]، الگوی روغن بر روی سطح [۸، ۴۳، ۴۴]، تارهای تافت [۸، ۴۵]، روش مبتنی بر شیلرین^۷ [۴۶] و سرعت سنجی داپلر لیزری^۸ [۲۴] که در تشخیص نقطه LTT موفقیت آمیز بوده‌اند.

استفاده از دوربین‌های مادون قرمز یک تکنیک مطلوب برای تشخیص گذار لایه‌مرزی در آزمایش تونل باد و

¹ Laminar-to-turbulent transition (LTT) onset

² Hot-wire

³ Hot-film

⁴ Static

⁵ Dynamic

⁶ Multiple hot-film sensor

⁷ Schlieren

⁸ Laser doppler velocimetry

در مقاله حاضر، مطالعه تجربی پدیده گذار جریان آرام به آشفته بر روی سطح مدل ایرفویل مربوط به مقطع یک پره توربین باد ۶۶۰ کیلووات مدنظر است. اندازه‌گیری نقطه شروع گذار جریان با استفاده از روش‌های مختلف شامل کد XFOIL، مشتق دوم توزیع فشار، انحراف معیار سیگنال‌های فیلم داغ، مقادیر RMS سیگنال‌های فیلم داغ، تحلیل فرکانسی و طیف نگار سیگنال‌های فیلم داغ انجام خواهد شد. از میان روش‌های فوق، استفاده از طیف نگار و مقادیر RMS سیگنال‌های فیلم داغ در این مقاله معرفی و ارزیابی می‌شود؛ همچنین، در خصوص ناپایداری نقطه شروع حباب جدایش و متعاقب آن ناپایداری نقطه شروع گذار جریان در زوایای حمله بالا بحث شده است.

۲- تجهیزات تجربی آزمایش

در این بررسی، از یک تونل باد مادون صوت، مدار باز و با مقطع آزمایشی مستطیل شکل $200 \times 100 \times 80$ سانتی‌متر استفاده شده است. از یک مجموعه فن و موتور الکتریکی به جهت مکش جریان از ورودی تونل و ایجاد سرعت در مقطع تست تونل باد استفاده شده است. با توجه به مشخصات فن و ابعاد تونل باد، سرعت مقطع تست به صورت پیوسته از ۱۰ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه متغیر است. با توجه به محدود سرعت تونل باد و ابعاد مدل، آزمایش‌های تجربی در محدود اعداد رینولدز 0.13 تا 0.53 میلیون انجام شد. به جهت کنترل شدت آشفتگی جریان ورودی به تونل، از سه صفحه بزرگ ضد تلاطم و لانه زنبوری در محفظه آرامش تونل استفاده شد. شدت آشفتگی جریان در مقطع تست در بازه $0.5-1.5$ درصد اندازه‌گیری شده است [۸۸]. از یک مدل بال با مقطع یکنواخت و با وتر ۲۵ سانتی‌متر و دهانه ۸۰ سانتی‌متر استفاده شده است [۷۰-۷۳]. این مدل از فایبرگلاس با دقت ± 0.1 میلی‌متر ساخته شده است. مدل ایرفویل مورد استفاده مربوط به یک پره توربین باد ۶۶۰ کیلو وات بوده است که در موقعیت ۷۰ درصد طول پره از هاب نصب می‌شود. برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی بدنه، از ۶۳ پورت فشار استفاده شد که در لبه جلویی تراکم بیشتری دارند (شکل ۱). تعداد شانزده عدد سنسور فیلم داغ در سطح بالایی ایرفویل در محدوده $0.204 \leq x/c \leq 0.752$ نصب شده‌اند. موقعیت

اندازه‌گیری در حین پرواز بوده و برای شرایط ایستا و متحرک قابل استفاده است. اولین تحقیقات برای جریان مادون صوت توسط بوچاردی و همکاران [۴۷] انجام شده که در آن با استفاده از اندازه‌گیری دمای بازیابی در جریان گذر صوتی، پدیده گذار جریان از آرام به آشفته در لایه مرزی مطالعه شده است. تشخیص گذار جریان با استفاده از ترموگرافی مادون قرمز، بر اساس تجزیه و تحلیل یک تصویر حرارتی که به صورت لحظه‌ای گرفته می‌شود، امکان تعیین نقطه LTT را فراهم می‌کند. انتقال حرارت در ناحیه تلاطم در مقایسه با لایه آرام بیشتر است که منجر به تغییر دمای سطح در طول گذار از جریان آرام به آشفته می‌شود [۴۸-۶۲].

از رنگ‌های حساس به دما^۱ (TSP) با موفقیت برای تشخیص نقطه LTT در شرایط ایستا و متحرک استفاده شده است [۵۹، ۶۳-۶۷]. رنگ‌های TSP حاوی مولکول‌های فعال (لومی‌نوفورها^۲) است که توسط طول موج خاصی از نور برانگیخته می‌شوند. با بازگشت مولکول‌ها به حالت پایه، نور با طول موج بلندتری ساطع می‌کنند. سرانجام، لومی‌نوفورها با سرد کردن حرارتی به حالت پایه برمی‌گردند. به این ترتیب مولکول‌های برانگیخته غیرفعال شده و بدون تابش نور به حالت اولیه خود باز می‌گردند. از آنجایی که فرآیند متناسب با دما است، مناطق با دمای بالا و پایین می‌توانند به عنوان مناطق تاریک و روشن شناسایی شوند [۶۸]. اخیراً از رنگ‌های حساس به فشار^۳ (PSP) در کاربرد تشخیص نقطه LTT استفاده شده است [۶۷، ۶۹]. در این تکنیک، برهمکنش‌های فوتوکینتیکی^۴ بین جریان و یک سطح پوشش داده شده با لومینیسنت در نظر گرفته می‌شود. مولکول‌های رنگ درخشان توسط نور با طول موج خاصی برانگیخته می‌شوند و نور را با طول موج بالاتر ساطع می‌کنند. این فرآیند تابشی را می‌توان با اکسیژن منتشر بسته به فشار هوای محلی فرونشاند، جایی که برای فشارهای محلی بالاتر، مقدار نور ساطع شده و همچنین زمان فروپاشی یا طول عمر لومینیسنت کمتر است [۶۹]. بر اساس تحقیقات انجام شده توسط ویس و همکاران [۶۹]، رنگ‌های PSP عملکرد خوبی را در تشخیص گذار لایه‌مرزی روی پره‌های چرخان سرعت بالا نشان می‌دهد.

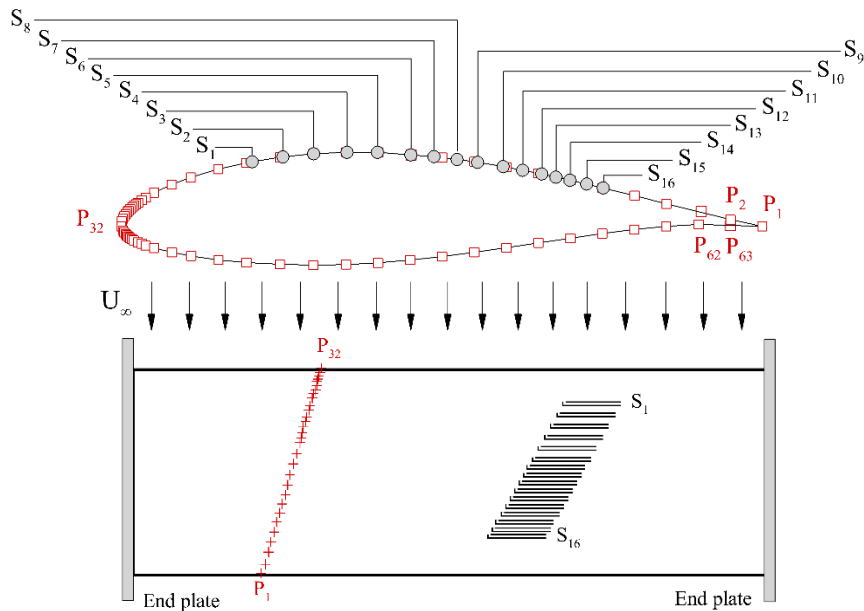
³ Pressure-sensitive paints

⁴ Photokinetic interactions

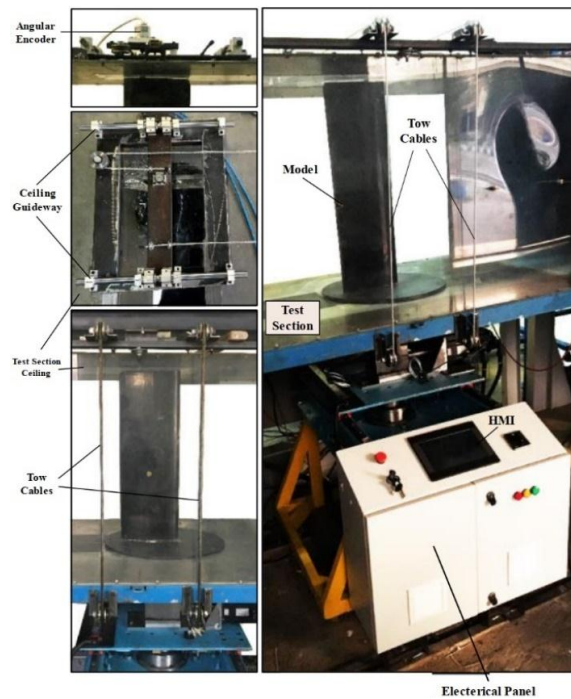
¹ Temperature-sensitive paints

² Luminophore

نصب سنسورها به گونه‌ای در نظر گرفته شده که محدوده تغییرات مکانی نقطه شروع پدیده گذار جریان در آزمایش‌های در نظر گرفته شده را پوشش دهد. زوایای حمله با استفاده از یک انکودر ۱۴ بیتی و با دقت ۰/۰۲۲ درجه اندازه‌گیری شد.



شکل ۱- شماتیک ایرفویل با تب‌های فشاری و سنسورهای فیلم داغ



شکل ۲- نمایشی از مقطع تست و تجهیزات مربوط به مکانیزم نصب مدل در تونل

پایین گذر استفاده شده است. تمام داده‌های انکودر، سنسورهای فشار و سنسورهای فیلم داغ به طور همزمان با استفاده از بردهای A/D NI6071، ۱۲ بیتی ضبط شده‌اند.

جدول ۱- لیست آزمایش‌های تجربی

آزمایش	سرعت (متر بر ثانیه)	زاویه حمله (درجه)
۱	۲۰	-۴
۲	۲۰	۰
۳	۲۰	۲
۴	۲۰	۶
۵	۲۰	۸
۶	۲۰	۱۰
۷	۲۰	۱۲
۱۰-۸	۳۰، ۲۰، ۱۰	-۴
۱۳-۱۱	۳۰، ۲۰، ۱۰	۰
۱۶-۱۴	۳۰، ۲۰، ۱۰	۴
۱۹-۱۷	۳۰، ۲۰، ۱۰	۸
۲۲-۲۰	۳۰، ۲۰، ۱۰	۱۰

محاسبات مربوط به عدم قطعیت پارامترهای مختلف مرتبط با شرایط آزمایشگاهی حاضر، به تفصیل در مرجع [۸۹] ارائه شده است. بر این اساس، مقادیر عدم قطعیت برای اندازه‌گیری مقادیر فشار روی سطح مدل ۰/۲۱ درصد و ضریب فشار ۰/۷ درصد است؛ همچنین مقادیر عدم قطعیت برای پارامترهای جریان آزاد عبارتند از: عدد رینولدز ۰/۶ درصد، سرعت جریان آزاد ۰/۲۸ درصد، چگالی ۰/۳۷ درصد، دما ۰/۳۵ درصد و فشار ۰/۱۲ درصد است.

آزمایشات تجربی در شرایط سرعت جریان آزاد از ۱۰ تا ۴۰ متر بر ثانیه انجام شد که متناظر است با محدوده اعداد رینولدز بین ۰/۱۳ تا ۰/۵۳ میلیون. در هر سرعت جریان آزاد، زاویه حمله مدل در بازه ۴- تا ۱۴ درجه تغییر می‌کند. برای مدل مورد استفاده، در محدوده اعداد رینولدز مدنظر، تغییرات موثر موقعیت نقطه شروع گذار جریان به ازای زوایای حمله کمتر از ۱۲ درجه است. لیست آزمایش‌های تجربی انجام شده در جدول ۱ ارائه شده است.

پیکربندی مکانیزم نصب مدل و مقطع تست در شکل ۲ نشان داده شده است. مدل بصورت عمودی در مقطع آزمایش نصب می‌شود. مکانیزم طراحی شده به منظور انجام حرکات نوسانی پیششی و انتقالی طراحی شده است [۸۸-۸۹]. در بررسی حاضر، مدل روی این مکانیزم نصب شده است و تغییرات زوایای حمله در حالت ایستا با استفاده از این مکانیزم اعمال شده است. توزیع فشار روی سطوح بالایی و زیرین مدل با استفاده از سنسورهای فشار اختلافی و با دامنه‌های مختلف از ۰/۰۷۵ تا ۱ در مقیاس psi اندازه‌گیری شده است. حداکثر خطای موجود در سنسورهای فشار در حدود ۰/۱۵ درصد است. به دلیل تعداد زیاد پورت‌های فشار و اندازه سنسورهای فشار، امکان قرار دادن سنسورها داخل مدل وجود ندارد؛ بنابراین، آزمایش‌های گسترده‌ای انجام شد تا اطمینان حاصل شود که پاسخ فرکانسی سیستم اندازه‌گیری فشار بسیار بالاتر از بالاترین فرکانس قابل اندازه‌گیری نگه داشته می‌شود [۷۴]. در نهایت، طول و جنس تیوب‌ها بر اساس دستیابی به حداقل تاخیر زمانی انتخاب شدند. برای تیوب‌های انتخابی، حداکثر تاخیر زمانی کمتر از ۰/۰۱ ثانیه بوده که منجر به آن شد که پاسخ فرکانسی انتهای تیوب‌ها شامل حجم سنسورها، ویسکوزیته و سایر عوامل بالاتر از ۱۰۰ هرتز باشد.

سیگنال‌های کالیبره شده فیلم داغ مبین مقادیر حقیقی تنش برشی دیواره خواهند بود. در اکثر مراجع، به منظور بررسی رفتار لایه مرزی با استفاده از سنسورهای فیلم داغ، از سیگنال‌های کالیبره نشده در قالب تعریف شبه تنش برشی دیواره^۱ استفاده می‌کنند. علت این امر آن است که کالیبراسیون سنسورهای فیلم داغ بسیار زمان‌بر و پیچیده است. برای این منظور لازم است از ابزار اندازه‌گیری دیگری مثل سیم داغ بصورت همزمان استفاده کرد؛ همچنین، این کالیبراسیون بسیار حساس به شرایط محیطی مثل دما می‌باشد. بعلاوه، لازم است در صورت انجام آزمایشات در روزهای مختلف، کالیبراسیون در هر روز مجدداً انجام شود. در این بررسی، از سنسورهای فیلم داغ با فرکانس ۵ کیلو هرتز نمونه‌برداری شد. مقدار نسبت بیش‌گرمایش^۲ به میزان ۰/۹ انتخاب شد تا پاسخ بسیار مناسب‌تری به دست آید و از انحراف فیلم داغ جلوگیری شود. برای حذف نویز سفید^۳ از محتوای سیگنال‌ها، از فیلتر

³ White noise

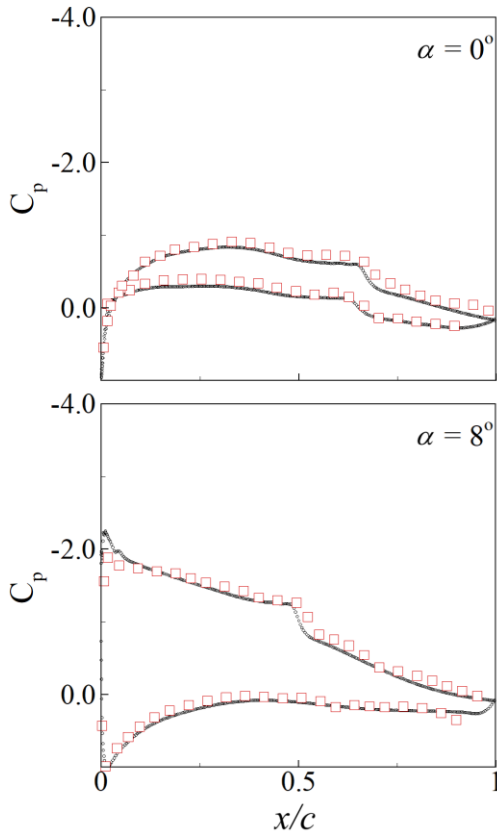
¹ Quasi-wall-shear stress

² Overheat ratio

شکل ۲ برای مقایسه با سایر روش‌های تشخیص LTT استفاده می‌شود که در تحقیق فعلی به کار گرفته شده است.

۳-۲- تشخیص نقطه LTT از روی توزیع فشار سطح

موقعیت نقطه گذار را می‌توان از روی منحنی توزیع فشار و با توزیع ضریب فشار روی سطح مدل تعیین کرد [۴، ۵، ۲۵]. این روش توسط پوپوف و همکاران [۴] معرفی شده است. در این روش، نقطه شروع گذار جریان متناظر با نقطه‌ای روی سطح مدل است که در آنجا بیشترین انحنای فشار (مشتق دوم فشار یا $\partial^2 p / \partial x^2$) رخ می‌دهد. بر این اساس، نقطه شروع LTT را می‌توان از طریق توزیع فشار اندازه‌گیری شده روی سطح تشخیص داد.



شکل ۴- توزیع فشار تجربی (مربع) و عددی (دایره) روی سطح مدل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

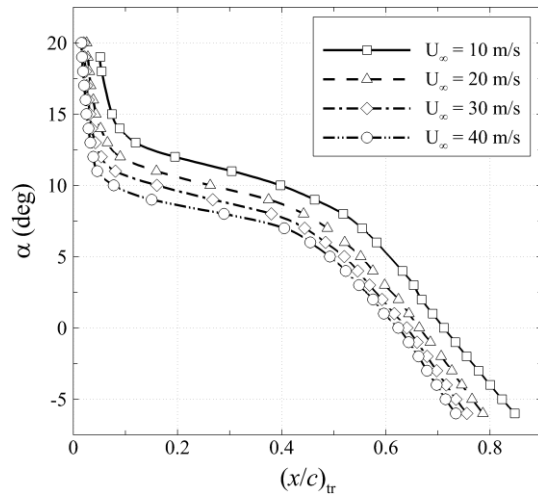
۳- تشخیص نقطه گذار

در بخش فعلی، روش‌های استفاده شده برای تشخیص موقعیت LTT از طریق داده‌های ترنسدیوسرهای فشاری و سنسورهای فیلم داغ شرح داده شده است.

۳-۱- کد XFOIL

کد XFOIL از روش e^N برای تشخیص نقطه گذار همراه با حلگر مبتنی بر روش پنل جریان لزج/غیر لزج استفاده می‌کند. این روش از تئوری پایداری خطی و مشاهدات تجربی استفاده می‌کند و زمانی که نسبت تقویت^۱ هرگونه اختلال کوچک در لایه مرزی آرام به مقدار e^N می‌رسد، پدیده گذار جریان را پیش‌بینی می‌کند. عدد N_{crit} وارد شده به کد XFOIL با استفاده از مرجع [۳]، بر اساس سطح آشفتگی جریان آزاد تونل باد و از رابطه زیر محاسبه شده است:

$$N_{crit} = -8.43 - 2.4 \ln \zeta \quad (1)$$



شکل ۳- مکان نقاط شروع LTT بر روی سطح بالایی مدل با استفاده از کد XFOIL

شکل ۳ تغییرات نقطه LTT بر روی سطح بالایی ایرفویل، به ازای تغییرات زاویه حمله بدست آمده از کد XFOIL را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش سرعت جریان آزاد، نقطه گذار به سمت لبه فرار حرکت می‌کند. داده‌های

^۱ Amplification ratio

شکل ۶ توزیع فشار اندازه‌گیری شده بر روی سطح مدل را نشان می‌دهد. نقاط مشخص شده با فلش، مبین نقاط شروع LTT طبق تعریف ارائه شده توسط پوپوف و همکاران است. جابجایی نقطه شروع LTT به سمت لبه حمله با افزایش زاویه حمله مشهود است.

۳-۳- تشخیص نقطه LTT براساس حداکثر انحراف معیار در سیگنال‌های فیلم داغ

روش دیگر برای تشخیص مکان LTT مبتنی بر این واقعیت است که در نقطه گذار، نوسانات جریان حداکثر مقدار است. برای یک سیگنال زمانی گسسته $r(t)$ ، انحراف معیار (σ) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (r_i - \bar{r})^2}{N - 1}} \quad (2)$$

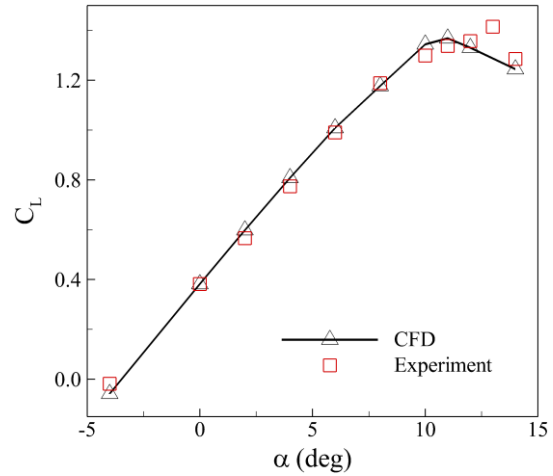
مقدار σ برای هر سنسور فیلم داغ محاسبه می‌شود. در این روش، نقطه شروع گذار جریان از آرام به آشفته عبارت است محل افزایش شدید مقادیر σ . معمولاً از سیگنال‌های کالیبره نشده فیلم داغ به منظور ارائه اطلاعات کیفی در خصوص وضعیت لایه مرزی روی سطح استفاده می‌شود. بر اساس رهیافت ارائه شده توسط هودسون [۷۶] و ژانگ و همکاران [۷۷]، تنش شبه برشی دیوار (τ) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\tau = \left(\frac{E^2 - E_0^2}{E_0^2} \right)^3 \quad (3)$$

در رابطه فوق، E ولتاژ خروجی سنسور فیلم داغ و E_0 ولتاژ آفست^۱ (که عبارت است از ولتاژ در جریان ساکن و در دمای محیطی که در آن آزمایش انجام شده). در این بررسی، از ولتاژ خروجی بی‌بعد شده برای تجزیه و تحلیل آماری استفاده شده است. در مقایسه با معادله (۳)، خروجی فیلم داغ بی‌بعد شده به صورت زیر تعریف می‌شود:

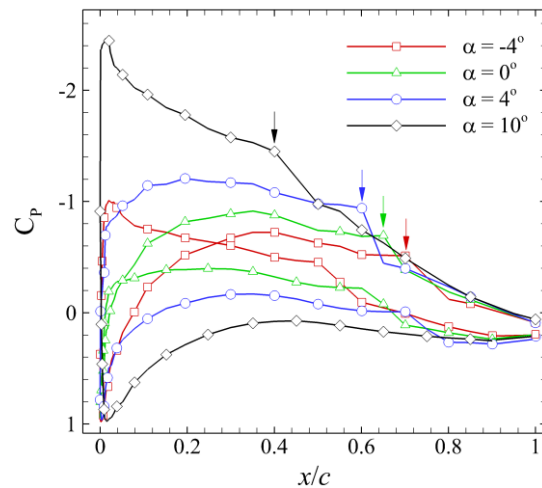
$$\hat{E} = \frac{E - E_0}{E_0} \quad (4)$$

شکل ۷ تغییرات σ را در امتداد سطح بالایی ایرفویل در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. مقادیر σ بر اساس خروجی‌های



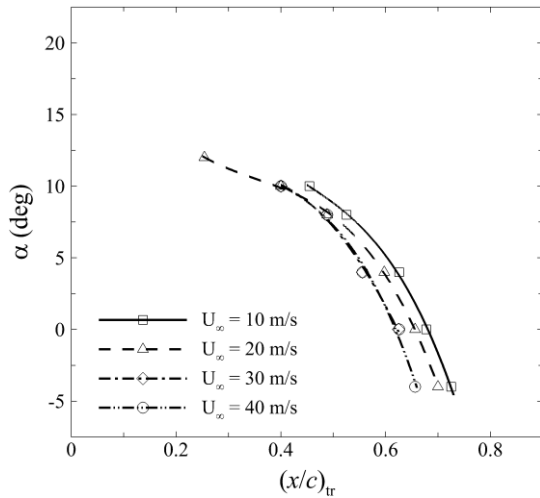
شکل ۵- منحنی‌های ضریب برآ بدست آمده از اندازه‌گیری‌های تجربی فشار و شبیه‌سازی‌های CFD در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

مقایسه نتایج اندازه‌گیری شده ضریب فشار و شبیه‌سازی‌های عددی در شکل ۴ ارائه شده است. همچنین، مقایسه تغییرات ضریب برآ بدست آمده از توزیع فشار و نتایج CFD در شکل ۵ گزارش شده است. با توجه به شکل‌های ۴-۵، تطابق خوبی بین نتایج بدست آمده و نتایج شبیه‌سازی‌های CFD وجود دارد. جزئیات مربوط به نتایج CFD در مرجع [۸۸] ارائه شده است.



شکل ۶- توزیع فشار اندازه‌گیری شده حول ایرفویل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و در زوایای حمله مختلف

^۱ Offset voltage



شکل ۸- تغییرات موقعیت LTT بر روی سطح مدل بر اساس انحراف معیار سیگنال‌های خروجی از فیلم داغ

۳-۴- تشخیص نقطه LTT براساس مقادیر RMS

سیگنال‌های فیلم داغ

سلطانی و همکاران [۷۸-۸۰] روشی جهت تشخیص پدیده باز^۱ در ورودی مافوق صوت ارائه کردند که مبتنی بر تحلیل زمانی سیگنال‌های فشار بوده است. در این بخش، از این روش جهت تشخیص نقطه LTT بر اساس سیگنال‌های فیلم داغ استفاده می‌شود. با استفاده از سری فوریه، شبه تنش برشی دیوار اندازه‌گیری شده (بر اساس سیگنال‌های خروجی فیلم داغ) را به عنوان تابعی از مکان به صورت زیر می‌توان بیان کرد:

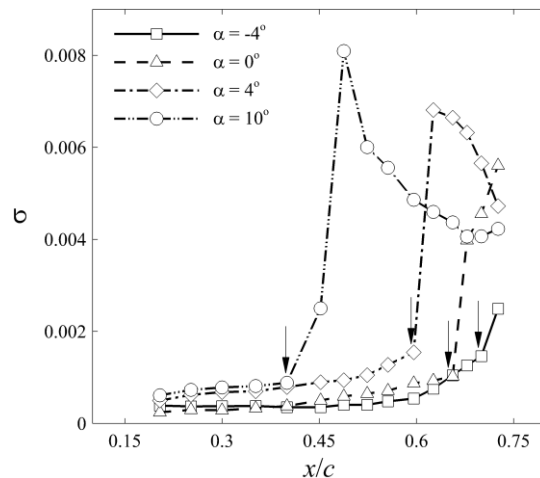
$$\tau(x) = \tau_{avg} + \sum_{n=0}^{\infty} A_n \sin(2\pi f_n x) \quad (5)$$

با تعریف $\tau(x) = \tau_{avg} + \tau'$ خواهیم داشت:

$$\tau' = \sum_{n=0}^{\infty} A_n \sin(2\pi f_n x) \quad (6)$$

τ_{avg} میانگین مکانی تنش برشی و A_n دامنه سیگنال برای هر فرکانس است. پارامتر RMS برای یک سیگنال، ابزار مناسبی جهت اندازه‌گیری دامنه نوسان جمعی است. این پارامتر قدرت یک سیگنال متناوب را توصیف می‌کند. با در نظر گرفتن RMS در معادله (۶) به صورت تحلیلی خواهیم داشت [۸۱]:

فیلم داغ بی‌بعد شده محاسبه شده‌اند. همانطور که مشاهده می‌شود، نوسانات در ناحیه آرام بسیار کم و در ناحیه جریان آشفته بیشتر است. با این حال، مکان نقاط LTT را می‌توان به عنوان موقعیت‌هایی با حداکثر آهنگ افزایش σ در هر زاویه حمله برآورد کرد. همانطور که مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۱۰ درجه، افزایش ناگهانی در مقادیر σ در دو سنسور متوالی رخ داده است. این پدیده ناشی از گسترش ناحیه گذار در زوایای حمله بالا است که باعث می‌شود، نوسانات مربوط به گذار در محدوده دو سنسور متوالی مشاهده شوند. این گسترش می‌تواند به دلیل ضخیم شدن لایه مرزی یا تأثیر ناپایداری‌های دینامیکی، یا جابه‌جایی ناگهانی نقطه گذار در اثر جدایش جریان باشد. مکان نقاط شروع LTT بر اساس حداکثر انحراف معیار ولتاژهای خروجی فیلم داغ برای زوایای حمله و سرعت‌های جریان مختلف در شکل ۸ گزارش شده‌است. با توجه به نتایج بدست آمده، تأثیر سرعت بر روی نقاط شروع گذار جریان در زوایای حمله پایین‌تر، بیشتر است.



شکل ۷- توزیع انحراف استاندارد سیگنال‌های فیلم داغ روی سطح بالایی مدل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

^۱ Buzz

گذار جریان عبارت است از موقعیت مکانی که در آن با افزایش ناگهانی مقادیر \hat{E}_{rms} مواجه هستیم. شکل ۹ مقادیر بی‌بعد شده، ناپایا و RMS برای سیگنال‌های فیلم داغ، در سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر درجه را نشان می‌دهد. مقادیر RMS در بازه زمانی ۰/۲ ثانیه به دست آمده است. مقادیر بالاتر \hat{E}_{rms} نشان‌دهنده سطح اغتشاشات در مقادیر تنش برشی دیوار است. از این رو، رویدادهای لایه‌مرزی را می‌توان با ردیابی تغییرات زمانی-مکانی \hat{E}_{rms} شناسایی کرد. با حرکت بر روی سطح بالایی ایرفویل، اختلال در ولتاژ خروجی فیلم داغ افزایش یافته و جریان آرام به آشفتگی تبدیل می‌شود. نقطه $x/c = 0.656$ که قبلاً به عنوان نقطه گذار برای این مورد تشخیص داده شده بود، مربوط به برخی از مقادیر خروجی‌های فیلم داغ با قله بالا است که برای اولین بار در این نقطه مشاهده شد.

$$\tau_{rms} = rms(\tau) = \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_{n=0}^{\infty} A_n \quad (7)$$

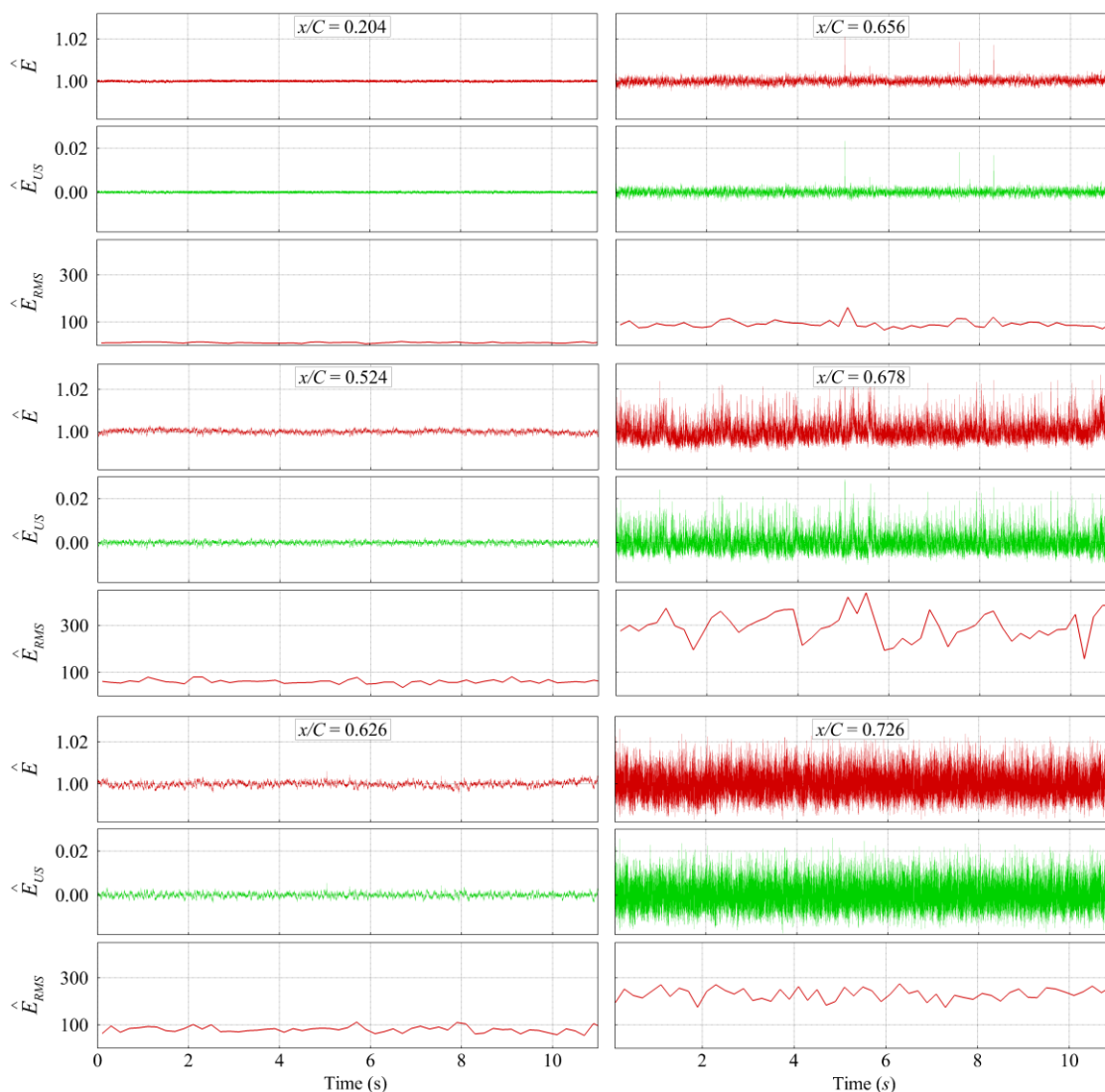
با این حال، معادله (۷) برای دستیابی به تشخیص مکان LTT به صورت دقیق به تعداد زیادی سنسور فیلم داغ نیاز دارد. برای این کار، با استفاده از مقادیر ولتاژ بی‌بعد شده فیلم‌های داغ به جای تنش برشی، از فرم زمانی معادلات (۵) - (۷) استفاده شده است:

$$\hat{E}(t) = \hat{E}_{avg} + \sum_{n=0}^{\infty} A_n \sin(2\pi f_n t) \quad (8)$$

$$\hat{E}_{US} = \sum_{n=0}^{\infty} A_n \sin(2\pi f_n t) \quad (9)$$

$$\hat{E}_{rms} = rms(\hat{E}_{US}) = \frac{1}{\sqrt{2}} \sum_{n=0}^{\infty} A_n \quad (10)$$

در روابط فوق، \hat{E}_{avg} مقدار میانگین زمانی ولتاژ است و \hat{E}_{US} عبارت ناپایا خروجی فیلم داغ است. در این روش، نقطه شروع



شکل ۹- مقادیر بی بعد شده، ناپایا و RMS برای سیگنال‌های فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

$$\hat{E} = \sum_{k=0}^{N_p} A_k \sin(2\pi f_k t) \quad (11)$$

که در آن، N_p تعداد نقاط گسسته در یک آرایه سیگنال است. A_k و f_k به ترتیب فرکانس و دامنه موج مؤلفه k -ام هستند. در این روش، نقطه شروع LTT مکانی است که در آن دامنه اختلالات فرکانس بالا شروع به افزایش ناگهانی می‌کنند. شکل ۱۰ نمودارهای دامنه فرکانسی سنسورها را در مکان‌های مختلف نشان می‌دهد. نمودارهای دامنه فرکانسی نشان دهنده

۳-۵- تشخیص نقطه LTT با استفاده از تحلیل

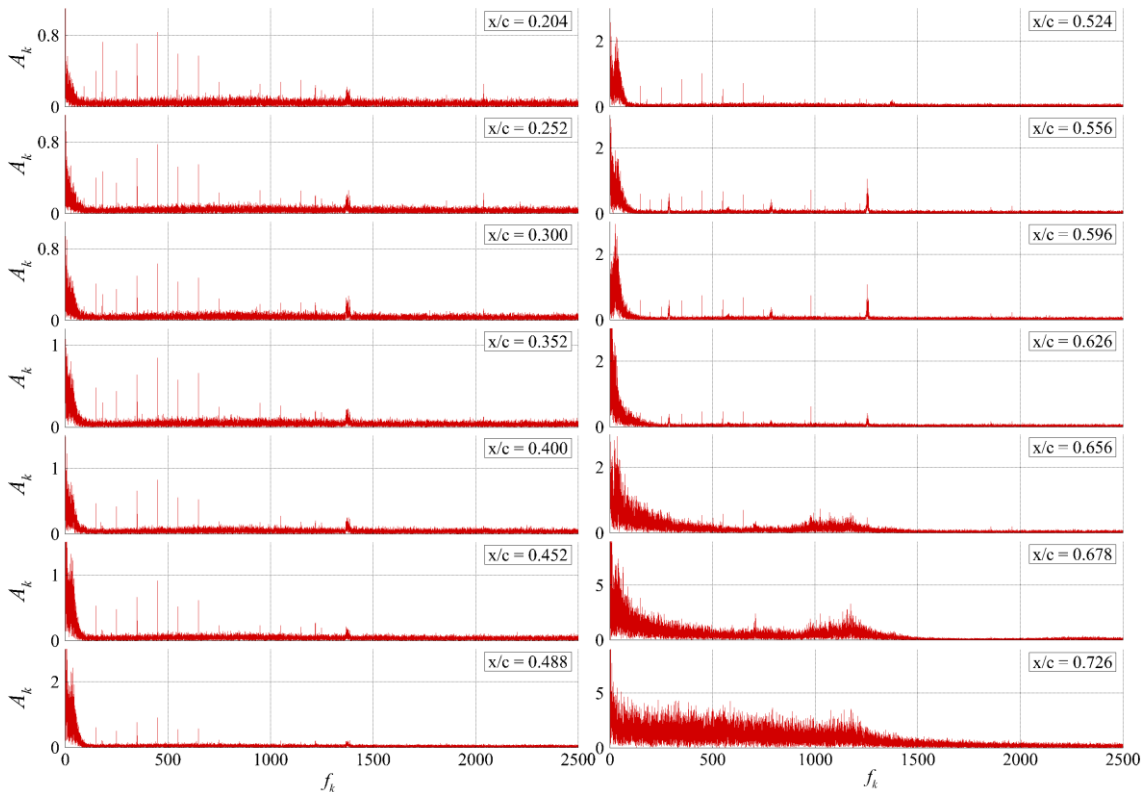
فرکانسی داده‌های سنسورهای فیلم داغ

در این بخش، تشخیص مکان گذار بر اساس تحلیل فرکانسی سیگنال‌های فیلم داغ ارائه می‌شود. مدل ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه و در سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. با استفاده از تبدیل فوریه گسسته^۱ (DFT)، یک سیگنال فیلم داغ را می‌توان به یک سری متناهی زیر بیان کرد:

^۱ Discrete Fourier Transform

در بازه $x/c = 0.556$ تا $x/c = 0.626$ قله طیفی در حدود $1/26$ کیلوهرتز رخ می‌دهد. قله‌های طیفی در این منطقه نیز دلالت بر حضور امواج TS دارد. بر اساس همبستگی^۲ ارائه شده در مرجع [۸۲]، فرکانس موج TS با افزایش ضخامت لایه مرزی افزایش می‌یابد.

توزیع طیفی توان سیگنال‌های فیلم داغ است. سنسورهای واقع شده در بازه مکانی بین $x/c = 0.204$ تا $x/c = 0.524$ دارای قله‌های طیفی در حدود $1/38$ کیلوهرتز هستند. فرکانس مربوط به این قله‌ها را می‌توان به امواج تولمن-شلیختینگ^۱ (TS) در جریان نسبت داد [۸۲]. برای سنسورهای واقع شده



شکل ۱۰- نمودارهای فرکانس دامنه سیگنال‌های فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر درجه

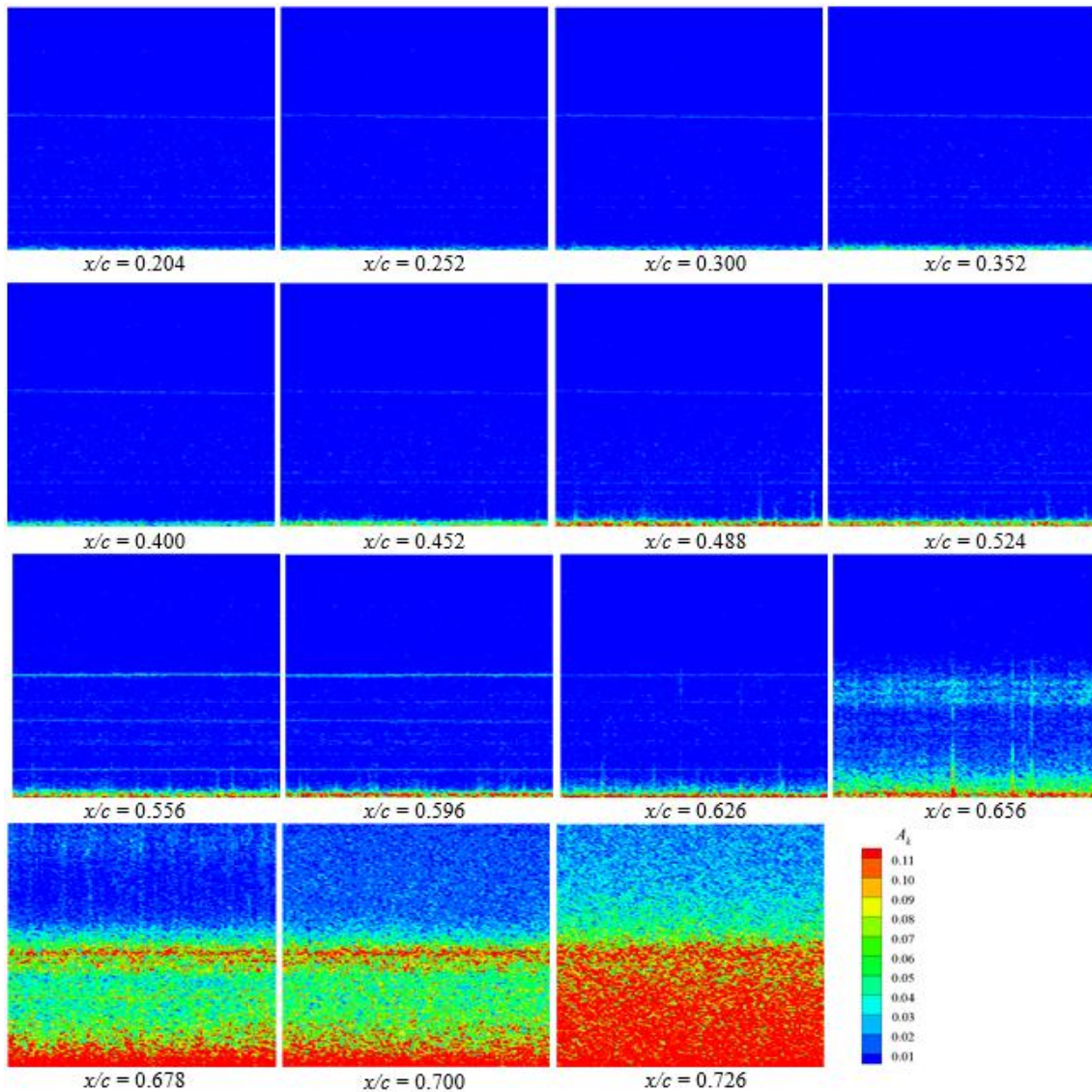
موج TS مشهود نیست. از این رو، نقطه $x/c = 0.656$ شروع گذار را در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر نشان می‌دهد که با نتایج شکل ۸ مطابقت دارد. تریپیر و همکاران [۷۹] از طیف نگار^۳ ترنسدیوسرهای فشار برای تشخیص پدیده باز استفاده کردند. مشابه با آن، در بررسی حاضر، از طیف نگاری سیگنال‌های فیلم داغ برای شناسایی مکان LTT استفاده شده است.

مطابق شکل ۱۰، می‌توان مشاهده کرد که قله‌های طیفی تقریباً در یک فرکانس اتفاق می‌افتد یا حتی فرکانس در جهت حرکت جریان کاهش می‌یابد. این می‌تواند به گرادیان فشار قوی روی سطح ساکشن مدل مربوط باشد. به دلیل رشد تدریجی ضخامت لایه مرزی در این ناحیه، فرکانس موج TS ممکن است به طور قابل توجهی تغییر نکند یا حتی کاهش یابد. در ابتدای فرآیند گذار لایه مرزی، هیچ قله طیفی در محدوده فرکانس

³ Spectrogram

¹ Tollmien-Schlichting

² Correlation



شکل ۱۱- طیف نگار سیگنال‌های فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر درجه

فرکانس‌های زیر ۲/۵ کیلوهرتز (محور عمودی) به دست آمده‌اند. کانتورهای رنگی نشان‌دهنده سطح دامنه برای یک فرکانس در یک زمان مشخص هستند. طبق طیف نگارهای گزارش شده در شکل ۱۱، در مکان‌های اولیه از لبه سطح، دامنه‌ها به جز دامنه فرکانس‌های پایین ناچیز هستند. فرکانس‌های امواج TS را می‌توان به عنوان خطوط روشن در طیف نگارها تشخیص داد. با پیشروی روی سطح مدل، مقادیر دامنه نوسانات برای فرکانس‌های در

شکل ۱۱ طیف نگارها را برای سنسورهای مختلف فیلم داغ در امتداد سطح مدل نشان می‌دهد. طیف نگارها به ازای طول پنجره زمانی^۱ معادل ۰/۱ ثانیه به دست آمده‌اند. با رسم چندین نمودار، این مقدار نهایی شد که بهترین هم‌خوانی را بین زمان و فرکانس از نظر وضوح ارائه می‌دهد. یک پنجره کوتاه‌تر منجر به کاهش دقت در زمان می‌شود، در حالی که یک پنجره بلندتر، جداسازی فرکانس‌های مختلف را دشوار می‌کند [۷۹]. نمودارها برای گام زمانی ۱۱/۳۵ ثانیه (محور افقی) و

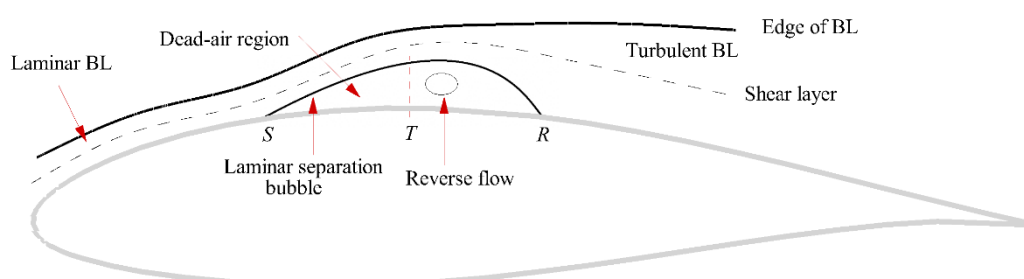
^۱ Sliding window length

جریان از آرام به آشفته زمانی رخ می‌دهد که فشار در لایه مرزی افزایش یابد [۴]. این افزایش فشار به دلیل وجود حباب جدایش تشکیل شده در لایه مرزی است [۸۴]. حباب جدایش آرام^۳ (LSB) در اعداد رینولدز کم رخ می‌دهد و توسط آرنا و مولر [۸۵] و اوامرا و مولر [۸۶] به طور گسترده مورد بررسی قرار گرفته است. شماتیک یک حباب جدایش آرام در شکل ۱۲ نشان داده شده است. نقاط جدایش آرام، گذار و اتصال مجدد آشفته به ترتیب با نمادهای S، T و R مشخص شده‌اند. گذار جریان در پی فرآیند تقویت اختلالات با دامنه کوچک اتفاق می‌افتد.

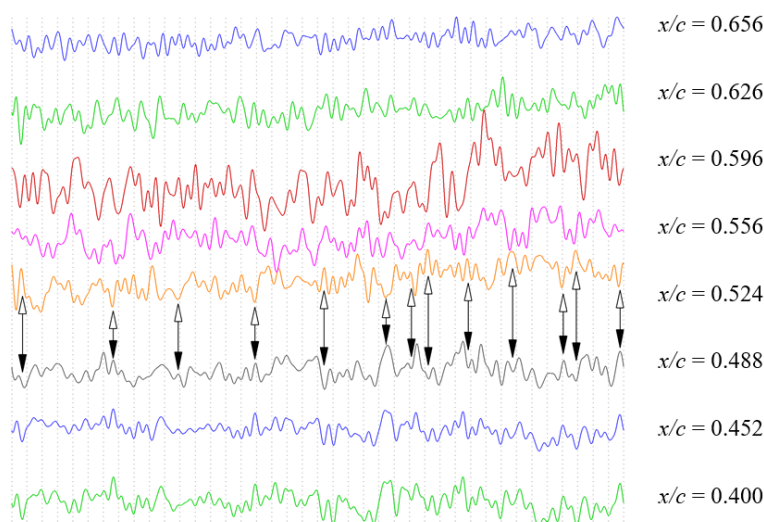
محدوده امواج TS قوی تر می‌شوند. در مکان‌های ابتدایی، هیچ ناحیه با دامنه غالب (ناشی از امواج TS) در طیف نگاره به چشم نمی‌خورد؛ اما، یک نوار روشن وجود دارد که می‌توان آن را برای طیف‌نگاری در محل $x/c = 0.656$ بخوبی مشاهده کرد. در ناحیه جریان آشفته، نواحی فرکانسی با دامنه غالب گسترش می‌یابد.

۴- تشخیص حباب جریان آرام

نقطه LTT در مکانی بین نقطه شروع حباب جدایش^۱ و نقاط اتصال مجدد آشفته^۲ است. در این رژیم جریان، فرآیند گذار



شکل ۱۲- شماتیک حباب جدایش جریان آرام در جریان با عدد رینولدز کم



شکل ۱۳- سیگنال‌های پایین گذر فیلم داغ در نقاط مختلف بر روی سطح مدل

درجه بین سیگنال‌های تنش برشی دینامیکی سنسورهای واقع در قبل و بعد از نقطه جدایش جریان وجود دارد. آن‌ها همچنین نشان دادند که محل جدایش جریان آرام جایی است که تنش

به منظور شناسایی نقطه شروع جدایش حباب جدایش آرام (LSB) از روش ارائه شده توسط استک و همکاران [۸۷] استفاده شده است. آن‌ها نشان دادند که یک اختلاف فاز ۱۸۰

³ Laminar separation bubble

¹ Separation bubble

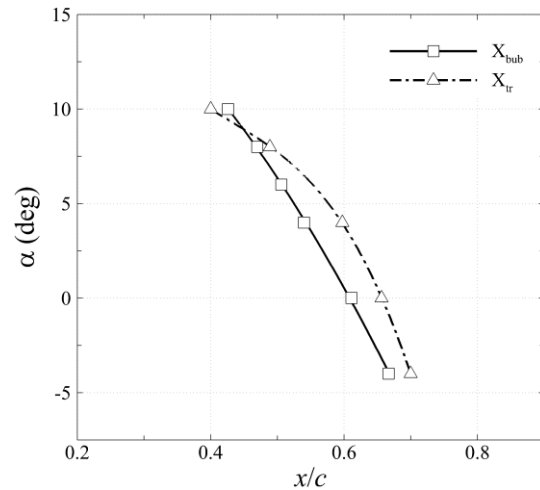
² Turbulent reattachment

متوالی با معکوس فاز تعریف شده است. همانطور که انتظار می‌رود، با افزایش زاویه حمله، نقطه LSB در جهت جریان حرکت می‌کند. از شکل ۱۴ می‌توان دید که تا افزایش زاویه حمله به ۸ درجه، LSB قبل از LTT رخ می‌دهد. با افزایش زاویه حمله تا ۱۰ درجه، فاصله بین LSB و LTT کاهش می‌یابد تا اینکه بعد از آن LTT قبل از جدایش جریان رخ می‌دهد.

۵- شروع فرآیند گذار ناپایا

در این بخش به بررسی ناپایداری زمانی نقطه شروع LTT پرداخته شده است. بر اساس مشاهدات تجربی بدست آمده، مکان LSB می‌تواند در زوایای حمله زیاد نوسان داشته باشد که می‌توان آن را در سیگنال‌های فیلم داغ تشخیص داد. شکل‌های ۱۵ و ۱۶ سیگنال‌های پایین‌گذر فیلم داغ را برای دو زاویه حمله مختلف صفر و ۱۰ درجه نشان می‌دهند. با توجه به شکل ۱۵، در زاویه حمله صفر درجه، پدیده وارونگی فاز برای سیگنال‌های فیلم داغ در موقعیتی بین $x/c = 0.596$ و $x/c = 0.626$ رخ می‌دهد. در شرایط زاویه حمله بالا (شکل ۱۶)، مشاهده می‌شود که وارونگی فاز بین بیش از دو سنسور رخ می‌دهد. با توجه به شکل ۱۶، در زاویه حمله ۱۰ درجه، پدیده وارونگی فاز سنسورهای فیلم داغ در سه سنسور فیلم داغ متوالی در موقعیت‌های $x/c = 0.352$ ، $x/c = 0.400$ و $x/c = 0.452$ رخ می‌دهد. برای تجسم بهتر، برخی از نقاط معکوس فاز با فلش نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، در برخی زمانها، سیگنال سنسور واقع در موقعیت $x/c = 0.400$ دارای فاز مشابه با سنسور واقع در موقعیت $x/c = 0.352$ است و در برخی زمانها یک اختلاف فاز ۱۸۰ درجه بین سیگنال‌های این سنسورها وجود دارد. یک پدیده مشابه را می‌توان با مقایسه سیگنال‌های سنسورهای واقع در موقعیت‌های $x/c = 0.400$ و $x/c = 0.452$ مشاهده کرد. این بدان معناست که در طول زمان نمونه برداری، مکان LSB به گونه‌ای تغییر می‌کند که در برخی از زمانها بین سنسورهای واقع در $x/c = 0.352$ و $x/c = 0.400$ و در برخی از زمانها بین سنسورهای واقع در $x/c = 0.400$ و $x/c = 0.452$ رخ می‌دهد. مکان LSB به دلیل نوسانات

برشی دینامیکی در سطح حداقل است که به معنی حداقل دامنه سیگنال‌های فیلم داغ در سطح است. با استفاده از این تکنیک، اگر یک تغییر فاز ۱۸۰ درجه بین دو سنسور فیلم داغ متوالی رخ دهد، به این معنی است که LSB در مکانی بین دو سنسور اتفاق افتاده است.

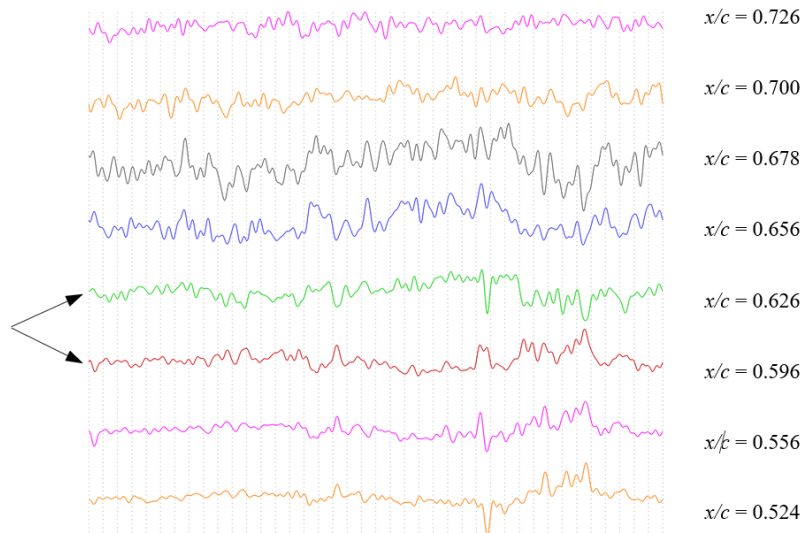


شکل ۱۴- تغییرات مکانی نقاط شروع گذار و شروع حباب جدایش به ازای مقادیر مختلف زاویه حمله و در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

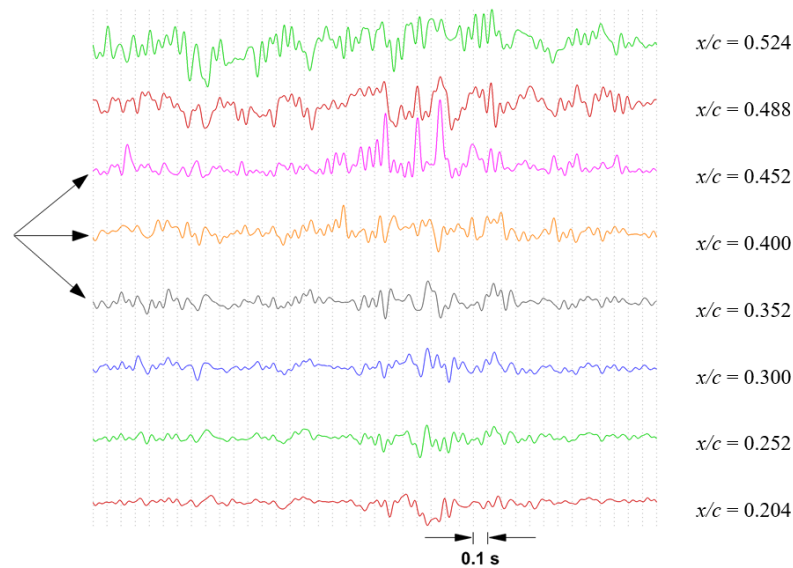
شکل ۱۳ ولتاژهای خروجی فیلم داغ را برای سنسورها در مکان‌های مختلف نشان می‌دهد. داده‌ها برای سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۶ درجه نمایش داده شده‌اند. برای مطالعه پدیده وارونگی فاز (یا اختلاف فاز ۱۸۰ درجه) در سیگنال‌های فیلم داغ، از یک فیلتر پایین‌گذر برای رفع نویزهای فرکانس بالا و تسهیل در مشاهده پدیده وارونگی فاز استفاده شده است. همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، یک پدیده وارونگی فاز بین سنسورهای واقع در موقعیت‌های $x/c = 0.488$ و $x/c = 0.524$ رخ داده است. این یافته با نتایج شکل ۸ نیز در تطابق است. در شکل ۸، نقطه شروع گذار جریان (در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و در زاویه حمله ۶ درجه) در موقعیت مکانی حدودی $x/c = 0.554$ پیش بینی شده است که بدرستی در موقعیتی در پایین دست نقطه شروع LSB است.

شکل ۱۴ تغییرات مکانی نقاط شروع LTT و LSB را به ازای تغییرات زاویه حمله در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. نقطه LSB به عنوان نقطه وسط بین دو سنسور فیلم داغ

گردابه^۱ ایجاد شده در پشت مدل در شرایط زاویه حمله بالا، متغییر است.



شکل ۱۵- سیگنال‌های پایین گذر فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر درجه

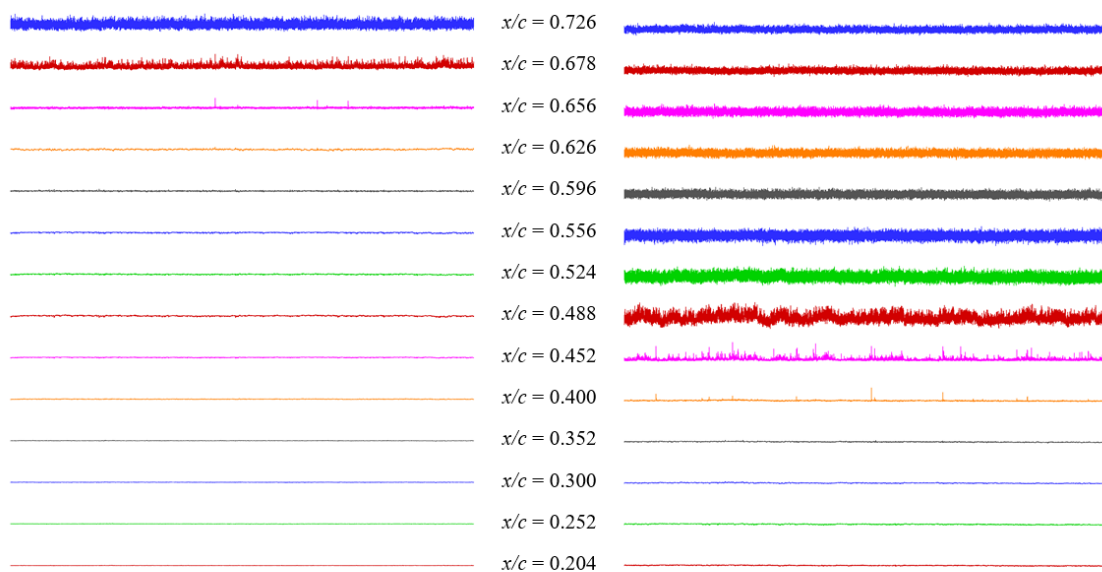


شکل ۱۶- سیگنال‌های پایین گذر فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه

می‌شود، شناسایی کرد. مطابق شکل ۱۷، اولین نشانه‌های مربوط به شروع فرایند گذار در زاویه حمله صفر درجه در موقعیت $x/c = 0.656$ نمایان می‌شود. این در حالی است که این پدیده در زاویه حمله ۱۰ درجه، در سنسور واقع در موقعیت $x/c = 0.400$ آشکارسازی شده‌است.

شکل ۱۷ سیگنال‌های فیلم داغ بی‌بعد شده را برای دو زاویه حمله مختلف، یعنی صفر درجه و ۱۰ درجه و در سرعت جریان ۲۰ متر بر ثانیه مقایسه می‌کند. همانطور که قبلاً نشان داده شد، شروع فرایند گذار را می‌توان به عنوان جایی که قله‌های قابل توجهی در ولتاژهای خروجی فیلم داغ ظاهر

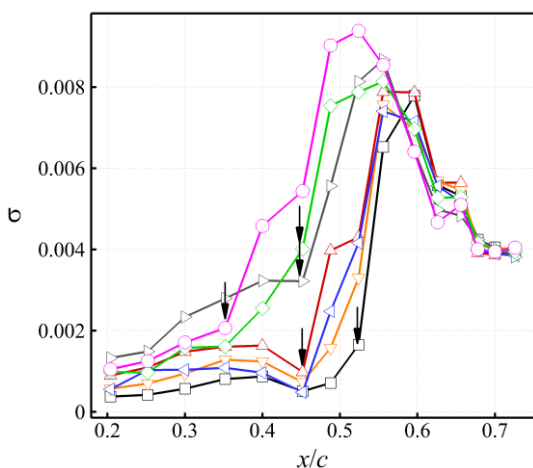
^۱ Wake



(a) $\alpha = 0^\circ$

(b) $\alpha = 10^\circ$

شکل ۱۷- سیگنال‌های فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه



شکل ۱۸ - توزیع انحراف معیار برای سیگنال‌های فیلم داغ برای بازه‌های زمانی ۰/۲ ثانیه در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۸ درجه

مکان گذار جریان را می‌توان به صورت امواج با دامنه بالا در نمودارهای طیف‌نگار تشخیص داد. در شرایط زاویه حمله کم مانند شکل ۱۱، این قله‌ها در نمودارهای طیف‌نگاری برای یک سنسور نشان داده شده که با مکان LTT مطابقت دارد، برای مثال، مطابق شکل ۱۱، مکان LTT در $x/c = 0.656$ قرار دارد که با روش‌های دیگر مطابقت دارد. نمودارهای طیفی در شکل

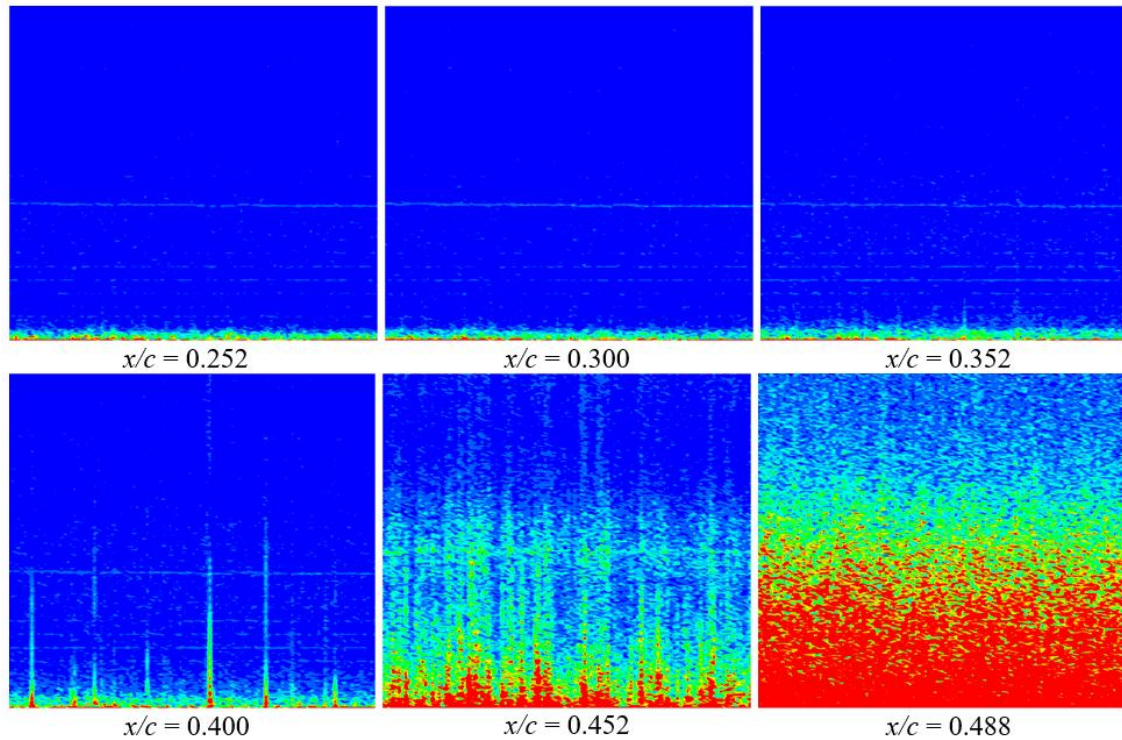
روش دیگر برای بررسی ناپایداری موقعیت نقطه شروع LTT در نظر گرفتن انحراف معیار^۱ (σ) سیگنال‌های فیلم داغ در بازه‌های زمانی مختلف است که در شکل ۱۸ قابل مشاهده است. همانطور که در بخش‌های قبلی ذکر شد (شکل ۷)، نقطه LTT در محلی رخ می‌دهد که σ به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. در شکل ۷ فواصل زمانی ۱۰ ثانیه و برای شکل ۱۵ فواصل زمانی ۰/۲ ثانیه در نظر گرفته شده است. برای شرایط زاویه حمله کم، مکان LTT بر اساس افزایش قابل توجهی در مقدار σ برای همه زمان‌های بازه یکسان است. با این حال، همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، مکان LTT می‌تواند برای هر بازه زمانی متفاوت باشد. این مشاهدات مجدداً ناپایداری نقطه LTT را در شرایط زاویه حمله بالا نشان می‌دهند.

به علاوه، ناپایداری نقطه LTT می‌تواند از طریق نمودارهای طیف‌نگاری برای خروجی‌های فیلم داغ تشخیص داده شود. شکل ۱۹ نمودارهای طیفی را برای مدل در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه نشان می‌دهد.

^۱ Standard deviation

۱۹ متعلق به زاویه حمله بالا است و نشان دهنده وجود قله‌هایی برای دو سنسور متوالی است که در $x/c = 0.400$ و $x/c = 0.452$ واقع شده‌اند. این با مشاهدات قبلی مربوط به ناپایداری نقطه LTT سازگار است.

۱۹ متعلق به زاویه حمله بالا است و نشان دهنده وجود قله‌هایی برای دو سنسور متوالی است که در $x/c = 0.400$ و $x/c = 0.452$ واقع شده‌اند. این با مشاهدات قبلی مربوط به ناپایداری نقطه LTT سازگار است.



شکل ۱۹- طیف نگاری سیگنال‌های فیلم داغ در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه

کرده و این امر منجر به تغییرات زمانی موقعیت مکانی شروع گذار جریان می‌شود. تغییرات زمانی نقطه شروع حباب جدایش را بخوبی می‌توان از روی پدیده اختلاف فاز ۱۸۰ درجه بین سنسورهای متوالی فیلم داغ ماقبل و مابعد مشاهده کرد. در ادامه بررسی‌های انجام شده، می‌توان با استفاده از شبیه‌سازی‌های گردابه بزرگ (LES)، پدیده گذار جریان را برای مدل حاضر بررسی نمود و با نتایج تجربی بدست آمده مقایسه نمود؛ همچنین، می‌توان با در نظر گرفتن تراکم بیشتر سنسورهای فیلم داغ روی سطح مدل و استفاده از سنسورهای فشار در ناحیه دنباله پشت مدل، پدیده ناپایداری مکانی نقطه شروع حباب جدایش را با جزئیات بیشتری بررسی نمود.

۶- سخنان پایانی

در بررسی حاضر، به مطالعه تجربی پدیده گذار جریان آرام به آشفته روی سطح مدل ایرفویل مربوط به یک توربین باد پرداخته شده است. روش‌های مختلف تشخیص نقطه شروع گذار جریان مبتنی بر سنسورهای فشار و سنسورهای فیلم داغ مورد استفاده و ارزیابی قرار گرفت. اندازه‌گیری نقطه شروع گذار جریان با استفاده از XFOIL، مشتق دوم توزیع فشار، انحراف معیار سیگنال‌های فیلم داغ، مقادیر RMS سیگنال‌های فیلم داغ، تحلیل فرکانسی و طیف نگار سیگنال‌های فیلم داغ انجام شد. بر اساس نتایج بدست آمده، تطابق خوبی بین روش‌های تجربی مورد استفاده در تعیین نقطه شروع گذار جریان مشاهده شد. افزایش سرعت جریان آزاد و همچنین افزایش زاویه حمله، منجر به جابجایی موقعیت نقطه شروع گذار جریان به سمت لبه حمله مدل شد. نتایج نشان داد که در زوایای حمله بالا، موقعیت نقطه شروع حباب جدایش در زمان تغییر

pressure distribution for controller design. AIAA J. 45(1), 23–28 (2008).

[5] F.R. Marzabadi and M.R. Soltani, Experimental study of the boundary layer over an airfoil in plunging motion. Acta Mech. Sin. 28(2), 372-384 (2012).

[6] R.H.M. Giepman, F.F.J. Schrijer, and B.W. van Oudheusden, Infrared thermography measurements on a moving boundary-layer transition front in supersonic flow. AIAA J. 53 (7), 2056-2061 (2015).

[7] Y. Gao, Q. Zhu, and L. Wang, Measurement of unsteady transition on a pitching airfoil using dynamic pressure sensors. J. Mech. Sci. Technol. 30(10), 4571-4578 (2016).

[8] W.H. Tanner and P.F. Yaggy, Experimental boundary layer study on hovering rotors. J. Am. Helicopter Soc. 11(3), 22-37 (1966).

[9] C.F. Knapp and P.J. Roache, A combined visual and hot-wire anemometer investigation of boundary-layer transition. AIAA J. 6(1), 29-36 (1968).

[10] J.E. LaGraff, Observations of hypersonic boundary-layer transition using hot wire anemometry. AIAA J. 10(6), 762-769 (1972).

[11] M.F. Blair Boundary-layer transition in accelerating flows with intense freestream turbulence: Part 1—Disturbances upstream of transition onset. J. Fluids Eng. 114(3), 313-321 (1992).

[12] T. Lee and S. Basu, Measurement of unsteady boundary layer developed on an oscillating airfoil using multiple hot-film sensors. Exp. Fluids 25(2), 108-117 (1998).

[13] W. Nitsche, and A. Brunn, Strömungsmesstechnik (Engl. Flow measurement techniques), Springer (2006). ISBN: 978-3540209904.

[14] H.H. Heller, Acoustic technique for detection of flow transition on hypersonic re-entry vehicles. AIAA J. 7(12), 2227-2232 (1969).

[15] M. Døssing, High frequency microphone measurements for transition detection on airfoils. Risø National Lab. Tech. Rep., Risø-R-1645 (2008).

[16] B.J. Bellhouse and D.L. Schultz, Determination of mean and dynamic skin friction, separation and transition in low-speed flow with a thin-film heated element. J. Fluid Mech. 24(2), 379-400 (1966).

[17] W.J. McCroskey, Measurements of boundary layer transition, separation and streamline

۷- علائم و نشانه‌ها

A	دامنه موج
C	وتر ایرفویل
C_p	ضریب فشار
E	ولتاژ خروجی سنسور فیلم داغ
E_0	ولتاژ افست
\hat{E}	ولتاژ بی‌بعد شده فیلم داغ
\hat{E}_{rms}	مقدار RMS ولتاژ بی‌بعد شده فیلم داغ
E_{US}	ترم ناپایدار ولتاژ بی‌بعد شده فیلم داغ
σ	انحراف معیار
τ	تنش شبه دیواره
τ_{avg}	متوسط شبه تنش برشی دیواره
τ'	بخش متغیر شبه تنش برشی دیواره
τ_{rms}	مقدار RMS شبه تنش برشی دیواره
ζ	سطح آشفتگی جریان آزاد
f	فرکانس موج
σ	انحراف معیار
N	تعداد داده‌ها در یک آرایه سیگنال گسسته
N_{crit}	فاکتور تقویت بحرانی اختلالات
P	فشار
$r(t)$	آرایه سیگنال گسسته وابسته به زمان
U_∞	سرعت جریان آزاد
u	مولفه سرعت در جهت جریان
x, y	مختصات فضایی
α	زاویه حمله
μ	ویسکوزیته سیال

منابع

[1] K. Richter and E. Schülein, Boundary-layer transition measurements on hovering helicopter rotors by infrared thermography. Exp. Fluids 55(7), 1755 (2014).

[2] M. Drela and M.B. Giles, Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils. AIAA J. 25(10), 1347-1355 (1987).

[3] M. Drela, Implicit implementation of the full e^N transition criterion. In 21st AIAA Applied Aerodynamics Conf., AIAA 2003-4066 (2003).

[4] A.V. Popov, R.M. Botez, and M. Labib, Transition point detection from the surface

- [30] D. Rudmin, A. Benaissa, and D. Poirel, Detection of laminar flow separation and transition on a NACA-0012 airfoil using surface hot-films. *J. Fluids Eng.* 135(10), 101104 (2013).
- [31] K. Richter, S. Koch, and A.D. Gardner, Influence of oscillation amplitude and Mach number on the unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil. *In American Helicopter Society 69th Annual Forum*, (2013).
- [32] K. Richter, S. Koch, A.D. Gardner, H. Mai, A. Klein, and C.H. Rohardt, Experimental investigation of unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil. *J. Am. Helicopter Soc.* 59(1), 1-12 (2014).
- [33] N. Fallahpour, A.A. Haghiri, and M. Mani, Reduced frequency effect on an unsteady compressible boundary layer over an oscillating supercritical airfoil. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.* 37(4), 1379-1390 (2015).
- [34] R.A. Gomes, S. Stotz, F. Blaim, and R. Niehuis, Hot-film measurements on a low pressure turbine linear cascade with bypass transition. *J. Turbomach.* 137(9), 091007 (2015).
- [35] A. Poels, D. Rudmin, A. Benaissa, and D. Poirel, Localization of flow separation and transition over a pitching NACA0012 airfoil at transitional Reynolds numbers using hot-films. *J. Fluids Eng.* 137(12), 124501 (2015).
- [36] A.A. Haghiri, M. Mani, and N. Fallahpour, Unsteady boundary layer measurement on an oscillating (pitching) supercritical airfoil in compressible flow using multiple hot-film sensors. *Proc. Inst. Mech. Eng., Part G: J. Aerosp. Eng.* 229(10), 1771-1784 (2015).
- [37] A.A. Haghiri, N. Fallahpour, M. Mani, and M. Tadjfar, Experimental study of boundary layer in compressible flow using hot film sensors through statistical and qualitative methods. *J. Mech. Sci. Technol.* 29(11), 4671-4679 (2015).
- [38] T.S. Leu, J.M. Yu, J.J. Miao, and S.J. Chen, MEMS flexible thermal flow sensors for measurement of unsteady flow above a pitching wind turbine blade. *Exp. Therm. Fluid Sci.* 77, 167-178 (2016).
- [39] A. Goertler, A.D. Gardner, and K. Richter, Unsteady Boundary Layer Transition Detection by Automated Analysis of Hot Film Data. *In New Results Numer. Exp. Fluid Mech.* XI, 387-396 (2018).
- direction on rotating blades. *NASA Tech. Rep., NASA TN D-6321* (1971).
- [18] P. Lorber and F. Carta, Unsteady transition measurements on a pitching three-dimensional wing. *In Proc. of the 5th Symp. on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows*, N93-27450 (1992).
- [19] T. Lee, G. Petrakis, F. Mokhtarian, and F. Kafyeke, Boundary-layer transition, separation, and reattachment on an oscillating airfoil, *J. Aircraft* 37(2), 356-360 (1999).
- [20] M.S. Chandrasekhara and M.C. Wilder, Heat-flux gauge studies of compressible dynamic stall. *AIAA J.* 41(5), 757-762 (2003).
- [21] T. Lee and P. Gerontakos, Investigation of flow over an oscillating airfoil. *J. Fluid Mech.* 512, 313-341 (2004).
- [22] E. Sanz, C. Nicot, R. Point, and F. Plaza, Study of transition from laminar to turbulent boundary layer on a tilted flat plate using heat transfer measurements. *J. Therm. Sci.* 16(2), 186-191 (2007).
- [23] M.R. Soltani and A. Bakhshalipour, Effect of amplitude and mean angle-of-attack on the boundary layer of an oscillating aerofoil. *The Aeronautical J.* 112(1138), 705-713 (2008).
- [24] D. Simoni, M. Ubaldi, and P. Zunino, Hot-Film and LDV investigation of the boundary layer transition on a turbine profile at different reynolds numbers. *WSEAS Trans. on Fluid Mech.* (2), 35-44 (2009).
- [25] M.R. Soltani and F.R. Marzabadi, Experimental investigation of transition on a plunging airfoil. *Sci. Iran., Trans. B, Mech. Eng.* 17(6), 468-479 (2010).
- [26] D.H. Kim and J.W. Chang, Unsteady boundary layer for a pitching airfoil at low Reynolds numbers. *J. Mech. Science and Technol.* 24(1), 429-440 (2010).
- [27] M. Raffel, F. de Gregorio, K. de Groot, O. Schneider, W. Sheng, G. Gibertini, and A. Seraudie, On the generation of a helicopter aerodynamic database. *The Aeronautical J.* 115(1164), 103-112 (2011).
- [28] M.R. Soltani, F.R. Marzabadi, and Z. Mohammadi, Experimental study of the plunging motion with unsteady wind tunnel wall interference effects. *Exp. Tech.* 36(5), 30-45 (2012).
- [29] F.R. Marzabadi and M.R. Soltani, Effect of leading-edge roughness on boundary layer transition of an oscillating airfoil. *Sci. Iran.* 20(3), 508-515 (2013).

- [52] T. Astarita, G. Cardone, G.M. Carlomagno, and C. Meola, A survey on infrared thermography for convective heat transfer measurements. *Optics & Laser Technol.* 32(7-8), 593-610 (2000).
- [53] E. Gartenberg and R.E. Wright, Boundary-layer transition detection with infrared imaging emphasizing cryogenic applications. *AIAA J.* 32(9), 1875-1882 (1994).
- [54] M. Raffel and C.B. Merz, Differential infrared thermography for unsteady boundary-layer transition measurements. *AIAA J.* 52(9), 2090-2093 (2014).
- [55] J.T. Heineck, E. Schülein, and M. Raffel, Boundary layer transition detection on a rotor blade using rotating mirror thermography, In 5th Decennial AHS Aeromechanics Specialists' Conf., ARC-E-DAA-TN12582 (2014).
- [56] R.H. Giepmans, F.F. Schrijer, and B.W. van Oudheusden, Infrared thermography measurements on a moving boundary-layer transition front in supersonic flow. *AIAA J.* 53(7), 2056-2061 (2015).
- [57] M. Raffel, C.B. Merz, T. Schwermer, and K. Richter, Differential infrared thermography for boundary layer transition detection on pitching rotor blade models. *Exp. Fluids* 56(2), 30 (2015).
- [58] B.K. Crawford, G.T. Duncan, D.E. West, and W.S. Saric, Robust, automated processing of IR thermography for quantitative boundary-layer transition measurements. *Exp. Fluids* 56(7), 149 (2015).
- [59] W. Lang, A.D. Gardner, S. Mariappan, C. Klein, and M. Raffel, Boundary-layer transition on a rotor blade measured by temperature-sensitive paint, thermal imaging and image derotation. *Exp. Fluids* 56(6), 118 (2015).
- [60] B. Simon, A. Filius, C. Tropea, and S. Grundmann, IR thermography for dynamic detection of laminar-turbulent transition. *Exp. Fluids* 57(5), 93 (2016).
- [61] M. Grawunder, R. Reß, and C. Breitsamter, Thermographic transition detection for low-speed wind-tunnel experiments. *AIAA J.* 54(6), 2012-2016 (2016).
- [62] A.D. Gardner, C. Eder, C.C. Wolf, and M. Raffel, Analysis of differential infrared thermography for boundary layer transition detection. *Exp. Fluids* 58(9), 122 (2017).
- [63] D. Yorita, K. Asai, C. Klein, U. Henne, and S. Schaber, Transition detection on rotating
- [40] D. Blaser, K. Jones, and Velkoff, Boundary-layer discontinuity on a helicopter rotor blade in hovering. *J. Aircraft* 8(2), 101-107 (1971).
- [41] S.M. Batill and T.J. Mueller, Visualization of transition in the flow over an airfoil using the smoke-wire technique. *AIAA J.* 19(3), 340-345 (1981).
- [42] S. Masuda and M. Matsubara, Visual study of boundary layer transition on rotating flat plate. In *Laminar-Turbulent Transition*, 465-474 (1990).
- [43] A.J. Wadcock, G.K. Yamauchi, and D.M. Driver, Skin friction measurements on a hovering full-scale tilt rotor. *J. Am. Helicopter Soc.* 44(4), 312-319 (1999).
- [44] E. Schuelein, H. Rosemann, and S. Schaber, Transition detection and skin friction measurements on rotating propeller blades. In 28th Aerodynamic Measurement Technol., Ground Testing, and Flight Testing Conf. including the Aerospace, AIAA 2012-3202 (2012).
- [45] G.K. Yamauchi, A.J. Wadcock, and J.T. Heineck, Surface flow visualization on a hovering tilt rotor blade. In *Proc. Tech. Specialists Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics*, 28 (1997).
- [46] S.J. Laurence, A. Wagner, and K. Hannemann, Schlieren-based techniques for investigating instability development and transition in a hypersonic boundary layer. *Exp. Fluids* 55(8), 1782 (2014).
- [47] A.M. Bouchardy and G. Durand, Processing of infrared thermal images for aerodynamic research. In *Applications of Digital Image Processing V* 397, 304-310 (1983).
- [48] A.W. Quast, Detection of transition by infrared image technique. In *ICIASF '87-12th Inter. Cong. on Instrumentation in Aerospace Sim. Facilities*, 125-134 (1987).
- [49] L. de Luca, G.M. Carlomagno, and G. Buresti, Boundary layer diagnostics by means of an infrared scanning radiometer. *Exp. Fluids* 9(3), 121-128 (1990).
- [50] J.M. Brandon, G.S. Manuel, R.E. Wright, and B.J. Holmes, In-flight flow visualization using infrared imaging. *J. Aircraft* 27(7), 612-618 (1990).
- [51] E. Gartenberg and A. Oberts, Airfoil transition and separation studies using an infrared imaging system. *J. Aircraft* 28(4), 225-230 (1991).

- investigation of time lag in pressure-measuring systems, In 2nd Ankara Inter. Aerospace Conf., AIAC-2005-028, 22–25 (2005).
- [75] F.O. Carta, A comparison of the pitching and plunging response of an oscillating airfoil. NASA Tech. Rep., NASA-CR-3172 (1979).
- [76] H.P. Hodson and R.J. Howell, Unsteady flow: its role in the low pressure turbine. In Minnowbrook III, Workshop on Boundary Layer Transition in Turbomachines, Syracuse University (2000).
- [77] X. Zhang, A. Mahallati, and S. Sjolander, Hot-Film measurements of boundary layer transition, separation and reattachment on a low-pressure turbine airfoil at low Reynolds numbers. In 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, AIAA 2002-3643 (2002).
- [78] S. Trapier, P. Duveau, and S. Deck, Experimental study of supersonic inlet buzz. AIAA J. 44(10), 2354–2356 (2006).
- [79] S. Trapier, S. Deck, P. Duveau, and P. Sagaut, Time-frequency analysis and detection of supersonic inlet buzz. AIAA J. 45(9), 2273-2284 (2007).
- [80] M.R. Soltani, A. Daliri, J.S. Younsi, and M. Farahani, Effects of bleed position on the stability of a supersonic inlet. J. Propulsion and Power 32(5), 1153-1166 (2016).
- [81] J.F. Kenney and E.S. Keeping, Mathematics of Statistics, Part 1 (3rd ed.), D. Van Nostrand, Princeton, (1962).
- [82] E.W. Warren and H.A. Hassan, Alternative to the e^n method for determining onset of transition. AIAA J. 36(1), 111-113 (1998).
- [83] R.B. Langtry and S.A. Sjolander, Prediction of transition for attached and separated shear layers in turbomachinery, In 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, AIAA 2002-3641 (2002).
- [84] R.A. Galbraith and F.N. Coton, Two-dimensional, incompressible aerofoil design and analysis, Computational Methods in Viscous Aerodynamics, edited by T.K.S. Murthy and C.A. Brebbia, Computational Mechanics Publications, 331–367 (1990).
- [85] A.V. Arena and T.J. Mueller, Laminar separation, transition, and turbulent reattachment near the leading edge of airfoils. AIAA J. 18(7), 747-753 (1980).
- [86] M. O'meara and T.J. Mueller, Laminar separation bubble characteristics on an airfoil propeller blades by means of temperature sensitive paint. In 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-1187 (2012).
- [64] V. Borovoy, V. Mosharov, A. Noev, and V. Radchenko, Temperature sensitive paint application for investigation of boundary layer transition in short-duration wind tunnels. Prog. in Flight Physics 3, 15-24 (2012).
- [65] H. Ozawa, S.J. Laurence, J.M. Schramm, A. Wagner, and K. Hannemann, Fast-response temperature-sensitive-paint measurements on a hypersonic transition cone. Exp. Fluids 56(1), 1853 (2015).
- [66] M. Costantini, U. Fey, U. Henne, and C. Klein, Nonadiabatic surface effects on transition measurements using temperature-sensitive paints. AIAA J. 53(5), 1172-1187 (2015).
- [67] D. Peng, L. Jiao, Z. Sun, Y. Gu, and Y. Liu, Simultaneous PSP and TSP measurements of transient flow in a long-duration hypersonic tunnel. Exp. Fluids 57(12), 188 (2016).
- [68] T. Liu and J.P. Sullivan, Pressure and Temperature Sensitive Paints, Springer, Berlin (2004).
- [69] A. Weiss, R. Geisler, T. Schwermer, D. Yorita, U. Henne, C. Klein, and M. Raffel, Single-shot pressure-sensitive paint lifetime measurements on fast rotating blades using an optimized double-shutter technique. Exp. Fluids 58(9), 120 (2017).
- [70] H. Akhlaghi, M.R. Soltani, and M.J. Maghrebi, Laminar-turbulent intermittency measurement based on the uncalibrated hot-film data. Measurement 156, 107575 (2020).
- [71] H. Akhlaghi, M.R. Soltani, and M.J. Maghrebi, Transitional boundary layer study over an airfoil in combined pitch-plunge motions. Aerospace Sci. Technol. 98, 105694 (2020).
- [72] H. Akhlaghi and M.R. Soltani, Comparison of the transitional boundary layer during pitching and heaving motions. J. Aircraft 58(1), 203-209 (2021).
- [73] H. Akhlaghi, M.R. Soltani, and M.J. Maghrebi, Investigation of time-frequency analysis and transitional boundary layer over a pitching airfoil. Sci. Iran. 28(2), 860-876 (2021).
- [74] M.R. Soltani, F.R. Marzabadi, M. Sedighi, and A. Bakhshalipour, An experimental

- [89] A. Daliri, Flow control on an oscillating airfoil using DBD plasma actuator. *PhD Thesis*, Sharif University of Technology (2021).
- [۹۰] فلاح پور ن، حقیری ع، مانی م، کلاتتری م ح (۱۳۹۴) بررسی تجربی لایه مرزی روی یک ایرفویل مافوق بحرانی نوسانی (پیچ) در جریان تراکم پذیر با استفاده از سنسورهای فیلم داغ. مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها (۵) ۱۳۹۴.
- at low Reynolds numbers. *AIAA J.* 25(8), 1033-1041 (1987).
- [87] J. Stack, S. Mangalam, and S. Berry, A unique measurement technique to study laminar-separation bubble characteristics on an airfoil. *In 19th AIAA Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conf.*, AIAA 87-1271 (1987).
- [88] H. Akhlaghi, Experimental study of transition on an airfoil in pitching-plunging motion. *PhD Thesis*, Sharif University of Technology (2020).