

# SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



سامانه ویراستاری STES



فیلم های آموزشی

## کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی



مقاله نویسی علوم انسانی



اصول تنظیم قراردادها



آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله

## بررسی لایه مرزی تراکم پذیر ناپایا روی یک ایرفویل فوق بحرانی با استفاده از

### سنسورهای فیلم داغ

نیوشا فلاحپور<sup>۱</sup>، عبدالعلی حقیری<sup>۲</sup>، سجاد درستی<sup>۳</sup>، محسن طالبپور<sup>۴</sup>

۱- دانشگاه امیرکبیر، دانشکده هوافضا

۲ و ۳- دانشگاه امام حسین (ع)، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

#### چکیده

نوع و شرایط لایه مرزی اعم از آرام، آشفته، چسبیده یا جداشده تاثیر مهمی روی عملکرد یک ایرفویل و نیروهای وارده بویژه نیروی درگ دارد. که شناخت میزان تاثیرگذاری عوامل مختلف روی این نواحی و ارائه روشهای کنترل شرایط در بهبود عملکرد ایرفویل ضروری است. بویژه در سرعتهای تراکم پذیر و محدوده ماخ گذر صوت و شرایط نوسانی به خاطر وجود شوک الگوهای متفاوتی و پیچیده ای از لایه مرزی مشاهده می گردد که بررسی آن با کمک روشهای تئوری و عددی به سادگی امکان پذیر نخواهد بود. در این تحقیق اتفاقات لایه مرزی روی ایرفویل فوق بحرانی در شرایط پایا و ناپایا، حرکت پیچ، در تونل باد سرعت بالا ی دانشگاه امام حسین (ع) بطور تجربی ارزیابی گردید. ایرفویل در عدد ماخ ۰.۶۵، عدد رینولدز ۹ میلیون بر متر، در زاویه حمله متوسط ۲° درجه با دامنه نوسانی ۱° تحت دو فرکانس کاهش یافته ۰/۰۸۶ و ۰/۱۷۲ مورد آزمایش قرار گرفت. اندازه گیریها شامل بررسی تغییرات تنش برش با کمک سنسور فیلم داغ چایی و توزیع فشار بوده است. بطوریکه نقاط گذار، آرام سازی مجدد، ناحیه مافوق صوت و تشکیل شوک روی سطح بالا ی ایرفویل شناسایی گردید. نتایج حاکی از تغییرات جالب توجه نواحی لایه مرزی در یک سیکل نوسان مدل نئوپذیری آناز فرکانس نوسانی بوده است.

**واژه های کلیدی:** لایه مرزی نوسانی - فیلم داغ - ایرفویل فوق بحرانی - حرکت پیچ - شوک

#### مقدمه

طبیعت پرانرژی میدان جریان ناپایا به موضوع مهمی در چند دهه اخیر تبدیل شده است. بطوریکه بدلیل اهمیت، پیچیدگی و تغییرات سریع زمانی مشخصات آیرودینامیکی مقدار زیادی از هر دو روش تئوری و تجربی را برای فهمیدن بیشتر پدیده های موجود در این میدانهای جریان به خود اختصاص داده است. وجود پدیده های ناپایا و تاثیرات قابل توجه آن در خیلی از عملیاتهای مهندسی اعم از نوسان روتور هلی کوپتر، مانور هواپیما، عملکرد توربینها و توربوماشینها حاکی از اهمیت بالای این حوزه و ضرورت تحقیقات بیشتر می باشد. چگونگی لایه مرزی ناپایا در شرایط مختلف حرکتی جسم موجب القاء یک جریان ناپایای نوسانی، جدایش،

بطور کلی رفتار ناپایای یک جسم پرنده در شرایط قبل و بعد از استال تقسیم شده که الگوهای متفاوتی از میدان جریان، لایه مرزی و پدیده های آیرودینامیکی روی جسم ایجاد می کند. بهر حال فرآیند تغییرات سریع زمانی مشخصات لایه مرزی اعم از ج دایش محلی و جابجایی گردابه به پایین دست، میدان جریان پیچیده ای ایجاد می کند که شناخت مشخصات لایه مرزی برای درک و فهمیدن بهتر آیرودینامیک ایرفویل لازم و ضروری است. این موضوع در سرعتهای بالا موجب افزایش سرعت محلی، وجود اثرات تراکم پذیر، ایجاد ناحیه مافوق صوت و شوک لامبدا و اثرات متقابل آن با لایه مرزی حساس تر شده و موجب تغییرات جدیدی در لایه مرزی و رفتار جسم می گردد. در نتیجه با افزایش سرعت تفاوتهای اساسی در پدیده های ناپایای موجود در لایه مرزی نسبت به جریانهای تراکم ناپذیر مشاهده می شود. در سرعتهای تراکم پذیر مشخصات لایه مرزی علاوه بر عدد رینولدز، گرادیان فشار و هندسه ایرفویل از عدد ماخ، مادون یا مافوق صوت شدن جریان محلی تاثیر می پذیرد.

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 تحقیق انجام شده توسط لی و همکاران [1,2] مشخصات لایه مرزی ناپایا و پدیده های موجود در قبل و بعد از استال در یک جریان تراکم ناپذیر روی یک ایرفویل نوسانی پیچ با کمک سنسورهای فیلم چایی بررسی شد. توجه ویژه آنها روی تغییرات نقاط گذار، جدایش، اتصال و آرام سازی مجدد در مقایسه با مقادیر آن در شرایط پایا بوده است.

از مهمترین کارهای انجام شده در شناسایی مشخصات لایه مرزی در جریانهای تراکم پذیر پایا توسط شرودر و همکاران [3,4] می باشد که با کمک سنسور فیلم داغ، کریستال مایع، توزیع فشار و مشاهده جریانبا کمک سیستم اپتیکی شلیترین چگونگی لایه مرزی، وجود شوک لامبدا و اثرات آن بر روی گذار لایه مرزی در اعداد ماخ تا ۰.۷ بررسی نمودند. در زمینه حرکت نوسانی در جریان تراکم پذیر می توان به تحقیقات انجام شده توسط کارتا و همکاران [6] که حرکت رمپ و نوسانی پیچ روی یک ایرفویل فوق بحرانی در قبل و بعد از استال در اعداد ماخ ۰/۳ تا ۰/۶ اشاره نمود. در این تحقیق با کمک تعداد کمی فیلم داغ و توزیع فشار نواحی مختلف لایه مرزی، وجود شوک و نواحی مافوق صوت محلی و جدایش بررسی شده و نکات فنی بسیار ارزنده ای ارائه گردید. کارتا عوامل ایجاد گذار روی ایرفویل مورد آزمایش را رینولدز بحرانی و گرادیان فشار معکوس عنوان کرده که هر کدام با توجه به میزان شدت، عامل تائین کننده بوده

۱- کارشناس ارشد، محقق، n.fallahpour@gmail.com

۲- دانشجوی دکتری، هیات علمی

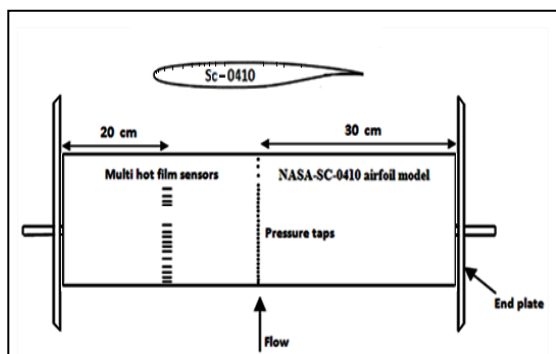
۳- کارشناس ارشد، محقق

۴- کارشناس ارشد، محقق

فلاتر، ضربه زدن و اثرات منفی روی بارهای آیرودینامیکی و عملکرد جسم می گردد.

با کمک سنسور فشار دیفرانسیلی با حداکثر محدوده فشار ۱۵ psi و حداکثر خطای ۰/۱۵٪ اندازه گیری گردید. همچنین تعداد ۱۶ عدد سنسور فیلم داغ در محدوده  $x/c = 0.01 - 0.7$  در سطح بالای ایرفویل مطابق با جدول ۱ نصب شد. نحوه نصب ورقه فیلمها روی سطح ایرفویل به گونه ای انجام شد که حداقل برجستگی را داشته و منحنی ایرفویل به طر کامل بدون تغییر ماند.

آزمایشها در عدد ماخ ۰/۶۵، حرکت نوسانی پیچ، تحت زاویه حمله متوسط  $1^\circ$  با دامنه نوسانی  $3^\circ$  و زاویه حمله متوسط  $2^\circ$  درجه با دامنه نوسانی  $1^\circ$  با دو فرکانس کاهش یافته ۰/۰۸۶ و ۰/۱۷۲ انجام گردید. شکل ۲ مدل به همراه نقاط فشاری و فیلمهای نصب شده نشان داده است. اندازه گیری عدد ماخ در هنگام آزمایش توسط یک لوله پیتو استاتیک نصب شده در بالادست مدل و سنسور فشار هانی ول انجام شد که خطای محاسبه عدد ماخ حداکثر ۱٪ می باشد. منابع خطا شامل غیر یکنواختی جریان، سطح اغتشاش، نصب مدل، سیستم آلفامکانیزم، سنسورهای فشار، ساخت مدل، پتانسیومتر خطی، محدوده برد  $A/D$  و اندازه گیری محل نقاط فشار و سنسور فیلم داغ می باشد. حداکثر مقدار عدم قطعیت آزمایشها ۴٪ بوده که در نتایج اعمال شد.

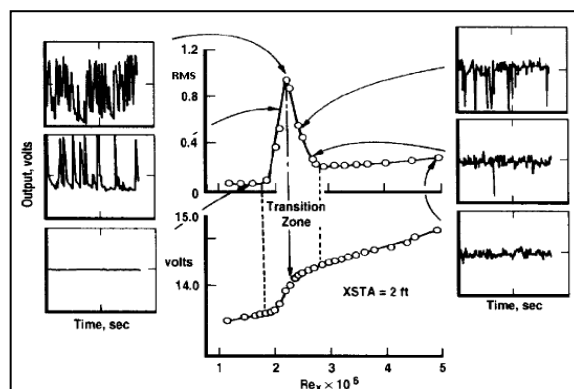


شکل ۲- شماتیک ایرفویل فوق بحرانی NASA SC(2) 0410 به همراه فشار و سنسورهای هات فیلم

جدول ۱- مختصات سنسورهای فیلمهای داغ روی سطح بالایی ایرفویل

| Point | X/C    |
|-------|--------|
| 1     | 0.015  |
| 2     | 0.0375 |
| 3     | 0.065  |
| 4     | 0.095  |
| 5     | 0.115  |
| 6     | 0.145  |
| 7     | 0.195  |
| 8     | 0.22   |
| 9     | 0.243  |
| 10    | 0.27   |
| 11    | 0.295  |
| 12    | 0.345  |
| 13    | 0.525  |
| 14    | 0.595  |
| 15    | 0.625  |
| 16    | 0.7    |

است. در این آزمایشها نیز هیستریزس در گذار و آرام سازی مجدد در حرکت روبه بالا و پایین رفتن مدل مشاهده شده است. روشهای مختلفی برای شناسایی پدیده های مرتبط با لایه مرزی استفاده شده که به زعم اکثر کارشناسان ساده ترین روش شناسایی مشخصات لایه مرزی اندازه گیری میزان تغییرات تنش برشی با استفاده از سنسور فیلم داغ می باشد. همانگونه که در شکل ۱ مشاهده می شود با توجه به میزان تنش برشی یا گرادیان سرعت در نواحی مختلف لایه مرزی، مقدار حداقلی سطح ولتاژ خروجی ثبت شده سنسور در ناحیه آرام بوده که با عبور از ناحیه آرام به آشفته افزایش می یابد [7]. همچنین بدلیل افزایش ناپایداری جریان در ناحیه گذار، با دامنه حداکثری و فرکانس پایین نسبت به ناحیه آشفته، میزان RMS، بالا مشاهده می گردد. در صورتیکه در ناحیه آشفته ناپایداریهای جریان با فرکانس بیشتر لیکن با دامنه کمتر همراه بوده که شدت RMS نیز کمتر از ناحیه گذار می باشد. قابل ذکر اینکه در تمامی تحقیقات انجام شده در تفسیر رفتار پایا و ناپایای لایه مرزی بطور کیفی از ولتاژ خروجی سنسور فیلم داغ استفاده شده و میزان تنش برشی از خروجیهای سنسور فیلم داغ محاسبه نمی گردد.



شکل ۱- نحوه شناسایی نواحی مختلف لایه مرزی (آرام- گذار- آشفته) با استفاده از خروجی هات فیلم [7]

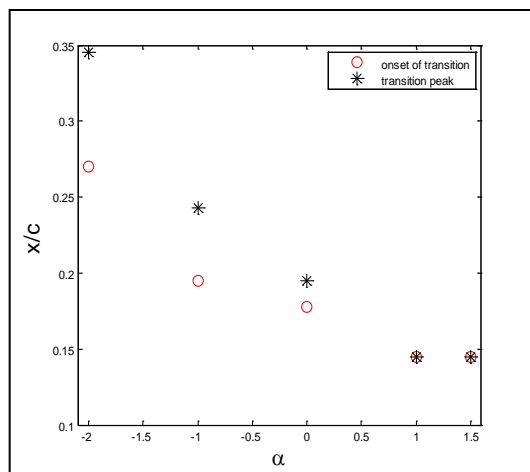
در این تحقیق جهت تکمیل اطلاعات در زمینه چگونگی رفتار لایه مرزی تراکم پذیر پایا و ناپایا روی ایرفویل فوق بحرانی با کمک فیلم چایی و توزیع فشار آزمایشهایی در یک تونل باد سرعت بالای مکشی انجام شده است. نواحی مختلف مافوق صوت محلی، ش و ک لامبدا جایجایی ش و ک، گذار القایی توسط آن، تاخیر و تسریع در این نواحی نسبت به موقعیت حرکتی ایرفویل شناسایی شده است.

### مجموعه آزمایش

تمامی آزمایشها در تونل باد سرعت بالای مرکز تحقیقات قدر دانشگاه امام حسین (ع) با محفظه آزمون  $0.6 \times 0.6 \times 0.6$  متر مربع با محدوده عدد ماخ، ۰/۴ تا ۰/۸۵، پیوسته و مکشی انجام شده است. سطح اغتشاش جریان آزاد حداکثر ۰/۵٪ می باشد که با کمک سنسور سیم داغ اندازه گیری شده است. دیواره های محفظه آزمون متخلخل بوده که تا ۶٪ قابل تنظیم می باشد. مدل مورد استفاده از ایرفویل فوق بحرانی 0410-Sc(2)، ضخامت ۱۰٪، با کرد ۰/۲ متر، ضخامت ۲ سانتی متر و دهنه ۰/۶ متر بوده که از جنس فولاد، VCN ساخته شد.

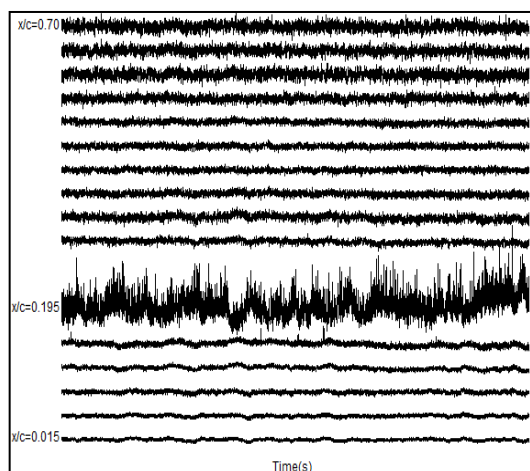
جهت اندازه گیری توزیع فشار در سطح بالا و پایین ۴۰ نقطه فشار تعبیه شد که در محدوده لبه حمله از تراکم بیشتری برخوردار است. مقدار فشار

گذرا قرار گرفته است و بعنوان پیک گذار در نظر گرفته شده که تعیین دقیق نقاط شروع و پایان گذار میسر نیست. این نوع تغییر رفتار در گذار ناشی از تغییر در عوامل بوجود آورنده آن در زوایای حمله مختلف است. در واقع در  $1^\circ < \alpha < 2^\circ$  عامل اصلی در وقوع گذار عدد رینولدز است اما به ازای  $1 < \alpha < 2^\circ$  قدرت گرفتن گرادیان فشار معکوس بعد از پیک حداقل مکش منجر به القای ناگهانی گذار می شود. که محل آن با تغییرات محدود زاویه حمله تغییر چندانی نمی کند. عوامل تاثیر گذار بر گذار در رژیم تراکم پذیر در مقاله کارتا [6] به تفصیل بررسی شده است.



شکل ۴- تغییرات شروع و پیک گذار روی ایرفویل نسبت به زاویه حمله در عدد ماخ ۰.۶۵

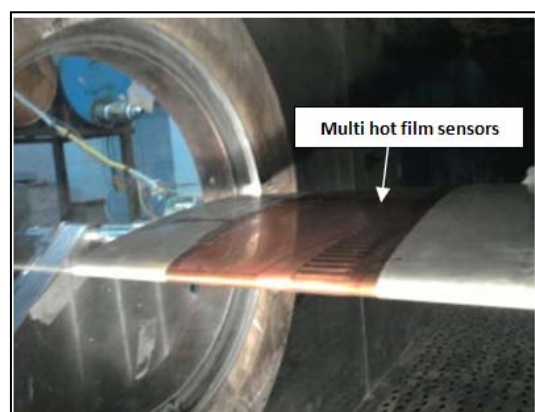
شکل ۵ تاریخچه زمانی بدست آمده از ۵ ثانیه دیتابرداری در زاویه حمله  $1^\circ$  را نشان می دهد. که در آن گذار از آرام به آشفته بطور ناگهانی در همسایگی بسیار کوچکی از  $x/c=0.195$  رخ می دهد. در این نقطه علاوه بر افزایش شدید نوسانات که حاکی از گذار است، مشاهده می شود که این نوسانات حول یک مقدار ثابت صورت نمی گیرند. به عبارتی حرکت طولی ناحیه گذار سبب می شود یک نقطه در طول زمان در نواحی متفاوتی از ناحیه گذار قرار گرفته که علاوه بر نوسانات معمول ناحیه گذار سطح ولتاژ نیز نسبت به زمان تغییر کرده و شرایط ناپایا بر آن حاکم شود [5].



شکل ۵- تاریخچه زمانی خروجیهای هات فیلم در عدد ماخ ۰.۶۵ و زاویه حمله ۱ درجه

ورقه سنورهای فیلم داغ از نوع Senflex 92071 و جنس نیکل به ضخامت  $0/2$  میکرومتر، پهنای  $0/5$  میلیمتر بوده و از سیستم CTA دما ثابت  $20$  کاناله ساخته شده در مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) استفاده شد. خروجی تمامی سنورها اعم از پتانسیومتر، سنسور فشار و فیلم داغ همزمان با کمک برد NI6071، A/D با فرکانس داده بردار  $1200$  کیلو هرتز ثبت گردید. ولتاژهای خروجی هر فیلم داغ با فرکانس  $5$  کیلوهرتز و نسبت فراگرمایی،  $0/8$ ، Overheat ثبت گردید. همچنین داده برداری از سنسورهای فشار در آزمایش استاتیکی تحت فرکانس  $1$  کیلوهرتز انجام شد. با استفاده از روابط آیرودینامیک میزان فشار به سرعت محلی تبدیل شد. مطابق با روش وینر و منحنی سطح انرژیسنسورها از یک فیلتر پایین گذار با فرکانس قطع  $600$  هرتز برای حذف نویز سفید از نتایج 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 پنجره های محفظه آزمون به ایرفویل منتقل گردید. مقدار زاویه حمله متوسط و لحظه ای  $(\alpha_0 + \Delta\alpha \sin(\omega t))$  با کمک یک پتانسیومتر خطی با دقت  $0/1$  درجه اندازه گیری شد. در شکل ۳ مدل به همراه فیلم داغ چسبانده شده در محفظه آزمون نشان داده شده است.

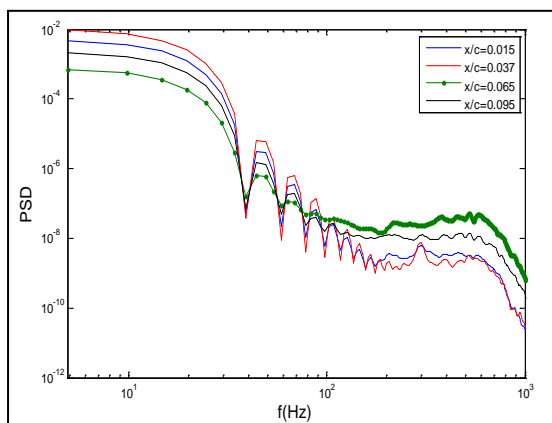


شکل ۳- مدل ایرفویل نصب شده در محفظه آزمون همراه سنسور فیلم چایی

### تحلیل نتایج

جهت ارزیابی مشخصات لایه مرزی ناپایا و پدیده های رخ داده روی ایرفویل نوسانی مناسب است که نقاط بحرانی لایه مرزی اعم از گذار، آشفته، جدایش و شوک در شرایط استاتیکی مشخص شده و به عنوان مرجع در نتایج دینامیکی استفاده خواهد شد. نتایج بدست آمده از  $16$  عدد فیلم داغ و همچنین منحنی های ضریب فشار در زوایای حمله استاتیکی تصویر کلی از محل شروع گذار، پیک گذار و رابطه آنها با زاویه حمله و گرادیان فشار در جریان تراکم پذیر بدست می دهد. همانگونه که در شکل ۴ مشاهده می شود در عدد ماخ  $0/65$  به ازای  $1^\circ < \alpha$  با افزایش زاویه حمله نقطه گذار به سمت لبه حمله حرکت می کند و برای  $1 < \alpha < 2^\circ$  نقطه گذار با افزایش زاویه حمله تقریباً ثابت می ماند. همچنین فاصله میان نقطه آغاز گذار تا پیک گذار با افزایش زاویه حمله کاهش میابد به عبارتی با افزایش زاویه حمله از طول گذار کاسته شده تا اینکه در نهایت بجای تبدیل لایه مرزی آرام به آشفته بطور تدریجی و ایجاد یک ناحیه گذار شاهد تبدیل ناگهانی از آرام به آشفته یا همان هستیم که در این حالت تنها یک سنسور بادامنه اغتشاشات زیاد در ناحیه

آن یکباره افزایش یافته است. بنابراین ناحیه گذار شناسایی شده توسط روشهای آماری و سطح ولتاژ، شکل ۸، را تایید می کند.

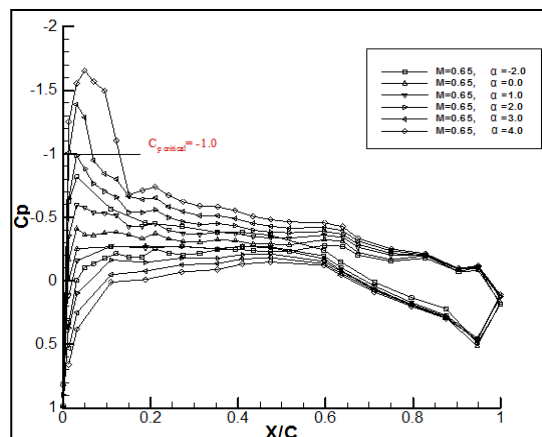


شکل ۸- مقدار PSD چند سنسور هات فیلم در ماخ ۰/۶۵ و زاویه حمله ۳

شکل ۹ نمونه ای از نتایج بدست آمده از سنسورهای فیلم داغ را در مدت یک حرکت نوسانی سینوسی پیچ،  $\alpha(t) = 2 + \sin(\omega t)$  در  $k = 0.0085$ ،  $f = 3\text{Hz}$  را نشان می دهد. با توجه به زمان داده برداری امکان ثبت چند سیکل حرکتی فراهم آمد که تکرار پذیری اطلاعات ثبت شده حاکی از مناسب بودن مجموعه آزمایش و سیستم CTA می باشد. در تمام مدت نوسان لایه مرزی در پایین دست موقعیت  $0.145$  مغشوش است. در زاویه حمله  $\alpha = 1.93$  نخستین بار گذر از در  $0.195$  رخ داده که با افزایش ناگهانی ولتاژ خروجی در این زاویه حمله همراه است. همزمان ولتاژ خروجی در  $0.165$  که لایه مرزی آرام بر آن حاکم است کاهش میابد که دلیل آن قدرت گرفتن اثرات تراکم پذیری است. در واقعا افزایش ماخ محلی موجب افزایش دما، ضخامت لایه مرزی، کاهش دانسیته، افزایش کزجت مولکولی و قابلیت هدایت انتقال حرارت می گردد [9]. سه عامل اول منجر به کاهش انتقال حرارت از المان گرم شده به هوا و در نتیجه کاهش ولتاژ خروجی فیلم داغ میشوند در حالیکه افزایش هدایت پذیرش میابد به افزایش انتقال حرارت دارد. به هرروی به نظر میرسد عوامل کاهش دهنده انتقال حرارت غالب هستند. این پدیده در  $0.165$  تا  $\alpha = 2.46$  نقطه ۱ و در  $0.37$  تا  $\alpha = 2.7$  نقطه ۲ قابل مشاهده است. در ادامه در  $0.165$  با سوپرسونیک شدن جریان شاهد رشد ناپایداری ها در آن هستیم. افزایش نسبی ولتاژ و رسیدن آن به نقطه ۳ در  $\alpha = 2.82$  حاکی از ایجاد شوک ضعیف یا دسته امواج تراکمی در بالادست است که اجازه نمی دهد لایه مرزی بیش از این آرام بماند. به عبارت دیگر این افزایش ولتاژ محصول دو پدیده است، یکی القای گذار و دیگری افزایش دانسیته بعد از شک [6]، که بسته به قدرت شک این اثرات و در نتیجه سطح ولتاژ خروجی فیلم داغ افزایش میابد. با افزایش بیشتر زاویه حمله شاهد بروز ناپایداری ها در  $0.37$  هستیم که حاکی از رشد ناحیه سوپرسونیک و رسیدن اثرات آن به این محل است. در  $0.165$  در برخی از سیکلها شاهد نوسانات در میزان ولتاژ خروجی فیلم داغ در لایه مرزی مغشوش هستیم که ناشی از نوسان شوک در این محل است. بگونه ای که زمانی که شوک اندکی به بالایی سنسور حرکت می کند منجر به کاهش موضعی ولتاژ در آن می شود، نقطه ۴.

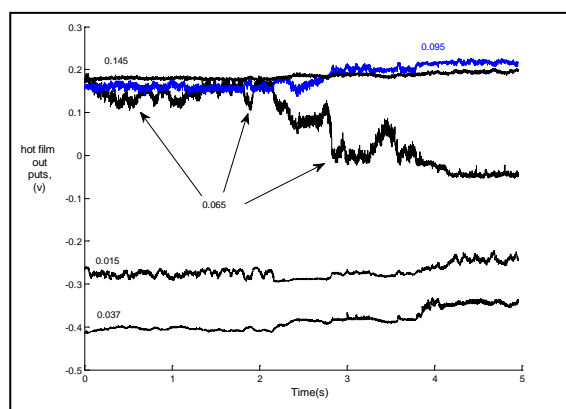
با گذشتن از ماکزیمم زاویه حمله و شروع حرکت به سمت پایین در  $0.165$  ولتاژ خروجی فیلم داغ در  $\alpha = 2.23$  بدلیل تضعیف شوک که به پروسه تبدیل لایه مرزی آرام به آشفتنه منجر می شود، شروع به کاهش

با افزایش زاویه حمله شاهد سوپرسونیک شدن جریان و ایجاد شوک در سطح بالایی ایر فویل هستیم. همانگونه که در شکل ۶ مشاهده می شود در ماخ  $0.165$  برای  $\alpha > 2^\circ$  جریان در محدوده اندکی از سطح بالایی ایر فویل سوپرسونیک می شود بطوریکه در  $\alpha = 3^\circ$  افت ناگهانی در ضریب فشار حاکی از ایجاد شوک است. در اکثر موارد اثر تداخل شوک با لایه مرزی آرام ایجاد حباب جدایش در بالادست شوک و تشکیل شوک لاند است، که برای شناسایی کامل این پدیده ها علاوه بر فیلم داغ و منحنی ضریب فشار استفاده از شیلیرین برای مشاهده شوک لاند ضروری است [4].



شکل ۶- توزیع فشار روی ایر فویل نسبت به زاویه حمله و عدد ماخ ۰.۶۵

شکل ۷ تاریخچه زمانی بدست آمده از ۵ ثانیه دیتا برداری در زاویه حمله  $\alpha = 3^\circ$  را نشان می دهد. همانطور که از منحنی ضریب فشار در این زاویه حمله انتظار میرفت تغییرات شدید در سطح ولتاژ و هم چنین افزایش دامنه نوسانات در خروجی فیلم داغ  $0.165$  علاوه بر وجود شوک از متحرک بودن آن نیز خبر می دهد [5]. همانطور که گفته شد یکی از مهمترین اثرات شوک بر لایه مرزی القای گذر است که با توجه به متحرک بودن شک انتظار می رود با حرکت آن در یک محدوده معین در طول زمان بهمراه آن جابجا شود. بنابراین تعیین یک نقطه مشخص بعنوان محل گذار عملی نیست اما میتوان با روشهای آماری الگوی غالب بر آنرا ارائه داد.

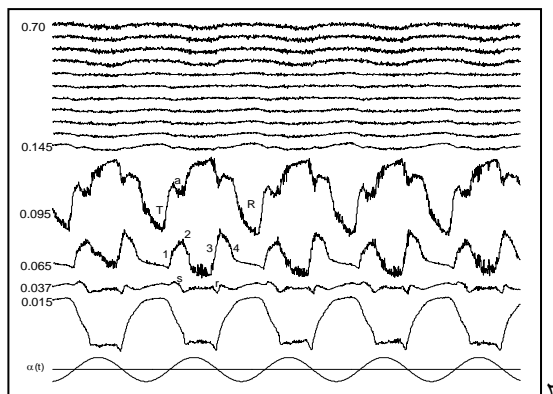


شکل ۷- تاریخچه زمانی خروجی هات فیلمها در عدد ماخ ۰.۶۵ و زاویه حمله ۳ درجه

از نکات قابل توجه اینکه گذار از لایه مرزی آرام به آشفتنه با افزایش انرژی همراه است [8]. در شکل 10 به ازای فرکانس های بالاتر از ۹۳ هرتز شاهد جهش در مقدار psd در  $0.165$  هستیم که نشان می دهد سطح انرژی در

مجدد بسیار تاثیر گذار است بگونه ای که با قرار گرفتن شوک در بالادست  $x/c=0.065$  نقطه اتصال مجدد هم با آن منتقل می شود و در نتیجه این سنسور در ناحیه جریان برگشتی قرار گرفته و حالت لایه مرزی نیز بسته به اینکه در کدام قسمت حباب جدایش واقع شود می تواند مغشوش ، گذرا یا حتی به آرام تبدیلی شود که همگی این اتفاقات منجر به کاهش انتقال حرارت می شود.

در حین حرکت به سمت پایین در  $\alpha d=2.12$  کاهش ولتاژ در  $0.095$  و همزمان افزایش ولتاژ در  $0.065$  حاکی از آن است که شوک مجدداً به بالا دست  $0.065$  حرکت کرده است، نقطه ۳. در نهایت در  $\alpha d=1.05$  کاهش ناگهانی ولتاژ در این محل نشان می دهد لایه مرزی مجدداً آرام شده است، نقطه ۴. افزایش یکباره ولتاژ در  $x/c=0.037$  در  $1.77$   $\alpha d$  نیز بدلیل چسبیدن مجدد لایه مرزی است، نقطه ۱.

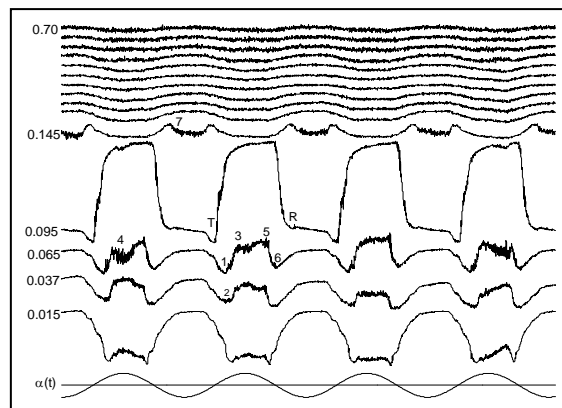


شکل ۱۰- تاریخچه زمانی خروجی سنسورهای هات فیلم در ماخ  $0.65$  و زاویه حمله  $2^\circ$  درجه، با شرایط  $\alpha(t)=2+\sin(\omega t)$ ,  $K=0.0172$  ( $f=6\text{Hz}$ ) گذار، آرام سازی مجدد: R، جدایش: S، اتصال مجدد: r؛

تغییرات محل گذار و آرام سازی مجدد با زاویه حمله برای دو حرکت نوسانی پیچ و در  $k=0.0085, 0.0172$  در شکل ۱۱ بطور خلاصه آمده است. در حرکت  $\alpha(t)=1+3\sin(\omega t)$  شاهد ایجاد حلقه هستریزس بین گذار و آرام سازی مجد هستیم که برای نقاط بین  $0.1$  و  $0.3$  با افزایش فرکانس کاهش یافته - همانطور که انتظار می رفت- این حلقه هستریزس بزرگتر می شود. بالادست  $0.1$  یعنی با وجود اینکه با افزایش فرکانس کاهش یافته حلقه هستریزس همچنان مشاهده می شود ولی در مقایسه دو منحنی گذار مشاهده می شود که اثر افزایش فرکانس عکس نواحی دیگر است و باعث تسریع در گذار و تنگ شدن هستریزس می شود. همانطور که ذکر شد بسته به اینکه گذار بر اثر هر دو عامل گرادیان فشار معکوس یا القای شوک باشد در یک نقطه مشخص با افزایش فرکانس قویتر میشوند و در نتیجه گذار در زاویه حمله کمتری رخ می دهد. همچنین حرکت گذار به پایین دست به همراه شوک نیز قابل ملاحظه می باشد البته باید متذکر شد که این نقاط بدلیل عدم وجود سنسور در آن محلها از میان یابی بدست آمده اند (نقاط داخل پرانتز) و گرچه از لحاظ مقادیر مکانی ممکن است از دقت کافی برخوردار نباشند اما آنچه بدون شک در مورد آن صادق است اینکه در این حرکت نوسانی حرکت نقطه گذار به پایین دست در  $k=0.0085$  در زاویه حمله کمتری نسبت به  $k=0.0172$  رخ داده است.

در حرکت نوسانی  $\alpha(t)=2+\sin(\omega t)$  نیز تسریع در گذار با افزایش فرکانس کاهش یافته در ناحیه  $x/c < 0.1$  مشهود است، که میتواند القای

می کند، نقطه ۵ و نهایتاً در  $\alpha d=1.92$  با از بین رفتن شوک، لایه مرزی دوباره آرام می شود، نقطه ۶. در ادامه با کاهش بیشتر زاویه حمله که متجر به کاهش ماخ محلی و ضخامت لایه مرزی شده، میزان انتقال حرارت و در نتیجه ولتاژ خروجی افزایش میابد. در  $0.095$  آرام سازی مجدد در  $\alpha d=1.33$  رخ می دهد. در  $0.145$  افت ناچیز ولتاژ در نزدیکی مینیمم زاویه حمله، نقطه ۷ حاکی از آغاز روند تبدیل لایه مرزی آرام به آشفته دارد که البته حداقل زاویه حمله برای آرام شدن کافی نبوده و تنها لایه مرزی را از حالت کاملاً مغشوش خارج کرده حالتی گذرا به آن داده است. در این حرکت نوسانیدر طول یک سیکل عدم تقارن علاوه بر گذار و آرام شدن مجدد در ایجاد ناحیه سوپرسونیک و متعاقباً امواج تراکمی هم مشاهده می شود. بگونه ای که در  $0.065$  اثرات ناحیه مافوق صوت در  $\alpha u=2.46$  ظاهر و در  $\alpha d=1.92$  ناپدید می شود.



شکل ۹- تاریخچه زمانی خروجی سنسورهای هات فیلم در ماخ  $0.65$  و زاویه حمله  $2^\circ$  درجه، با شرایط  $\alpha(t)=2+\sin(\omega t)$ ,  $K=0.0086$  ( $f=3\text{Hz}$ ) شروع گذار، آرام سازی مجدد: R؛

با دو برابر شدن فرکانس کاهش یافته در شکل ۱۰ تفاوت های عمده ای نسبت به آنچه در شکل ۹ وجود داشت در ناحیه کمتر از  $10\%$  کورد مشاهده می شود که حاکی از اثرات قابل توجه فرکانس کاهش یافته بر لایه مرزی تراکم پذیر است.

لایه مرزی در بالادست  $0.145$  در تمام مدت نوسان مغشوش بوده و در این محل در  $\alpha u=1.47$  گذار رخ می دهد. که در مقایسه با حالت قبل می توان گفت بر خلاف آنچه انتظار میرفت افزایش فرکانس کاهش یافته منجر به تسریع گذار در این نقطه شده است. در  $0.065$  در  $\alpha u=1.7$  نقطه ۱ گذار رخ می دهد که افزایش ولتاژ ناشی از آن نسبت به فرکانس پایینتر سریعتر است که نشان میدهد عامل ایجاد گذار شوکی قویتر و متمرکز تر است که البته در زاویه حمله کمتری رخ داده است. با افزایش بیشتر زاویه حمله در لایه مرزی آشفته مستقر در  $0.095$  شاهد کاهش نسبی در ولتاژ خروجی فیلم داغ در فاصله  $\alpha u=2.28-2.78$  ناحیه  $a$  هستیم که بدلیل گسترش ناحیه سوپرسونیک به این محل است. در  $0.037$  افت یکباره ولتاژ در لایه مرزی آرام در  $\alpha u=2.61$  میتواند ناشی از جد شدن جریان روی سطح بالایی ایرفویل در این منطقه بر اثر تداخل شوک با لایه مرزی و در نتیجه قرار گرفتن این سنسور در حباب جدایش باشد، نقطه ۸. در ادامه در حوالی  $\alpha u=2.87$  (point 2) ولتاژ به میزان قابل توجهی در  $0.065$  کاهش میابد که به علت حرکت شوک به پایین دست و قرار گرفتن آن در بین  $0.065$  و  $0.095$  است، به عبارت دیگر با فرض وجود حباب جدایش، با جابجایی شوک نقاط گذار، جدایش و اتصال مجدد نیز به پایین دست منتقل می شوند. در این بین به خصوص جابجایی گذار و اتصال

شده و همچنین جابجایی شوک در فرکانس بالاتر در زاویه حمله ی اندکی بیشتر صورت می گیرد .

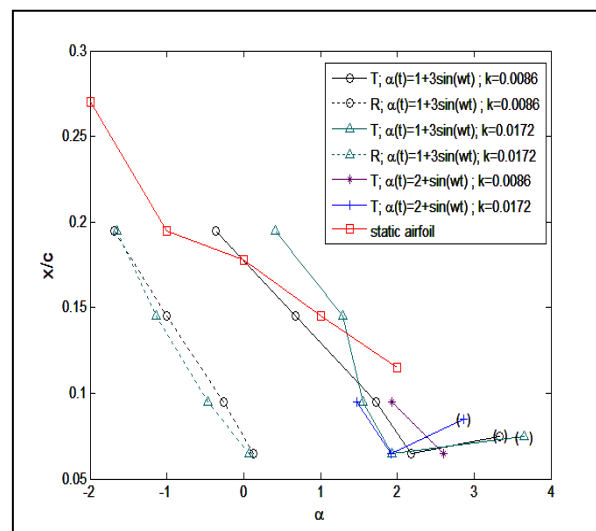
۳- همچنین نتایج حاکی است گذار از آرام به آشفته در لایه مرزی روی ایرفویل نوسانی با زاویه حمله متوسط و دامنه نوسان کوچک در نزدیکی لبه حمله که اثرات تراکم پذیری قویتر بوده و در زاویه حمله کمتری از ایر فویل استاتیکی رخ می دهد.

#### مراجع

1. Lee T., and Gerontakos P., Investigation of flow over an oscillating airfoil, J. Fluid Mech., vol. 512,2004, pp. 313–341.
2. Lee T., and Basu S., Measurement of unsteady boundary layer developed on an oscillating airfoil using multiple hot-film sensors, Experiments in Fluids 25, Springer-Verlag 1998, pp. 108-117.
3. Meijering A. and, Schroder W., Experimental Analysis of Separated Transitional Transonic Airfoil Flow, AIAA 2001-2987.
4. Hausmann F., and Schroder W., Coated Hot-Film Sensors for Transition Detection in Cruise Flight, Journal of Aircraft Vol. 43, No. 2, March/April 2006.
5. Moes T. R., Flight Demonstration of a Shock Location Sensor Using Constant Voltage Hot-Film Anemometry, NASA Technical Memorandum 4806, 1997.
6. Lorber P.F., and Carta F.O., Unsteady transition measurements on a pitching three-Dimensional wing, N93-27450, 1992.
7. Sinclair D.W., Measurement techniques applied in a production wind tunnel facility at transonic speeds, AIAA Meeting Papers on Disc, June 1996.
8. Canepa E., and Ubaldi M., Zunino P., Experiences in the application of intermittency detection techniques to hot-film signals in transitional boundary layers, Cambridge, UK September 2002.
9. Schlichting H., boundary layer Theory, McCraw-Hill, 1970.

گذار بدلیل برقرار شدن گرادیان فشار معکوس قوی در بالادست این محل باشد. به عبارت دیگر حتی اگر فرض کنیم که گذار در حرکت پیچ با  $k=0.0085$  هم به همین علت در این محل رخ داده است نه بر اثر رسیدن به رینولدز بحرانی، باز هم میتوان نتیجه گرفت که گرادیان فشار معکوس با افزایش فرکانس کاهش یافته شدیدتر شده و در نتیجه گذار در زاویه حمله کمتری رخ داده است. در این حرکت در فرکانس  $k=0.0085$  عبور شوک از روی سنسورها با افزایش زاویه حمله و در نتیجه حرکت به عقب گذار مشاهده نشده در حالیکه در فرکانس  $k=0.0172$  مشهود است .

در مقایسه منحنی گذار در حالت استاتیکی با چهار منحنی مربوط به ایر فویل نوسانی در نواحی نزدیک به لبه حمله که اثرات تراکم پذیری در آن قویتر است، تاخیر در گذار با ناپایا شدن لایه مرزی هم اندک آنچه در سایر تحقیقات در حرکت پیچ مرسوم است و انتظار می رود دیده نمی شود بلکه بعکس حرکت دیواره منجر به ایجاد گذار در زاویه حمله بالاتری نسبت به حالت استاتیکی شده کهمی تواند به دلایلی هم چون شدت گرفتن گرادیان فشار معکوس، تسریع در ایجاد شوک و سایر تغییرات در لایه مرزی تراکم پذیر باشد که به دلیل پیچیدگی اثرات تراکم پذیری نمی توان به قطعیت عامل خاصی را بیان کرد.



شکل 14- تغییرات محل های گذار و آرم سازی مجدد و تشکیل حلقه هیستریزیس در ماخ ۰/۶۵ و زاویه حمله ۲ و ۱ درجه

#### نتیجه گیری

اندازه گیری های تجربی بدست آمده از بررسی محل گذار، مافوق صوت شدن جریان، وقوع و جابجایی شوک و اثر متقابل آن با لایه مرزی در عدد ماخ ۰/۶۵ در حرکت نوسانی پیچ حاوی نتایج زیر است :

۱- در آزمایشهای استاتیکی در عدد ماخ ۰/۶۵ قبل از عدد ماخ بحرانی و وجود شوک تاثیر هر دو عامل عدد رینولدز بحرانی و گرادیان فشار معکوس بر موقعیت گذار مشاهده گردید. بدین صورت که در محدوده زوایای حمله کمتر از  $1^\circ$ ، نقطه گذار با افزایش زاویه حمله بسمت لبه حمله حرکت می کند. و این در حالی است که در محدوده  $1 < \alpha < 2$  گذار بر اثر گرادیان فشار معکوس بعد از پیک مکش القاء شده و با افزایش زاویه حمله تغییر چندانی نمی کند .

۲- در نوسان حول زاویه حمله ۲ درجه با دامنه ۱ درجه افزایش فرکانس کاهش یافته منجر به ایجاد شوک و اثرات قویتر در زاویه حمله پایینتر و همچنین جابجایی محسوس آن شد در حالیکه در نوسان با دامنه ۳ حول یک درجه ناحیه سوپرسونیک با افزایش فرکانس کاهش یافته، گسترده تر

# SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



سامانه ویراستاری STES



فیلم های آموزشی

## کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی



مقاله نویسی علوم انسانی



اصول تنظیم قراردادها



آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله