



بررسی تجربی لایه مرزی روی یک ایرفویل مافوق بحرانی نوسانی (پیچ) در جریان تراکم پذیر با استفاده از سنسورهای فیلم داغ

نیوشا فلاح پور^۱، عبدالعلی حقیری^{۲*}، محمود مانی^۳ و محمد حسین کلانتری^۴

^۱ محقق، مهندسی هوافضا، دانشگاه امیرکبیر، تهران

^۲ دانشجوی دکتری، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران

^۳ استاد، مرکز قطب محاسبات عددی، مهندسی هوافضا، دانشگاه امیرکبیر، تهران

^۴ محقق، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران

تاریخ دریافت: ****/****/**** تاریخ بازنگری: ****/****/**** تاریخ پذیرش: ****/****/****

چکیده

مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل، بشدت متأثر از رفتار لایه مرزی است. این رفتار و پدیده‌های متشکله به پارامترهای مختلف اعم از عدد رینولدز، زاویه حمله، حرکت نوسانی، عدد ماخ محلی و تراکم پذیری وابسته است. در این پژوهش، آزمایش‌هایی در زوایای حمله قبل از استال برای مطالعه رفتار میدان جریان تراکم پذیر، بویژه لایه مرزی روی یک ایرفویل مافوق بحرانی در شرایط پایا و ناپایا، نوسان پیچ، در تونل باد سرعت بالا انجام گردید. آزمایش‌ها در اعداد ماخ ۰/۴ و ۰/۵ با حداکثر زاویه حمله ۶ درجه در شرایط استاتیکی و تحت دامنه ۱ و ۳ درجه و فرکانس ۳ و ۶ هرتز در شرایط دینامیکی انجام شده است. اندازه گیری‌ها شامل، توزیع فشار و تغییرات تنش برشی با کمک سنسورهای فیلم داغ بوده است. اثرات تراکم پذیری، عدد ماخ جریان آزاد، زاویه حمله متوسط، فرکانس کاهش یافته و دامنه نوسانی بر نواحی مختلف لایه مرزی در شرایط پایا و ناپایا، مورد بررسی قرار گرفت. نتایج در حرکت نوسانی، حاکی از پایایی مشخصات لایه مرزی در سیکل‌های مختلف نوسان مدل بوده، تاخیر در وقوع گذار پیچ نسبت به شرایط پایا و همچنین نامتقارن بین گذار و آرام سازی مجدد در یک سیکل کامل نوسان است.

کلمات کلیدی: تونل باد؛ لایه مرزی؛ حرکت پیچ؛ فیلم داغ؛ جریان تراکم پذیر.

Experimental investigation of boundary layer on an oscillating (pitching) supercritical airfoil in compressible flow using multiple hot film sensors

N. Fallahpour¹, A. A. Haghiri^{2,*}, M. Mani³ and M. H. Kalantary⁴

¹ MSc graduate, Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

² Ph.D. Student, Qadr Aerodynamic Research center, Imam Hossein University, Tehran, Iran

³ Prof., Center of Excellence on Computational Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

⁴ MSc graduate, Qadr Aerodynamic Research center, Imam Hossein University, Tehran, Iran

Abstract

Aerodynamic characteristics of an airfoil are highly affected by the behavior of the boundary layer. This behavior, and the related phenomena, depends on such different parameters as Reynolds number, angle of attack, unsteady motion, local Mach number, and compressibility. In this paper a series of static and dynamic (pitching motion) tests at pre stall angle of attacks were performed in a high speed wind tunnel to study the steady and unsteady behavior of the compressible boundary layer on a Supercritical Airfoil. Some static tests were performed at Mach numbers of 0.4, and 0.5 with maximum angles of attack of 6° and oscillation amplitudes of 1° and 3° and oscillation frequencies of 3 and 6Hz in Sinusoidal pitching motions. Measurements involved pressure distribution and shear stress variations using multiple hot film. The effects of compressibility, free stream Mach number, mean angle, reduced frequency and oscillation amplitude were investigated. Results show delay in transition in pitching motion with respect to steady conditions, and asymmetry between transition and relaminarization during pitching motion.

Keywords: Wind tunnel; boundary layer; pitching motion; hot film; compressible flow;.

۱- مقدمه

دانستن چگونگی شرایط لایه مرزی برای فهمیدن آیرودینامیک ایرفویل‌ها و بال‌ها در حرکت دینامیکی ضروری است. وجود پدیده‌های ناپایا و تاثیرات قابل توجه آن در نحوه عملکرد سطوح برآزا اعم از؛ روتور هلی کوپتر، بال هواپیما، توربین‌های بادی و توربوماشین‌ها، حاکی از اهمیت بالای این حوزه و انجام تحقیقات بیشتر است. بدیهی است تخمین دقیق پاسخ لایه مرزی به ناپایداری‌های اعمالی در حرکت نوسانی یک ایرفویل، نیاز به ارزیابی‌های اساسی روی پدیده‌های متشکله شامل گذار، جدایش، چسبیدن و آرام‌سازی مجدد دارد.

بطور کلی، رفتار ناپایای یک جسم پرنده در شرایط قبل و بعد از استال، الگوهای متفاوتی از میدان جریان، لایه مرزی و پدیده‌های آیرودینامیکی روی جسم ایجاد می‌کند. این موضوع در سرعت‌های بالا بدلیل افزایش سرعت محلی، وجود اثرات تراکم پذیری، ایجاد ناحیه مافوق صوت حساس تر شده و پدیده‌های جدیدی را نسبت به جریان تراکم ناپذیر در لایه مرزی و رفتار جسم موجب می‌شود.

ارزیابی‌های تئوری، عددی و تجربی زیادی از میدان جریان پایا و ناپایا و شرایط لایه مرزی در قبل و بعد از استال، در محدوده وسیعی از عدد رینولدز و عدد ماخ، از تراکم ناپذیر تا نزدیک صوت انجام شده است. در بررسی‌های تجربی می‌توان به تحقیقات McCroskey و همکاران ۱۹۸۱ و Chow [۲۱]، و همکاران ۱۹۸۶ [۳]، Stack و همکاران ۱۹۸۷ و ۱۹۸۳ [۴ و ۵]، Ericsson و همکاران ۱۹۸۸ [۶]، Park و همکاران ۱۹۸۹ [۷]، Chandrasekhara، ۱۹۹۰ [۸]، Carta و همکاران ۱۹۸۹ و ۱۹۹۲ [۹ و ۱۰]، chreck، ۱۹۹۴ [۱۱]، McCroskey، ۱۹۹۷ [۱۲]، Moes و همکاران ۱۹۹۷ و ۲۰۰۴ [۱۳ و ۱۴]، Lee و همکاران ۱۹۹۸ و ۲۰۰۴ [۱۵ و ۱۶]، Schroder و همکاران ۲۰۰۱ و ۲۰۰۶ [۱۷ و ۱۸]، Kim و همکاران ۲۰۰۹ [۱۹] اشاره کرد. در این تحقیقات با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار، سرعت لحظه‌ای و تغییرات تنش برشی با کمک سیم و فیلم داغ نواحی مختلف و مشخصات لایه مرزی اعم از گذار، آشفته، جدایش، مورد بررسی و شناسایی قرار گرفت. در تحقیق انجام شده توسط Lee و همکاران [۱۵ و ۱۶]، مشخصات لایه مرزی ناپایا و پدیده‌های موجود در قبل و بعد

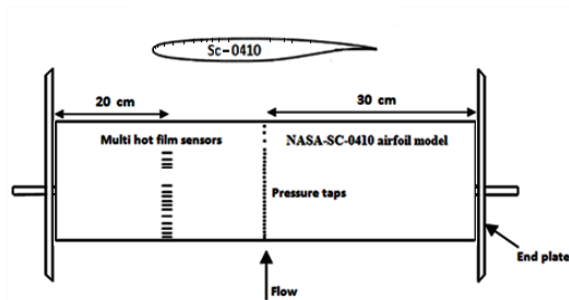
از استال در یک جریان تراکم ناپذیر روی یک ایرفویل نوسانی پیچ با کمک سنسورهای فیلم داغ چاپی، روی ایرفویل NACA0012 سرعت ۳۵ متر بر ثانیه بررسی شد. در جریان تراکم پذیر می‌توان به تحقیقات انجام شده توسط Carta [۱۰] در حرکت رمپ و نوسانی پیچ یک ایرفویل فوق بحرانی در قبل و بعد از استال و اعداد ماخ ۰/۳ تا ۰/۶ اشاره کرد. در این تحقیق، با کمک فیلم داغ و توزیع فشار نواحی مختلف لایه مرزی، وجود شک و نواحی مافوق صوت محلی بررسی گردید. کارتا، عوامل گذار روی ایرفویل مذکور را رینولدز بحرانی و گرادیان فشار معکوس عنوان کرده که هر کدام با توجه به میزان شدت، عامل تعیین کننده بوده است.

به زعم اکثر کارشناسان، ساده‌ترین روش در شناسایی مشخصات لایه مرزی، اندازه‌گیری میزان تغییرات تنش برشی یا اصطکاک پوسته‌ای با استفاده از سنسور فیلم داغ است. سنسور فیلم داغ، بصورت یک ورق روی سطح مورد نظر چسبانده شده و با حداقل تداخل در میدان جریان همانند سیم داغ بر اساس میزان خنک سازی توسط سیال عبوری عمل می‌کند. در واقع تغییرات میزان تنش برشی و سرعت محلی جریان عبوری در نواحی مختلف لایه مرزی، موجب انتقال حرارت متفاوت سنسور شده، می‌توان نواحی و پدیده‌های موجود را بصورت کیفی و روش‌های آماری شناسایی و تفسیر کرد [۲۰].

نکته قابل توجه در استفاده از سنسور فیلم داغ اینکه بدلیل مشکلات موجود اعم از تهیه یک جریان مرجع برای تمامی سنسورها و خرابی آنها با نصب روی استند کالیبراسیون و کندن مجدد آن، هیچ تلاشی برای کالیبراسیون آن و اندازه‌گیری مقدار تنش برشی انجام نشده، در تمامی تحقیقات بطور کیفی در تفسیر رفتار لایه مرزی استفاده شده است [۱۰].

در این تحقیق جهت تکمیل اطلاعات در زمینه چگونگی رفتار لایه مرزی تراکم پذیر پایا و ناپایا، پیچ، روی ایرفویل فوق بحرانی آزمایش‌هایی در یک تونل باد سرعت بالای مکشی انجام شده است. چگونگی تفسیر کیفی، آماری و میزان سطح انرژی خروجی‌های سنسور فیلم داغ در شناسایی نواحی مختلف لایه مرزی در شرایط پایا و ناپایا نسبت به پارامترهای مختلف زاویه حمله استاتیکی، دامنه،

اطمینان از تکرار پذیری آزمایش‌ها برخی از آزمایش‌ها در چند روز متوالی تکرار گردید. در ثبت داده نیز چند بار اطلاعات هر شرایط یک آزمایش تکرار گردید. میزان انحراف معیار از تکرار ثبت داده‌ها، کمتر از ۵٪ است.



شکل ۱- شماتیک ایرفویل فوق بحرانی -Sc (2)0410 به همراه فشار و سنسورهای هات فیلم

جدول ۱- مختصات سنسورهای فیلم‌های داغ روی

سطح بالایی ایرفویل	
شماره سنسور	X/C
S1	۰/۰۱۵
S2	۰/۰۳۷
S3	۰/۰۶۵
S4	۰/۰۹۵
S5	۰/۱۱۵
S6	۰/۱۴۵
S7	۰/۱۹۵
S8	۰/۲۲۰
S9	۰/۲۴۳
S10	۰/۲۷۰
S11	۰/۲۹۵
S12	۰/۳۴۵
S13	۰/۵۲۵
S14	۰/۵۹۵
S15	۰/۷۰۰

ورقه سنسورهای فیلم داغ از نوع Senflex 92071 و جنس نیکل به ضخامت ۰/۲ میکرومتر، پهنای ۰/۵ میلیمتر بوده، از سیستم CTA دما ثابت ۲۴ کاناله ساخته شده در مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین(ع) استفاده شد. خروجی تمامی سنسورها اعم از پتانسیومتر، سنسور فشار و فیلم داغ همزمان با کمک برد A/D، NI6071 با فرکانس داده بردار ۱۲۰۰ کیلو هرتز ثبت گردید. ولتاژهای خروجی هر فیلم داغ با فرکانس ۵ کیلوهرتز و نسبت

فرکانس نوسانی یا فرکانس کاهش یافته بحث و بررسی شده است.

۲- مجموعه آزمایش

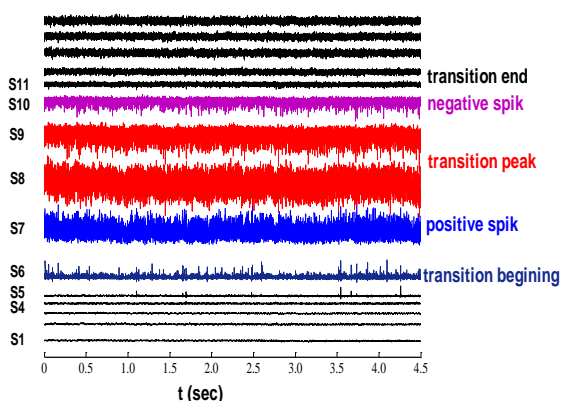
تمامی آزمایش‌ها در تونل باد سرعت بالای مرکز تحقیقات قدر دانشگاه امام حسین (ع) با محفظه آزمون ۰/۶ * ۰/۶ متر مربع با محدوده عدد ماخ، ۰/۴ تا ۰/۸۵، پیوسته و مکشی انجام شده است. سطح اغتشاش جریان آزاد، حداکثر ۰/۵٪ است که با کمک سنسور سیم داغ اندازه‌گیری شده است. دیواره‌های محفظه آزمون متخلخل بوده که تا ۰/۶٪ قابل تنظیم است. مدل مورد استفاده از ایرفویل، فوق بحرانی - Sc(2) 0410، ضخامت ۰/۱۰٪، با کرد ۰/۲ متر، ضخامت ۲ سانتی متر و دهنه ۰/۶ متر بوده که از جنس فولاد، VCN ساخته شد.

جهت اندازه گیری توزیع فشار در سطح بالا و پایین ایرفویل، ۴۰ نقطه فشار تعبیه شد که در محدوده لبه حمله از تراکم بیشتری برخوردار است. مقدار فشار با کمک سنسور فشار دیفرانسیلی با حداکثر محدوده فشار ۱۵ psi و حداکثر خطای ۰/۱۵٪ اندازه گیری گردید. همچنین تعداد ۱۵ عدد سنسور فیلم داغ در محدوده $x/c = 0.01 - 0.7$ در سطح بالای ایرفویل مطابق با جدول ۱ با حداقل برجستگی نصب شد.

آزمایش‌ها در اعداد ماخ ۰/۴ و ۰/۵ با عدد رینولدز بر متر به ترتیب، ۶/۵۷۱ و ۷/۸ میلیون حرکت، در شرایط استاتیکی تا زوایای حمله ۶ درجه و در حالت نوسانی پیچ، تحت زاویه حمله متوسط صفر و ۱ و ۲ درجه با دامنه نوسانی ۱ و ۳ درجه با فرکانس نوسانی ۳ و ۶ هرتز انجام گردید. شکل ۱، مدل را به همراه نقاط فشاری و فیلم‌های نصب شده نشان داده است. اندازه‌گیری عدد ماخ هنگام آزمایش، توسط یک لوله پیتو استاتیکی نصب شده در بالا دست مدل و سنسور فشار هانی ول انجام شد که خطای محاسبه عدد ماخ، حداکثر ۱٪ است. منابع خطا شامل، غیریکنواختی جریان، سطح اغتشاش، نصب مدل، سیستم آلفامکانیزم، سنسورهای فشار، ساخت مدل، پتانسیومتر خطی، محدوده برد A/D و اندازه‌گیری محل نقاط فشار و سنسور فیلم داغ است. مطابق با کار امیری و همکاران [۲۱]، حداکثر مقدار عدم قطعیت آزمایش‌ها ۴٪ بوده که در نتایج اعمال شد. همچنین برای

نوسانات در چهار سنسور اول ثابت و بسیار اندک است، می توان نتیجه گرفت که آنها در لایه مرزی آرام قرار گرفته و انتقال حرارت یکنواختی از سنسورهای فیلم گرم شده به محیط برقرار است؛ در حالیکه در S5 با پیدایش لحظه‌ای ساختارهای آشفتگی، میزان انتقال حرارت و در نتیجه ولتاژ خروجی فیلم داغ بطور لحظه‌ای افزایش یافته، بصورت پیک هایی به سمت بالا، positive spikes ظاهر می‌شود که بیانگر آغاز ناحیه گذار است.

مشابه آن در S6 با رشد و گسترش بیشتر لکه‌های آشفته، turbulent spots سهم زمانی آشفتگی و میزان انتقال حرارت جابجایی در لایه مرزی افزایش یافته که با افزایش انتقال حرارت و ولتاژ خروجی سنسور فیلم داغ، تراکم بیشتر پیک‌های به سمت بالا را شاهد هستیم؛ بنابراین اگرچه هنوز لایه مرزی آرام است، لیکن به همراه میزان بیشتری از لکه های آشفته است؛ در ادامه در S7 و S8 دامنه و جهت نوسانات ولتاژ خروجی متناوباً تغییر کرده، بطوریکه نمی‌توان شرایط غالب آرام یا آشفته بودن لایه مرزی را شناسایی نموده و حاکی از وجود سهم زمانی مساوی دو ناحیه مذکور و ناحیه گذار لایه مرزی است. در S9 نوسانات ولتاژ به صورت پیک‌هایی سمت پایین، negative spikes و در جهت کاهش ولتاژ متوسط است که بیانگر غالب شدن حالت آشفته لایه مرزی و حضور لحظه‌ای جریان آرام است. در ادامه با آشفته شدن کامل لایه مرزی در پایین دست S10، میزان انتقال حرارت و ولتاژهای خروجی سنسورها بصورت یکنواخت و با دامنه نوسانات اندک می‌شود.



شکل ۳- تاریخچه زمانی ۱۵ سنسور فیلم داغ حاصل از ۵ ثانیه اطلاعات برداری در ماخ ۰/۴ و زاویه حمله ۰ درجه

فراگرمایی، Overheat، ۰/۸ ثبت گردید. همچنین داده برداری از سنسورهای فشار در آزمایش استاتیکی تحت فرکانس ۱ کیلوهرتز انجام شد. جهت حذف نویز سفید از نتایج، مطابق با روش وینر [۲۲] و سطح انرژی، سنسورها از یک فیلتر پایین گذار با فرکانس قطع ۶۰۰ هرتز استفاده شد. برای ایجاد حرکت نوسانی پیچ از یک سیستم ارتعاشی هیدرولیکی استفاده شد که نوسان از طریق شفت اتصالی به محل $x/c=0.3$ و از پنجره‌های محفظه آزمون به ایرفویل منتقل گردید. مقدار زاویه حمله، متوسط و لحظه‌ای $(\alpha + \delta a \sin(\omega t))$ با کمک یک پتانسیومتر خطی با دقت ۰/۱ درجه اندازه گیری شد. در شکل ۲، مدل به همراه فیلم داغ چسبانده شده و سیستم نوسانی پیچ نشان داده شده است.



شکل ۲- مدل ایرفویل نصب شده در محفظه آزمون و سیستم نوسان ساز هیدرولیکی پیچ

۳- تحلیل نتایج

۳-۱- نتایج استاتیکی

با انجام آزمایش‌ها در شرایط استاتیکی و دینامیکی، خروجی سنسورهای فشار و فیلم داغ ثبت گردید. در این قسمت با استفاده از ولتاژ خروجی سنسورهای فیلم داغ و مقادیر ضریب فشار، تصویر کلی از لایه مرزی تراکم پذیر روی ایر فویل استاتیکی در زاوایای حمله و اعداد ماخ مختلف به عنوان یک غالب مرجع در تفسیر رفتار ناپایا ارائه می‌شود. در شکل ۳، تاریخچه زمانی ولتاژ خروجی سنسورهای فیلم داغ ثبت شده در ۵ ثانیه داده برداری در عدد ماخ ۰/۴ و زاویه حمله صفر درجه، نشان داده شده است. مطابق با کار Nakayama و همکاران [۴]، Lee و همکاران [۱۵]، Fransson و همکاران [۲۳]، از آنجا که سطح ولتاژ خروجی و دامنه

سه نقطه آغاز، پیک و پایان گذار به سمت لبه حمله حرکت می‌کند. نکته قابل توجه دیگر اینکه از نظر کمی ریشه میانگین مربعات در لایه مرزی آرام برای تمامی زوایای حمله، تقریباً در یک سطح در حدود $0/002$ - قرار دارد. به همین ترتیب، در ناحیه آشفته نیز سطح ریشه میانگین مربعات مستقل از زاویه حمله و در حوالی $0/005$ است. البته در نواحی نزدیک به لبه فرار، مقادیر ریشه میانگین مربعات برای زوایای حمله مختلف، اندکی از یکدیگر فاصله می‌گیرند که می‌تواند به دلیل وجود ناپایداری‌هایی نظیر، جدایش موضعی و لایه جریان برگشتی در این ناحیه باشد.

همچنین از تغییرات ریشه میانگین مربعات سنسورها در عدد ماخ $0/5$ مشاهده می‌شود که نه تنها سطح ریشه میانگین مربعات در خارج از ناحیه گذار برای لایه مرزی آرام و آشفته در زوایای حمله مختلف یکسان است، بلکه در هر ناحیه، محدوده آن با آنچه در عدد ماخ $0/4$ مشاهده شده، تقریباً برابر است. البته فرآیند گذار نسبت به عدد ماخ $0/4$ کوتاهتر می‌شود که می‌تواند بدلیل افزایش عدد رینولدز جریان آزاد در عدد ماخ $0/5$ باشد. این موضوع با مقایسه تغییرات زمانی ولتاژهای خروجی سنسورها در دو عدد ماخ مذکور نیز تایید شده است.

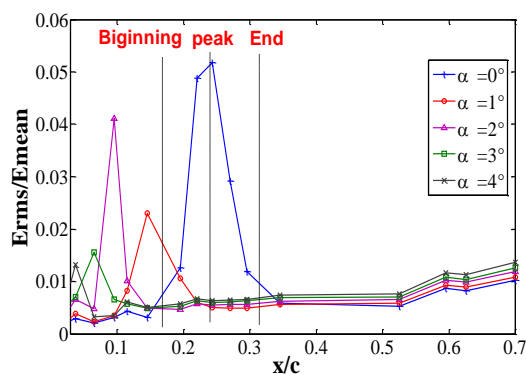
در شکل ۵، یکی دیگر از روش‌های تعیین گذار، مقایسه سطح انرژی سنسورها، Power Spectral Dency، نشان داده شده است. بدین صورت که مطابق با کار Nakayama و همکاران [۴]، Stack و همکاران [۵]، Schroder و همکاران [۱۷]، Ida و همکاران [۲۷]، Ubaldi و همکاران [۲۸]، Olivani و همکاران [۲۹]، Canepa و همکاران [۳۰] با وقوع گذار، پدیدار شدن نوسانات شدید انتقال حرارت، سیگنال و اغتشاشات، سطح انرژی سیگنال مشابه منحنی تغییرات زمانی افزایش یافته، در نقطه گذار به بیشترین مقدار خود می‌رسد. همانگونه که مشاهده می‌شود، سطح انرژی بدست آمده از سنسور S7 در نقطه گذار، از سطح انرژی هر دو سنسور موجود در نواحی آرام و آشفته بیشتر است. مقایسه نتایج بدست آمده، حاکی از تطابق هر ۳ روش تغییرات زمانی، مقادیر ریشه میانگین مربعات و سطح انرژی در شناسایی نواحی مختلف لایه مرزی است.

$$Y = fft(E) \quad (2)$$

$$PSD = \frac{Y \times conj(Y)}{np} \quad (3)$$

در شکل ۴ نسبت ریشه میانگین مربعات به میانگین ولتاژ خروجی ۱۵ سنسور فیلم داغ در چند زاویه حمله در عدد ماخ $0/4$ نشان داده شده است. مطابق با کار Hausmann و همکاران [۱۸]، Fransson و همکاران [۲۳]، Johnson و همکاران [۲۴]، Wusk و همکاران [۲۵]، Hall و همکاران [۲۶] مقدار ریشه میانگین مربعات برای چهار سنسور اول که در ناحیه آرام قرار دارند، تقریباً ثابت بوده و با ایجاد نخستین ساختارهای آشفته‌گی در S5 شروع به افزایش نموده، در طول ناحیه گذار، هرچه دامنه نوسانات و ساختارهای آشفته‌گی افزایش می‌یابد، مقدار ریشه میانگین مربعات نیز با شیب تندی افزایش می‌یابد. بطوریکه در S7 و S8 با نزدیک شدن به ناحیه گذار، به بیشترین مقدار خود می‌رسد. و از آن پس با غالب شدن حالت آشفته‌گی و کاهش ناپایداری‌ها، randomness دامنه نوسانات بسرعت رو به کاهش گذاشته تا اینکه در پایین دست S10 با آشفته شدن کامل لایه مرزی، مقدار ریشه میانگین مربعات نیز تقریباً ثابت می‌شود. بطورکلی می‌توان نتیجه گرفت، ناحیه گذار در نمودار ریشه میانگین مربعات به شکل یک زنگوله با مقادیری، بارها بیشتر از نواحی آرام و آشفته نمایان می‌شود.

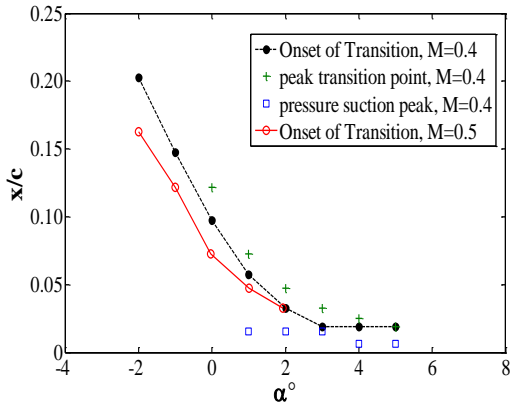
$$\frac{E_{rms}}{E_{mean}} = \sqrt{\frac{\sum_1^n (E - E_{mean})^2}{n-1}} \quad (1)$$



شکل ۴ - مقادیر ریشه میانگین مربعات برای ۱۵ سنسور فیلم داغ در عدد ماخ $0/4$ و زوایای حمله مختلف

بعلاوه با مقایسه توزیع ریشه میانگین مربعات در زوایای حمله مختلف مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، هر

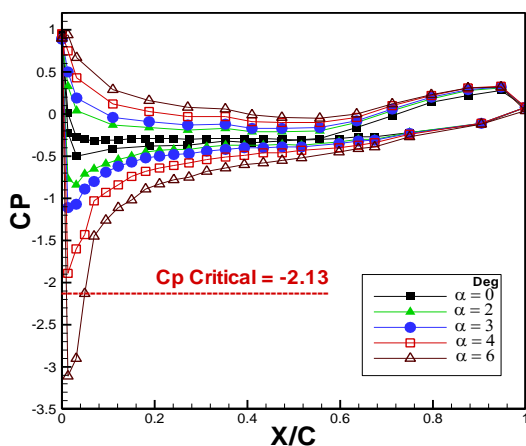
تفاوت که در زاویه حمله ثابت با افزایش عدد ماخ، محل گذار به سمت لبه حمله حرکت می‌کند.



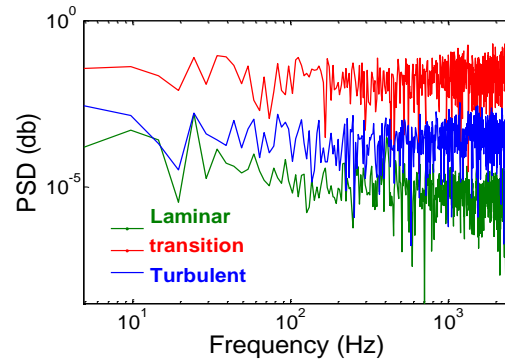
شکل ۶- تغییرات شروع و پیک گذار روی ایرفویل نسبت به زاویه حمله در اعداد ماخ ۰/۴ و ۰/۵

در شکل ۷، تغییرات ضریب فشار در عدد ماخ ۰/۵ نسبت به زاویه حمله نشان داده شده است. با افزایش زاویه حمله، کاهش ضریب فشار یا افزایش ماخ محلی را شاهد هستیم بگونه‌ای که در زاویه حمله ۶ درجه ناحیه مافوق صوت بسیار کوچکی در نزدیکی لبه حمله بوجود می‌آید. همچنین در هر دو عدد ماخ برای $\alpha > 3$ مقدار ضریب فشار بعد از پیک مکش با شیب تندی افزایش می‌یابد که حاکی از وجود گرادبان فشار معکوس قوی بلافاصله در پایین دست این نقطه است.

$$Cp = \frac{(P - P_\infty)}{q_\infty} \quad (4)$$



شکل ۷- توزیع فشار روی ایرفویل در عدد ماخ ۰/۵



شکل ۸- مقایسه سطح انرژی در مراحل مختلف فرآیند گذار در عدد ماخ ۰/۴ و زاویه حمله صفر درجه

همانگونه که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، در عدد ماخ ۰/۴ به ازای $2 < \alpha < 3$ با افزایش زاویه حمله نقطه گذار بصورت خطی با شیب ۸/۶٪ به سمت لبه حمله حرکت می‌کند، ولی به ازای $3 < \alpha < 5$ تغییر چندانی نسبت به افزایش زاویه حمله از خود نشان نداده در نهایت $5 < \alpha$ گذار پیش از اولین فیلم داغ اتفاق می‌افتد. این تغییرات در الگوی گذار در زاویای حمله متفاوت، ناشی از تغییر در عوامل بوجود آورنده آن است. در ناحیه خطی ($2 < \alpha < 3$)، عامل اصلی در وقوع گذار شبیه به آنچه در صفحه تخت مشاهده می‌شود، رسیدن به عدد رینولدز بحرانی است، اما به ازای $3 < \alpha < 5$ افزایش قابل توجه گرادبان فشار بعد از پیک مکش، pressure suction peak منجر به القای ناگهانی گذار در فاصله اندکی بعد از آن می‌شود [۹].

همچنین در شکل ۶ پیداست که در محدوده ای از زاویه حمله، حرکت پیک مکش به بالادست با شیب بسیار اندکی صورت گرفته و در نتیجه حساسیت گذار نسبت به زاویه حمله نیز کاهش می‌یابد. از طرفی فاصله میان نقطه آغاز گذار تا پیک گذار، محل حداکثر مقدار ریشه میانگین مربعات، با افزایش زاویه حمله کاهش می‌یابد که حاکی از کوتاهتر شدن طول ناحیه گذار است؛ بطوری‌که در نهایت تنها یک سنسور در ناحیه گذار قرار داشته؛ در نتیجه شاهد مغشوش شدن ناگهانی گذار بوده، تعیین دقیق نقاط شروع، پیک و پایان آن ناممکن می‌شود. در همین شکل، تغییرات شروع گذار در عدد ماخ ۰/۵ نیز مشاهده می‌شود که روند جابجایی محل شروع گذار با افزایش زاویه حمله مشابه عدد ماخ ۰/۴ بوده با این

۳-۲- نتایج دینامیکی

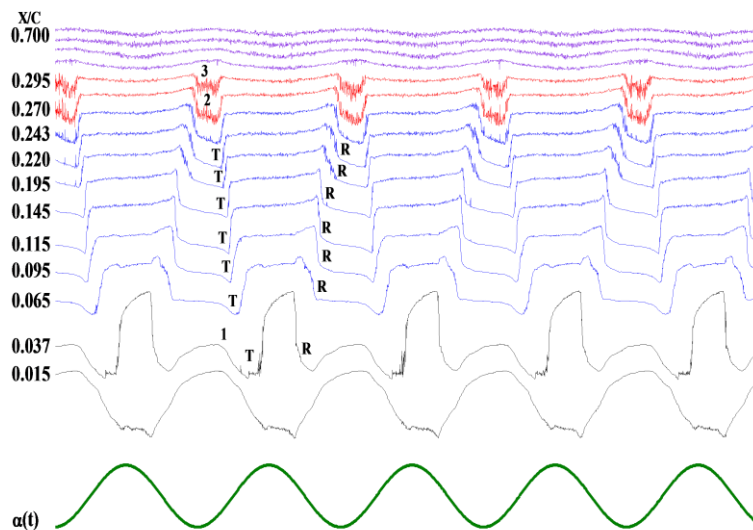
در این قسمت با استفاده از حرکت سینوسی پیچ داده شده به مدل با فرکانس ۳ و ۶ هرتز اثر پارامترهایی چون عدد ماخ، فرکانس کاهش یافته، دامنه نوسان و زاویه حمله متوسط بر لایه مرزی ناپایا در مقایسه با شرایط پایا بررسی شده است. در شکل ۸، ولتاژ خروجی فیلم‌های داغ در حرکت نوسانی $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$ در عدد ماخ ۰/۴ با فرکانس نوسانی ۳ هرتز، $K=0.0136$ آمده است. در این آزمایش‌ها نیز علاوه بر تکرار برخی از آزمایش‌ها و ثبت چند بار اطلاعات، زمان و فرکانس داده برداری نسبت به فرکانس تحریک نوسان ایرفویل به گونه‌ای انتخاب شد که چندین سیکل تکراری از حرکت مدل ثبت گردید. بطوریکه در شکل ۸ مشاهده می‌شود، رفتار ولتاژ خروجی هر سنسور در سیکل‌های تکراری حاکی از تکرار پذیری، دقت مناسب آزمایش و همچنین پایایی پدیده‌ها است.

سنسورهای پایین دست $x/c = 0.295$ در تمام مدت نوسان لایه مرزی آشفته را نشان می‌دهند؛ در نتیجه تغییر ناگهانی در سطح ولتاژ آنها دیده نمی‌شود. علت کاهش اندک و تدریجی ولتاژ خروجی هنگام حرکت پیچ به سمت بالا، افزایش ضخامت لایه مرزی در محل قرارگیری این سنسورها و در نتیجه کاهش انتقال حرارت جابجایی است. به همین ترتیب، با کاهش ضخامت لایه مرزی مغشوش هنگام حرکت پیچ به سمت پایین، انتقال حرارت جابجایی افزایش یافته و ولتاژ خروجی بطور تدریجی و به میزان اندک افزایش می‌یابد.

با شروع یک سیکل از حداقل زاویه حمله در ابتدا با افزایش زاویه حمله در $\alpha = 0.3^\circ$ ولتاژ خروجی فیلم‌های داغ واقع در $x/c = 0.243, 0.272, 0.295$ بطور ناگهانی افزایش می‌یابد که یکی از وقوع گذار و رسیدن به لایه مرزی آشفته با قابلیت انتقال حرارت جابجایی بیشتر از فیلم‌های داغ به محیط و در نتیجه ولتاژ خروجی بالاتر است.

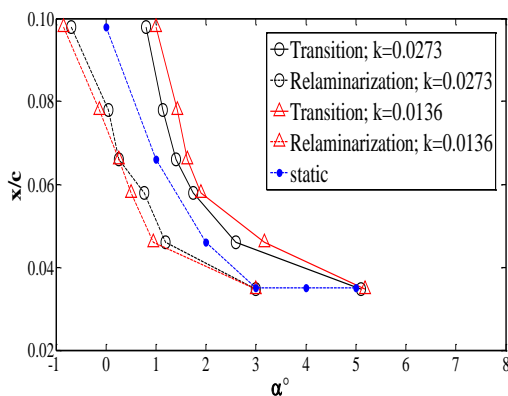
لازم به ذکر است که حالت لایه مرزی در محل این سه سنسور قبل از این زاویه حمله بدلیل وجود نوسانات قابل توجه در آن کاملاً آرام نبوده، به عبارت دیگر، در آغاز نوسان تا رسیدن به زاویه حمله گذار آنها در ناحیه گذرا بوده‌اند. با افزایش بیشتر زاویه حمله، نقطه گذار به سمت لبه حمله حرکت می‌کند تا اینکه در $\alpha = 3.1^\circ$ به $x/c = 0.065$ میرسد، همزمان در $x/c = 0.037, 0.015$ آن که از ابتدای نوسان لایه مرزی آرام را نشان می‌دادند و با افزایش ضخامت لایه مرزی، تنها کاهش اندک و تدریجی در سطح سیگنال آن‌ها بوجود آمده بود.

از این زاویه حمله به بعد (نقطه ۱)، کاهش ولتاژ در لایه مرزی آرام با شیب نسبتاً تندی صورت می‌گیرد، که این رویه بدلیل مجموعه‌ای از تغییرات در پارامترهای مشخصه سیال بر اثر تراکم پذیری، بوجود می‌آید. به عبارت دیگر، افزایش ماخ محلی، منجر به افزایش دما، ضخامت لایه مرزی و کاهش دانسیته می‌شود و بعلاوه لزجت مولکولی، molecular viscosity و قابلیت هدایت، thermal conductivity را افزایش می‌دهد [۳۱].



شکل ۸- تاریخچه زمانی سنسورهای فیلم داغ در عدد ماخ ۰/۴ و حرکت نوسانی $K = 0.0136$ ، $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$

کاهش یافته متفاوت، پس ماندی بین منحنی‌های گذار و آرام شدن مجدد ایجاد می‌شود. به این معنی که در هر موقعیت، حرکت نوسانی پیچ به سمت پایین به مغشوش ماندن لایه مرزی کمک کرده، در نتیجه آرام شدن مجدد در زاویه حمله کمتری نسبت به گذار رخ می‌دهد. با افزایش فرکانس کاهش یافته در بیشتر نقاط، شاهد بزرگتر شدن پس ماند هستیم، به عبارتی، افزایش فرکانس کاهش یافته، موجب تاخیر گذار تا زاویه حمله بالاتر و تعویق در آرام سازی مجدد تا زاویه حمله پایین‌تر شده است.



شکل ۹- تغییر محل گذر و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۴ و حرکت نوسانی

$$\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$$

در شکل ۱۰، تاریخچه زمانی سنسورهای فیلم داغ حرکت سینوسی پیچ $\alpha(t) = 1.2 + 3\sin(\omega t)$ برای فرکانس نوسان ۳ هرتز، فرکانس کاهش یافته $K = 0.011$ و $M_\infty = 0.5$ نشان داده شده است. در اینجا نیز سنسورهای پایین دست نشان $x/c = 0.295$ در تمام مدت نوسان، لایه مرزی آشفتگی را نشان می‌دهند و در بالادست نیز شاهد حرکت رو به جلوی گذار با افزایش زاویه حمله در طول حرکت پیچ به سمت بالا هستیم. اثرات تراکم پذیری در دو سنسور اول نیز مشهود است. افزایش ناچیز ولی ناگهانی سطح ولتاژ در نقطه ۱ نیز حاکی از آغاز گذار در این نقطه بوده، اما ماکزیمم زاویه نوسان به اندازه کافی بزرگ نبوده تا لایه مرزی را کاملاً مغشوش کند و سطح ولتاژ را بالا ببرد.

در شکل ۱۱، تغییر محل گذار و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در حرکت نوسانی $\alpha(t) = 1.2 + 3\sin(\omega t)$ برای دو فرکانس کاهش یافته $K = 0.011, 0.021$ و $M_\infty = 0.5$ نشان

سه عامل اول، منجر به کاهش انتقال حرارت از المان گرم شده به هوا و در نتیجه کاهش ولتاژ خروجی فیلم داغ می‌شوند؛ درحالی‌که افزایش قابلیت هدایت، تمایل به افزایش انتقال حرارت دارد. به هر حال به نظر می‌رسد، عوامل کاهش دهنده انتقال حرارت غالب هستند. با افزایش بیشتر زاویه حمله، سرانجام در $\alpha = 5.1^\circ$ گذار به $x/c = 0.037$ می‌رسد. با گذشتن از ماکزیمم زاویه حمله و شروع حرکت پیچ به سمت پایین، افت ولتاژ به همراه نوسانات شدید در سنسورهای مختلف بترتیب، به سمت لبه حمله نشان از روند تبدیل لایه مرزی آشفتگی به آرام دارد. در $x/c = 0.27, 0.295$ نقاط ۲ و ۳، حداقل زاویه حمله برای آرام شدن کافی نبوده، تنها لایه مرزی را از حالت مغشوش خارج و حالتی گذرا به آن داده است.

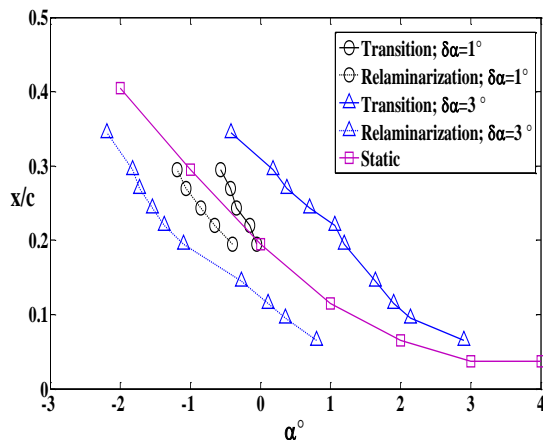
با کاهش بیشتر زاویه حمله در $\alpha = -0.8^\circ$ و $x/c = 0.22$ آرام شدن مجدد، relaminarisation جریان صورت گرفته که در نتیجه با تبدیل لایه مرزی آشفتگی به آرام، انتقال حرارت جابجایی از فیلم داغ به محیط کاهش یافته در نتیجه ولتاژ خروجی نیز بطور ناگهانی کاهش می‌آید. با ادامه کاهش زاویه حمله، نقطه آرام شدن مجدد به سمت لبه حمله حرکت می‌کند تا سرانجام در $\alpha = 2.9^\circ$ به $x/c = 0.037$ می‌رسد در این محل از این پس با کاهش ماخ محلی، سطح ولتاژ افزایش می‌یابد.

شکل ۹، نمودار تغییر محل گذار و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در حرکت نوسانی $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$ برای دو فرکانس کاهش یافته $K = 0.0136, 0.0273$ و $M_\infty = 0.4$ را نشان می‌دهد. با مقایسه نمودار مربوط به گذار در حالت استاتیکی با دو نمودار گذار در حرکت پیچ مشاهده می‌شود که با نوسان مدل بدلیل تاخیر زمانی بین حرکت مدل و لایه مرزی روی آن و بهبود لایه مرزی، مقاومت آن در برابر گذار افزایش یافته، در نتیجه در هر نقطه روی ایر فویل در حالت نوسانی گذار تا زاویه حمله بالاتری نسبت به حالت استاتیکی به تاخیر می‌افتد که با افزایش فرکانس، کاهش یافته میزان تاخیر در وقوع گذار نیز بیشتر می‌شود.

در حالت نوسانی نیز مشابه حالت استاتیکی، نمودار گذار با نزدیک شدن به لبه حمله از حالت خطی خارج شده که می‌تواند ناشی از تغییر مکانیزم عامل گذار از رینولدز بحرانی به گرادیان فشار معکوس باشد. بعلاوه برای هر دو فرکانس

تراکم پذیری روی ایرفویل بر اثر پارامترهای نوسان غلبه کند تا بتوان اطمینان حاصل کرد، نتایج بدست آمده بیش از هر عامل دیگری ناشی از تغییر دامنه نوسان است.

از آنجا که فرکانس نوسان ثابت است با کاهش دامنه نوسان، تاخیر زمانی میان لایه مرزی و دیواره متحرک کاهش می یابد و جریان روی ایرفویل در هر لحظه تطابق بیشتری با شرایط نوسان دارد؛ بنابراین رفتار آن با حالت استاتیکی کاملاً متفاوت می شود؛ بطوریکه شیب منحنی گذار در نوسان با دامنه ۱ برابر ۱۸/۹٪ - بیش از دو برابر شیب منحنی استاتیکی است، اما میزان تاخیر بوجود آمده در وقوع گذار اندک است، در نوسان با دامنه ۳، توسعه لایه مرزی حاصل از حرکت دیواره، باعث تاخیر در گذار تا زاویه حمله بمراتب بیشتری نسبت به حالت استاتیکی و همچنین نوسان با دامنه ۱ شده است و در نتیجه حلقه پس ماند مربوط به آن بزرگتر است، اما شیب ناحیه خطی نمودار در محدوده $-1 < \alpha < 2$ برابر ۹/۹٪ است که بیشتر نزدیک به حالت استاتیکی است و نشان می دهد با افزایش فرکانس کاهش یافته بنا به دلایل یاد شده، رفتار لایه مرزی در این فاصله به حالت شبه پایا، quasi steady نزدیک شده است.



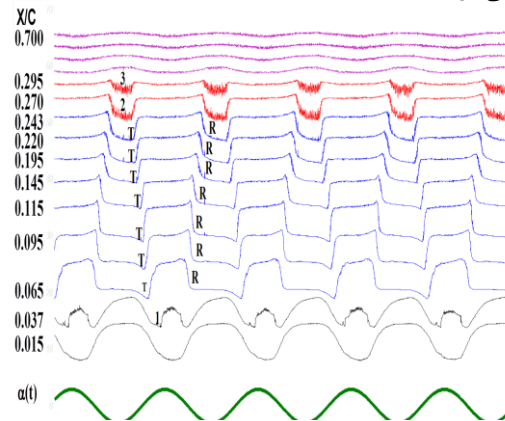
شکل ۱۲- تغییر محل گذر و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۴ و حرکت نوسانی $k=0.0273$ و $\alpha(t)=-0.28+1\sin(\omega t)$, $\alpha(t)=-0.28+3\sin(\omega t)$ نسبت به

نتایج استاتیکی

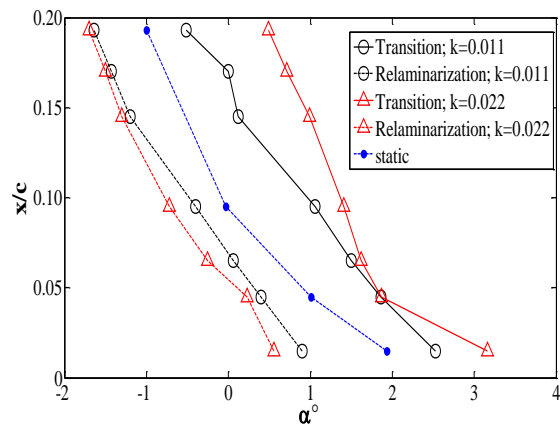
۳-۴- اثر زاویه حمله متوسط

در شکل ۱۳ در منحنی های جداگانه تغییرات و جابجایی محل های گذار و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در

داده شده است. در اینجا نیز نوسان کردن ایرفویل، منجر به تاخیر در گذار نسبت به حالت استاتیکی شده است. همچنین نمودارهای گذار و آرام سازی مجدد، تشکیل پس ماند می دهند که این حلقه با افزایش فرکانس کاهش یافته بزرگتر می شود.



شکل ۱۰- تاریخچه زمانی سنسورهای فیلم داغ در عدد ماخ ۰/۵ و حرکت نوسانی $\alpha(t)=1.2+\sin(\omega t)$, $K=0.011$



شکل ۱۱- تغییر محل گذار و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۵ و حرکت نوسانی $\alpha(t)=1.2+3\sin(\omega t)$

۳-۳- اثر دامنه نوسانی

برای بررسی اثر دامنه نوسان در عدد ماخ ۰/۴ دو حرکت پیچ سینوسی با زاویه حمله متوسط ۰/۲۸- و دامنه های نوسانی ۱/۳ درجه و فرکانس کاهش یافته $k=0.0273$ شکل ۱۲، در نظر گرفته شده است. علت این انتخاب، این است که سعی شده ماکزیمم دامنه نوسان، کمتر از مقداری باشد که اثرات

حمله ثابت، به سمت لبه حمله حرکت می‌کنند و همچنین از طول ناحیه گذرا کاسته می‌شود.

۲- محدوده ریشه میانگین مربعات در لایه مرزی چسبیده در ناحیه آرام و آشفته، مستقل از زاویه حمله و عدد ماخ است.

۳- در آزمایش‌های استاتیکی انجام شده مشاهده شد که در عدد ماخ ۰/۴ قبل از عدد ماخ بحرانی و وجود شک، تأثیر هر دو عامل عدد رینولدز بحرانی و گرادیان فشار معکوس بر موقعیت گذار مشاهده می‌شود. بدین صورت که در محدوده زوایای حمله کمتر از 3° ، نقطه گذار با افزایش زاویه حمله بصورت خطی به سمت لبه حمله حرکت می‌کند. بطوری‌که در محدوده $3 < \alpha < 5$ گذار بر اثر گرادیان فشار معکوس بعد از حداکثر مکش القا شده و با عبور از زاویه حمله 6° به بالا دست، اولین فیلم داغ منتقل شد. نمودارهای ضریب فشار در زوایای حمله مختلف در دو عدد ماخ ۰/۴، ۰/۵، گرادیان فشار مثبت شدید بعد از پیک فشاری را در زوایای حمله $\alpha \geq 3^\circ$ را نشان می‌دهد.

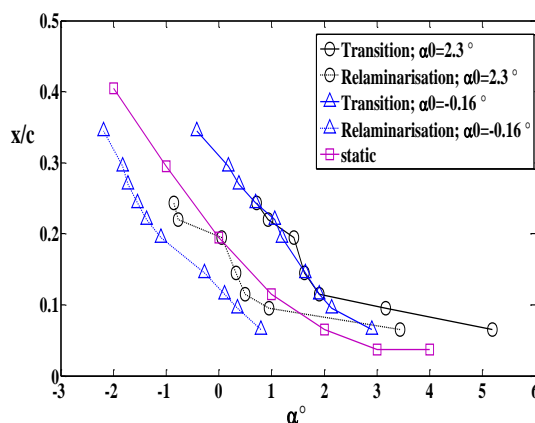
۴- در نوسان پیچ $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$ با فرکانس‌های ۳ و ۶ هرتز در اعداد ماخ ۰/۴ و $\alpha(t) = 1.2 + 3\sin(\omega t)$ در عدد ماخ ۰/۵، افزایش فرکانس نوسان منجر به تأخیر بیشتر در وقوع گذار نسبت به حالت استاتیکی شده است. همچنین نمودارهای گذار و آرام سازی مجدد هر فرکانس، تشکیل حلقه پس ماند می‌دهند که با افزایش فرکانس این حلقه بزرگتر می‌شود.

۵- در نوسان با دامنه نوسانی ۱ و ۳ درجه حول 0.28 در عدد ماخ ۰/۴ با افزایش دامنه نوسان میزان تأخیر زمانی، Convective time lag بین لایه مرزی و دیواره متحرک افزایش یافته و لایه مرزی به شرایط شبه پایا نزدیک می‌شود، بنابراین با وجود تأخیر قابل توجهی که در ایجاد گذار در نوسان با دامنه ۳ درجه نسبت به حالت استاتیکی جود دارد، شکل منحنی تغییرات گذار برحسب زاویه حمله و همچنین شیب آن در محدوده خطی، بسیار شبیه به حالت استاتیکی است.

۶- در نوسان با دامنه نوسانی ۳ درجه حول 0.16 و $2/3$ در عدد ماخ ۰/۴ با افزایش α_{max} تأخیر در گذار در نواحی لبه حمله افزایش می‌یابد، اما تعویق در آرام سازی در تمام نواحی کاهش می‌یابد.

فرآیند نوسانی ایرفویل برای دو حرکت سینوسی پیچ $\alpha(t) = 0.16 + 3\sin(\omega t)$ و $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$ در عدد ماخ ۰/۴ و $k = 0.0273$ آمده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، الگوی شکل منحنی‌ها در دو حرکت کاملاً متفاوت است بگونه‌ای که در نوسان حول $2/3$ درجه کاملاً غیرخطی هستند، ولی شکل نمودار گذار در نوسان حول 0.16 به حالت استاتیکی شبیه تر است.

در مقایسه دو منحنی گذار مشاهده می‌شود که در ناحیه $x/c = 0.115 - 0.243$ تفاوت چندانی از لحاظ مقدار زاویه حمله ای که گذار در آن رخ داده مشاهده نمی‌شود، اما هرچه به لبه حمله نزدیکتر می‌شویم با افزایش α_{max} شاهد تأخیر بیشتر در وقوع گذار هستیم؛ اما در مورد منحنی‌های آرام سازی مجدد باید گفت گرچه رفتار دو منحنی متفاوت است، ولی بطور کلی در تمام نقاط با کاهش α_{max} میزان تعویق، retardation در آرام سازی مجدد بیشتر شده است.



شکل ۱۳- تغییرات محل گذار و آرام سازی مجدد برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۴ و حرکت نوسانی پیچ $\alpha(t) = 2.3 + 3\sin(\omega t)$ و $\alpha(t) = 0.16 + 3\sin(\omega t)$ ، $k = 0.0273$

۴- جمع بندی

اندازه‌گیری‌های تجربی بدست آمده از تست‌های استاتیکی و دینامیکی انجام شده روی لایه مرزی تراکم پذیر روی ایرفویل فوق بحرانی 0410-Sc(2) در اعداد ماخ مختلف حاوی نتایج زیر است:

۱- نقاط شروع، پیک و پایان گذار با افزایش زاویه حمله در عدد ماخ ثابت و همچنین افزایش عدد ماخ در یک زاویه

۷- مراجع

- [1] McCroskey WJ, Carr LW, McAlister KW (1976) Dynamic stall experiments on oscillating airfoils. AIAA J. 14: 57-63.
- [2] McCroskey WJ (1982) Unsteady airfoils. Annual Rev. Fluid Mech. 14: 285-311.
- [3] Chow CY, Chiu CS (1986) Unsteady loading on an airfoil due to vortices released intermittently from its surface. J. Aircraft 23: 750-755.
- [4] Nakayama A, Stack JP (1993) Surface Hot-Film Technique for measurements of Transition, Separation, and Reattachment Points. AIAA 24th Fluid, Dynamics Conference July 6-9.
- [5] Stack P, Mangalam SM, Berry SA (1987) A unique measurement technique to study laminar-separation bubble characteristics on an airfoil. AIAA 87-1271.
- [6] Ericsson, Reding LE, JP (1988) Fluid mechanics of dynamic stall. Part I Unsteady flow concept. J. Fluids Structures 2: 1-33.
- [7] Park SO, Kim JS, Lee, BI (1989) Hot-wire measurements of near wakes behind an oscillating airfoil, AIAA J. 28: 22-28.
- [8] Chandrasekhara MS, Carr LW (1990) Flow visualization studies of the Mach number effects on dynamic stall of an oscillating airfoil. J. Aircraft, 27: 516-522.
- [9] Lorber PF, Carta Fo (1989) Airfoil stall penetration at constant pitch rate and high Reynolds number. N89-19260.
- [10] Lorber PF, Carta Fo (1992) Unsteady transition measurements on a pitching three-Dimensional wing. N93-27450.
- [11] Schreck S, Faller, W, Helin H (1994) Pitch rate and Reynolds number effect on unsteady boundary layer transition and separation. AIAA Paper 94-2256.
- [12] McCroskey WJ (1997) Computations of unsteady separating flows over an oscillating airfoil. AIAA J. 35, 1235-1238.
- [13] Moes TR, Sarma GR, Mangalam SM (1997) Flight Demonstration of a Shock Location Sensor Using Constant Voltage Hot-Film Anemometry. NASA Technical Memorandum 4806.
- [14] Mangalam AS, Moes TR (2004) Real-Time Unsteady Loads Measurements Using Hot-Film Sensors, AIAA 2004-5371.
- [15] Lee T, Basu S (1998) Measurement of unsteady boundary layer developed on oscillating airfoil using multiple hot-film sensors. Experiments in. Fluids 25: 108-117, Springer-Verlag.
- [16] Lee T, Gerontakos P, (2004) Investigation of flow over an oscillating airfoil. J. Fluid Mech., vol. 512: 313-341.

۵- علائم، نشانه‌ها و ارقام

وتر ایرفویل، m	C
ضریب فشار	CP
مقدار ولتاژ لحظه ای خروجی سنسور فیلم داغ، V	E
مزدوج	$conj$
مقدار میانگین ولتاژ خروجی سنسور فیلم داغ، V	E_{mean}
ریشه میانگین مربعات، V	E_{rms}
fast fourier transform	fft
تعداد نقاط	np
مقدار فشار استاتیکی روی ایرفویل، Pa	P
فرکانس نوسانی، Hz	f_0
مقدار فشار استاتیکی جریان آزاد، Pa	P_∞
مقدار فشار دینامیکی جریان آزاد، Pa	q_∞
فرکانس کاهش یافته، $\omega c/2U_\infty = n f_0/U_\infty$	K
عدد ماخ جریان آزاد	M_∞
سطح انرژی، db	PSD
آرام سازی مجدد	R
گذار	T
عدد رینولدز	Re
فاصله بی بعد شده سنسور فیلم داغ از لبه حمله	x/c
سرعت جریان آزاد، 1-ms	U_∞
زمان، s	T
زاویه حمله استاتیکی، Deg	A
زاویه حمله متوسط، Deg	α_0
زاویه حمله لحظه‌ای هنگام بالا رفتن، Deg	α_u
زاویه حمله لحظه‌ای هنگام پایین آمدن، Deg	α_d
زاویه حمله لحظه‌ای، Deg	$\alpha(t)$
دامنه نوسانی، Deg	$\delta\alpha$
سرعت زاویه‌ای، $2\pi f_0 = \dot{\alpha}$	Ω

۶- تقدیر و تشکر

نویسندگان مقاله از گروه آزمایش تونل باد سه منظوره مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) که در انجام آزمایش‌ها بیشترین همکاری را داشته، قدردانی می‌کنند.

- [25] Wusk MS, Carraway DL, Holmes BJ (1988) An Arrayed Hot-Film Sensor For Detection Of Laminar Boundary-Layer Flow Disturbance Spatial Characteristics. AI AA-88-4677-CP.
- [26] Hall RM, Obara CJ, caraway DL, Johnson CB , Azzazy M (1989) Comparisons of Boundary-Layer Transition Measurement Techniques in the Langley Unitary Plan Wind Tunnel. AIAA 89-2205-CP.
- [27] Ida F., Kunikyo T., Nakasu K., Shinohara J., Experimental Quantitative Turbine Boundary-Layer Investigations Using Multiple Hot Film Sensor, AIAA 94-2537.
- [28] Ubaldi M, Zunino P (2006) Boundary Layer Transition on the Suction Side of a Turbine Blade. Proceedings of the 2nd WSEAS Int. Conference on Applied and Theoretical Mechanics, Venice, Italy.
- [29] Olivani A, Halter F, Yoshida A, Gökalp I (2005) Experimental characterization of turbulence spectra and scales in high pressure turbulent premixed flames. Proceedings of the European Combustion Meeting.
- [30] Canepa E, Ubaldi M, Zunino P (2002) Experiences in the application of intermittency detection techniques to hot film signals in transitional boundary layers. The 16th Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines.
- [31] Schlichting H, Kestin J (Translator) (2000) Boudary-layer theory. 7th edn. McGraw-Hill, New York
- [17] Meijering A, Schroder W (2001) Experimental Analysis of Separated Transitional Transonic Airfoil Flow. AIAA 2001-2987.
- [18] Hausmann F, Schroder W (2006) Coated Hot-Film Sensors for Transition Detection in Cruise Flight. Journal of Aircraft Vol. 43, No. 2, March–April.
- [19] Kim DH, Chang JW (2010) Unsteady boundary layer for a pitching airfoil at low Reynolds numbers. Journal of Mechanical Science and Technology 24: 429–440.
- [20] Sinclair DW (1996) Measurement techniques applied in a production wind tunnel facility at transonic speeds. AIAA Meeting Papers on Disc.
- [21] Amiri, Soltani MR, Haghiri A (2013) Steady flow quality assessment of a modified transonic wind tunnel. Scientia Iranica B 20 (3): 500–507.
- [22] Press WH, Teukolsky SA, Vetterling WT, Flannery BP (2007) Numerical Recipes. The Art of Scientific Computing, Cambridge University Press: 640-642.
- [23] Svensdotter S, Fransson T (1998) Hot Film And Liquid Cristal Transition Measurements In A Cascade At Varying RE And TU. A98-35273.
- [24] Johnson CB, Cmaway DL, Stainback PC, Fancher MF (1987) A Transition Detection Study Using a Cryogenic Hot Film System in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel. AIAA Paper 87-0049.