

مطالعه تجربی جریان گذر صوت روی ایرفویل NACA0012 به کمک اندازه گیری نوسانات فشار

محمود سالاری^۱ و ابوالفضل شیخ زاده^۲

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(تاریخ دریافت: ۹۱/۰۴/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۲/۰۲/۰۹)

چکیده

در این تحقیق، برای اولین بار در کشور، پدیده‌هایی همچون حرکت موج شوک، تداخل موج شوک با لایه مرزی و پدیده جدایش در جریان گذر صوت حول یک ایرفویل NACA0012 مطالعه تجربی شده است. این آزمایش‌ها با استفاده از سنسورهای فشار لحظه‌ای کولایت در زوایای حمله ۰، ۴+ و ۴- درجه و اعداد ماخ بین ۰/۶ تا ۰/۸۲ انجام شده است. با نصب ۱۳ سنسور کولایت در ناحیه ۱۳ تا ۶۳ درصد از طول وتر ایرفویل، فشارهای لحظه‌ای با فرکانس ۱۰ KHz و دقت ۰/۰۵ KPa/bit اندازه‌گیری و ثبت شده‌اند. همچنین، به کمک یک سیستم شلیترین، موقعیت شوک، حرکت موج شوک و امواج تراکمی آشکارسازی و ضبط شده‌اند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که با گذار جریان از لایه‌ای به آشفته، دامنه نوسانات فشار افزایش می‌یابد و در صورت ایجاد جدایش جریان، متأثر از تداخل موج شوک با لایه مرزی، دامنه نوسانات نسبت به قبل از جدایش، کاهش می‌یابد. همچنین، با افزایش عدد ماخ، محل گذار جریان از لایه‌ای به آشفته به سمت لبه حمله و محل ایجاد شوک به سمت لبه فرار حرکت می‌کنند. مسئله مهم دیگر در این تست‌ها مشاهده اختلاف فاز قابل توجه بین سیگنال‌های نوسان‌های فشار در نواحی بعد از موج شوک و داخل حباب جدایش می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: جریان گذر صوت، جدایش، شوک، تونل باد، سنسور کولایت، فشارهای لحظه‌ای، ایرفویل NACA0012

Experimental Study of a Transonic Flow over a NACA0012 Airfoil by Measurement of Pressure Fluctuations

M. Salari and A. Sheikh-Zadeh

Imam Hossein Univ.

(Received: 30 June, 2012; Accepted: 29 April, 2013)

ABSTRACT

In this research, shock wave motion, shock/boundary layer interaction, and flow separation in a transonic flow over a NACA0012 airfoil were investigated experimentally. Thirteen Kulite sensors were utilized for measurement of pressure fluctuations over the airfoil. Experiments were performed for angles of attack between -4 to 4 degrees and flow Mach numbers of $M=0.39$ to 0.82 . The Kulite sensors were distributed on one side of the airfoil surface from 13% to 63% of the chord from the leading edge. Data acquisition were performed using a 10KHz sample rate and a resolution of 0.05 KPa/bit. A Schlieren system was also used for visualization of shock lines. The results show that the transition from laminar to turbulent cause increase in amplitude of pressure fluctuations during the process. If boundary layer separation occurs due to interaction of boundary layer with shock waves, amplitude of pressure fluctuations reduces compared to upstream of the separated region. The results also show that as Mach number increases, the onset location of laminar to turbulent transition moves toward the leading edge and the shock lines move toward the trailing edge. Another significant phenomenon was occurrence of a phase difference between pressure signals of two positions namely: after shock wave and inside separation bubble.

Keywords: Transonic Flow, Boundary Layer Separation, Shock, Wind Tunnel, Pressure Fluctuations, NACA0012 Airfoil

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): msalari@ihu.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد: sheikhzadehabolfazl@yahoo.com

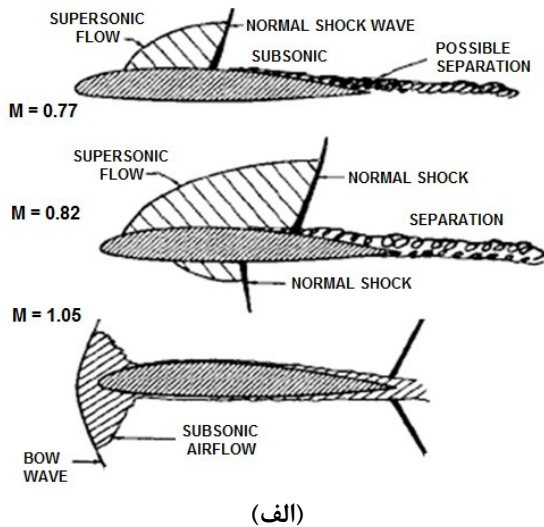
۱- مقدمه

عدم موفقیت در نظریه‌های آیرودینامیکی برای جریان‌های نزدیک به عدد ماخ یک ناامیدی عجیبی را بین طراحان هواپیما در دهه ۱۹۴۰ به وجود آورده بود. این ناامیدی به دلیل عدم وجود داده‌های تجربی و نظری آیرودینامیکی معتبر در رژیم گذر صوتی جریان‌ها بود. کمترین تغییرات عدد ماخ در محدوده ماخ یک، تأثیرات قابل توجهی بر تمام متغیرهای دیگر میدان جریان می‌گذاشت.

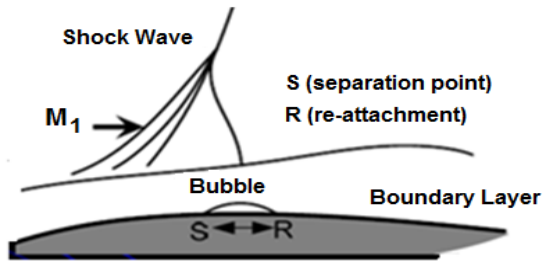
امروزه اهمیت تحقیق در زمینه جریان گذر صوتی نه به دلیل ناشناخته بودن آن، بلکه بیشتر به دلیل کاربردهای اجتناب‌ناپذیر آن در علوم مهندسی در حال انجام است. تمامی پرنده‌های مافوق صوت و ماوراء صوت همچون شاتل‌های فضایی، جنگنده‌ها و حتی هواپیماهای مسافربری که در سرعت حدود ۰/۸ ماخ پرواز می‌کنند به گونه‌ای با رژیم جریان گذر صوتی درگیرند.

در پروسه افزایش سرعت و تبدیل یک جریان مادون صوت به مافوق صوت بر روی یک ایرفویل، همانند شکل (۱-الف)، اگر عدد ماخ جریان آزاد افزایش (تحدود ۰/۷۲) یابد، ماخ محلی جریان در اطراف ایرفویل نیز افزایش می‌یابد تا اینکه در ناحیه‌ای از جریان حول ایرفویل، عدد ماخ محلی جریان به عدد ۱ می‌رسد [۱]. به همین دلیل به ماخ جریان آزاد ۰/۷۲، عدد ماخ بحرانی نیز می‌گویند. با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، ناحیه مافوق صوت بر روی سطح بالایی و پائینی ایرفویل به تدریج رشد می‌کند به طوری که با ایجاد یک شوک نرمال، دوباره سرعت جریان در پایین دست ناحیه شوک به صورت مادون صوت در می‌آید.

افزایش سرعت جریان آزاد منجر به بزرگ‌تر شدن ناحیه مافوق صوت روی ایرفویل شده و شوک نرمال را به سمت لبه فرار هدایت می‌کند. اگر جریان در ناحیه پشت شوک پتانسیل جدا شدن داشته باشد و یا شوک ایجاد شده به اندازه کافی قدرت داشته باشد، با نفوذ در لایه مرزی و ایجاد یک ناحیه چرخشی حباب مانند سبب جدایش لایه مرزی آشفته می‌شود. در نهایت با افزایش ناچیز عدد ماخ جریان آزاد به بالاتر از عدد ۱، یک شوک کمانی در جلوی لبه حمله شکل می‌گیرد و جریان روی کل ایرفویل مادون صوت می‌شود و در لبه فرار یک شوک مایل ایجاد می‌شود. شکل ۱-ب. برخورد یک شوک متوسط با عدد ماخ ۱/۲ تا ۱/۳۲ با لایه مرزی آشفته، نشان داده شده است [۲].



(الف)



(ب)

شکل (۱): روند تغییرات در رژیم جریان گذر صوت و تداخل شوک با لایه مرزی، الف) پیشرفت موج شوک با افزایش عدد ماخ [۱] و ب) تداخل یک شوک متوسط با لایه مرزی [۲].

لی [۳] ضرایب برآ و فشار در جریان پایدار ایجاد شده بر روی یک ایرفویل را با رژیم‌های متفاوتی از تداخل موج شوک و ایجاد جدایش جریان مقایسه نموده است. در سال ۱۹۹۰ دیوید چاستر [۴] تحقیقی بر روی مدلی با مقیاس ۸٪ از پرنده F/A18 انجام داد. وی ۲۳ سنسور فشارسنج لحظه‌ای کولابت^۱ شامل ۲۰ عدد روی سطح بال و ۳ عدد در سطح زیرین بال چپ مدل نصب کرد. وی بر روی برخی از سنسورها نوسان‌های شدیدی مشاهده نمود و آن را ناشی از وقوع شوک در این محل دانست. همچنین، با حرکت موج شوک به جلو و عقب سنسورهای دیگری نیز حالت نوسانی به خود گرفتند. وی از مقایسه خروجی سنسورهای ناحیه شوک، کاهش فشار ناشی از وقوع شوک و همچنین نوسان‌های پرفرکانس را به دلیل قرار گرفتن در ناحیه جدا شده جریان مشاهده نمود.

که در آن، y_i ولتاژ خروجی هر سنسور بر حسب زمان و \bar{y} مقدار میانگین آنها می‌باشد:

$$\bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^N y_i}{N} \quad (3)$$

همچنین، ضریب همبستگی بین خروجی فشارسنج‌ها را می‌توان به کمک رابطه زیر محاسبه نمود:

$$COR = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{N \cdot SD_x \cdot SD_y} \quad (4)$$

به طوری که، در آن SD_y انحراف معیار متغیر y و SD_x انحراف معیار متغیر x هستند. این رابطه که برای هر سنسور و سنسور مجاورش استفاده می‌شود در تشخیص وجود حباب جدایش و تخمین محل آن به کار می‌رود. مشاهده شده است که برای سنسوری که در داخل حباب جدایش قرار دارد و سنسور بالا دستی آن، که خارج حباب است ضریب همبستگی منفی می‌شود.

۳- تجهیزات آزمایش و شرایط آزمایش‌ها

آزمایش‌های مربوط به این پژوهش در شرایطی که فشار و دمای محیط به ترتیب ۸۴,۵۰۰ پاسکال و ۲۷۷ کلوین بوده است در تونل باد سرعت بالای مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) انجام گرفته است. جزئیات بیشتر در خصوص این تونل باد در مرجع [۷] ارائه شده است. به غیر از مدل، تجهیزاتی همچون فشارسنج لحظه‌ای کولایت، برد تبدیل داده‌های آنالوگ به دیجیتال (A/D)، دوربین عکاسی سرعت بالا و تجهیزات آشکار ساز جریان و سیستم رایانه‌ای جهت اخذ، ثبت و پردازش اطلاعات نیز استفاده شده است.

محفظه آزمون تونل باد به کار رفته دارای ابعاد 0.6×0.6 متر مربع و طول $1/4$ متر است. این تونل از دو موتور توربو فن دو محوره با قدرت $17,000$ کیلووات و یک موتور توربو جت گریز از مرکز برای مکش هوا در سرعت‌های گذر صوت بهره می‌برد. با توجه به جداره شیشه‌ای محفظه آزمون، امکان تصویربرداری شلیترین از مقطع آزمون هم وجود دارد. شدت اغتشاش تونل در محفظه آرامش 0.5 بوده که البته میزان سطح اغتشاش حداکثر تا $1/3$ نیز می‌تواند افزایش یابد و به دلیل بالا بودن آن، فرایند گذار از لایه ای به آشفتگی از نوع گذار میانبر خواهد بود.

به منظور مشاهده جریان از منظر وجود شوک، از یک سیستم شلیترین نیز استفاده شده است. این روش وابسته به تغییرات شاخص انکساری هوا به دلیل تغییر دانسته است و برای

در سال ۲۰۰۵ جک کوبین [۵] و همکارانش نیز گزارشی از تحقیق انجام داده بر روی یک ایرفویل فراهجرانی^۱ OAT-15A را ارائه کردند. این تحقیق به منظور بررسی تداخل موج شوک با لایه مرزی جریان، جریان جدا شده و همچنین بررسی احتمال ایجاد نوسان‌های شدید القاء شده با دامنه بزرگ، بر روی ایرفویل در جریان گذر صوت در تونل باد S3ch مرکز ONERA در فرانسه انجام گرفت. آنها نشان دادند که موج شوک با افزایش زاویه حمله در ماخ 0.73 به سمت لبه حمله ایرفویل حرکت می‌کند و تا زاویه $3/5$ درجه جریان حالت پایدار دارد، ولی از زاویه $3/5$ درجه به بعد شوک حالت نوسانی به خود می‌گیرد. در نهایت با پردازش خروجی سیستم LDV^۲ و اطلاعات توزیع فشار لحظه‌ای، تداخل موج شوک و لایه مرزی را این‌طور بیان کردند که وقتی شوک به سمت پائین دست ایرفویل حرکت می‌کند لایه مرزی همچنان چسبیده است، و وقتی که موج شوک در پائین دست قرار می‌گیرد جریان پای شوک جدا می‌شود و با حرکت موج به سمت بالا دست ایرفویل، جدایش تا لبه فرار گسترش پیدا می‌کند. در این هنگام با توقف موج شوک در بالای دست ایرفویل، جدایش پای موج شوک ناپدید شده و لایه مرزی دوباره بر روی ایرفویل می‌چسبد. این سیکل از جدایش لایه مرزی و چسبیدن مجدد آن که تابع حرکت موج شوک می‌باشد تکرار شونده است [۵].

۲- روند تحلیل داده‌های تجربی

در چنین تست‌هایی، شناسایی پدیده‌هایی همچون گذار جریان از لایه‌ای به آشفتگی، شوک و جدایش به کمک تحلیل داده‌های خروجی، تغییرات ولتاژ خروجی سنسورهای فشار لحظه‌ای، محاسبه ریشه میانگین مربعات و تعیین ضریب همبستگی بین خروجی سنسورها امکان‌پذیر می‌شود. ممکن است اولین قدم در بررسی فشار لحظه‌ای به کمک این گونه فشار سنج‌ها بررسی تغییرات ولتاژ خروجی سنسورها یا همان dE باشد که عبارت است از:

$$dE = E - E_{mean} \quad (1)$$

که در آن، E ولتاژ خروجی برای هر سنسور و E_{mean} متوسط داده‌ها در مدت زمان اندازه‌گیری است. همچنین ریشه میانگین مربعات (RMS) میزان انحراف معیار یک کمیت را به صورت زیر نشان می‌دهد [۶]:

$$S_y = RMS = \frac{\sum_{i=1}^N \sqrt{(y_i - \bar{y})^2}}{N} \quad (2)$$

1- Supercritical
2- Laser Doppler Velocimetry

جریان‌های سرعت بالا که تغییر دانسیته هوا قابل ملاحظه است کاربرد فراوانی دارد.

مدل مورد تحقیق، یک ایرفویل NACA0012 با دهانه بال ۶۰۰ میلی‌متر، طول وتر ۱۵۰ میلی‌متر و نسبت منطری ۴ بوده است که درصد انسدادی برابر ۳ درصد برای مقطع آزمون دارد. جهت بررسی توزیع فشار، تعداد ۱۳ سنسور استفاده شده که هر کدام توسط یک لوله فلزی به قطر خارجی ۰/۷ و قطر داخلی ۰/۴ میلی‌متر مطابق شکل ۲ به سطح بالایی بالک ارتباط داده شده است. به منظور جلوگیری از اثرات هر منفذ روی منفذ پائین دستی، منفذها پشت سر هم قرار نگرفته و سنسورها را روی خطی که با راستای عرضی زاویه ۵۶ درجه می‌سازد قرار داده شده‌اند. محل قرارگیری سنسورها در جدول ۱ آمده است که در آن، X فاصله از لبه حمله و C طول وتر است.

آزمایش‌های این تحقیق برای زوایای حمله ۰، ۴، ۸ و ۱۲ درجه و همچنین در محدود اعداد ماخ ۰/۸۲ - ۰/۳۹ انجام شده است. البته در حالت زاویه حمله غیر صفر، محدود اعداد ماخ آزمایش بین ۰/۷ - ۰/۵ بوده است. این محدوده به گونه‌ای انتخاب شده تا بتوان رژیم گذر صوت در زاویه حمله را مشاهده و تحقیق نمود. با توجه به ابعاد ایرفویل و محدوده سرعت ذکر شده، اعداد رینولدز بر مبنای کورد ایرفویل در محدوده $10^6 \times 2/27 - 10^6 \times 1/13$ قرار گرفته‌اند.

۴- فشارسنج‌های کولایت

از مزایای این نوع سنسور فشار، استحکام بالا، اندازه کوچک، جرم کم، گستردگی محدوده فرکانسی پاسخ، حساسیت بالا، مصون بودن از شتاب و کرنش ورودی به سنسور و نصب سریع و آسان است. این سنسور از نوع تفاضلی با محدوده اندازه‌گیری ۱۵Psi بوده است. به منظور تبدیل داده‌های آنالوگ به دیجیتال از یک کارت A/D ۱۲ بیتی با فیلتر پائین گذر ۱۶ کیلوهرتز و بهره ۵۰ استفاده شده که در شرایط انجام این تست دقت داده برداری ۰/۰۵ Kpa/bit را ممکن ساخته است. این داده‌ها به کمک نرم‌افزار LabView با فرکانس ۱۰ KHz ثبت و در حافظه رایانه ضبط شده است. از امتیازات ویژه دیگر فشارسنج‌ها، خطی بودن ولتاژ خروجی آنها به ازای فشار وارده به آنها می‌باشد. برای کالیبراسیون از یک پمپ خلأ و مانومتر تک لوله‌ای با دقت ۰/۱۳ Kpa (۰/۱ میلی‌متر جیوه) استفاده شده است.

۵- ارائه و تحلیل نتایج

در ادامه به ارائه و تحلیل نتایج مربوط به حالات مختلفی از شرایط نصب ایرفویل و شرایط جریان پرداخته شده است.

۵-۱- زاویه حمله صفر و عدد ماخ ۰/۷

این عدد ماخ از جریان مربوط به حالتی است که هیچ نوع شوک قائمی بر روی ایرفویل ایجاد نمی‌شود. این رفتار از داده‌های اندازه‌گیری نیز قابل استنتاج است. در شکل ۳ بخشی از سیگنال‌های نوسان‌های فشار ثبت شده توسط سنسورهای کولایت در موقعیت‌های مکانی مختلف روی ایرفویل نشان داده شده است. مقادیر RMS برای هر یک از این موقعیت‌ها محاسبه و در شکل ۴ ارائه شده است. با توجه به تقویت نوسان‌های پر دامنه به علت آشفته شدن لایه مرزی در موقعیت $X/C=0/23$ به بعد می‌توان چنین بیان کرد که محل گذر جریان از لایه‌ای به آشفته در همین موقعیت قرار دارد.

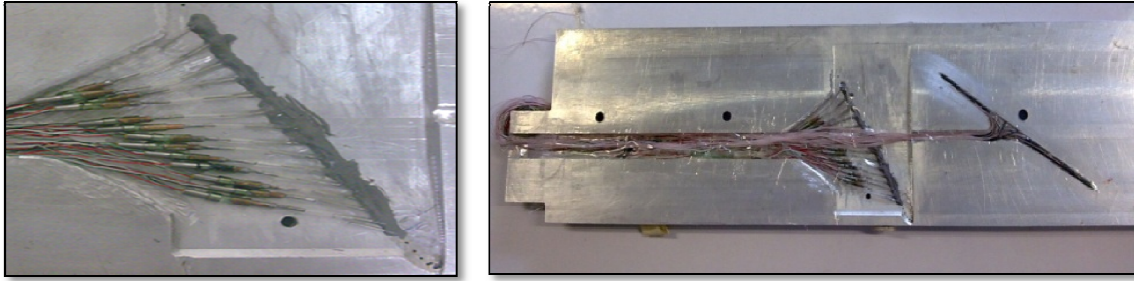
همچنین با توجه به منحنی شکل‌های ۳ و ۴ و کاهش یافتن دامنه نوسان‌های در موقعیت $X/C=0/4$ به بعد، می‌توان نتیجه گرفت که در این ناحیه، جدایش در لایه مرزی اتفاق افتاده است. لازم به ذکر است که به لحاظ فیزیکی، جریان داخل ناحیه جدایش دارای نوسان‌های بسیار کمتری نسبت به خارج از این ناحیه است.

۵-۲- زاویه حمله صفر و عدد ماخ ۰/۷۵

برای ماخ ۰/۷۵ در عکس شلیرین شکل ۵ علاوه بر وجود شوک قائم، امواج تراکمی بالادست شوک نیز دیده می‌شوند. منحنی RMS فشار در شکل ۶ و نمودارهای نوسانی فشار در شکل ۷، به طور کاملاً واضح وقوع شوک قائم را در $0/40$ وتر نشان می‌دهند. به دلیل شکل‌گیری امواج تراکمی، نوسان‌های فشاری بر روی سه سنسور ماقبل شوک یعنی در موقعیت‌های ۰/۳۵، ۰/۳۱ و ۰/۲۷ وتر نیز به صورت توأم در شکل‌های ۵ و ۶ قابل مشاهده است.

در شکل ۸ ضریب همبستگی بین دو سنسور مجاور هم، محاسبه و ترسیم شده که ضریب همبستگی بین دو سنسور ۸ و ۹ مقداری منفی شده است. با توجه به مطالب مطرح شده برای جریان بعد از شوک در مقدمه، نفوذ شوک به لایه مرزی و تشکیل حباب جدایش می‌توان چنین نتیجه گرفت که سنسور ۹ در $0/44$ وتر داخل حباب جدایش قرار گرفته است. از طرف دیگر اختلاف فاز بین سیگنال سنسور ۸ با دو سنسور بعد از خود در شکل ۹ بر قطعیت جدایش در این موقعیت افزوده است.

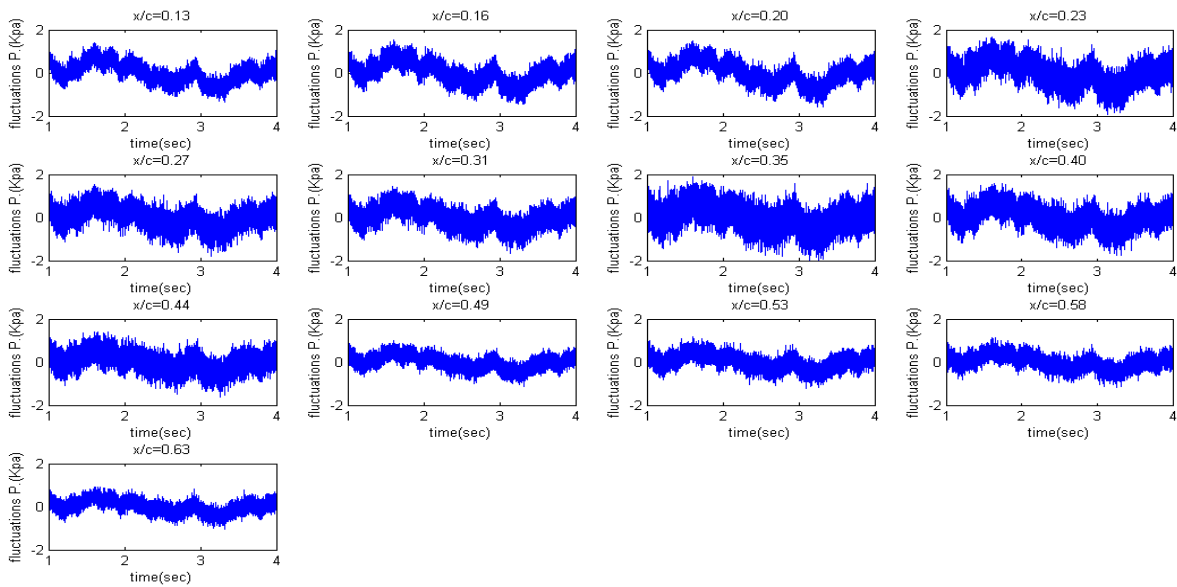
لازم به ذکر است با توجه به اینکه پدیده جدایش، پدیده‌ای با فرکانس پائین است بنابراین برای مشاهده اختلاف فاز واضح‌تر بین نقاط قبل و بعد از جدایش، هرچه فرکانس داده برداری کمتر باشد، بهتر است.



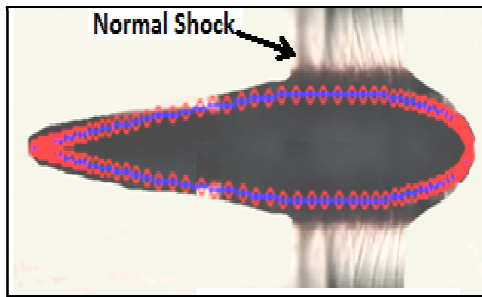
شکل (۲): مدل NACA 0012 و سنسورهای فشارسنج کولایت نصب شده داخل بال.

جدول (۱): محل قرارگیری سنسورهای فشارسنج کولایت.

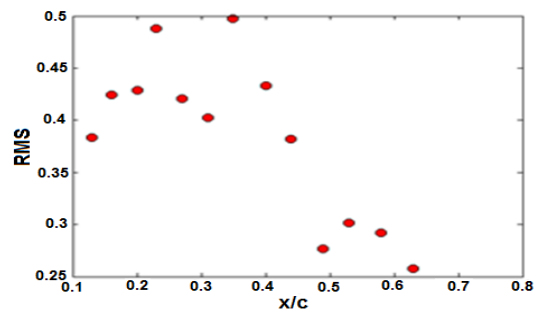
شماره سنسور	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰	۱۱	۱۲	۱۳
x/c	۰/۱۳	۰/۱۶	۰/۲۰	۰/۲۳	۰/۲۷	۰/۳۱	۰/۳۵	۰/۴۰	۰/۴۴	۰/۴۹	۰/۵۴	۰/۵۸	۰/۶۳



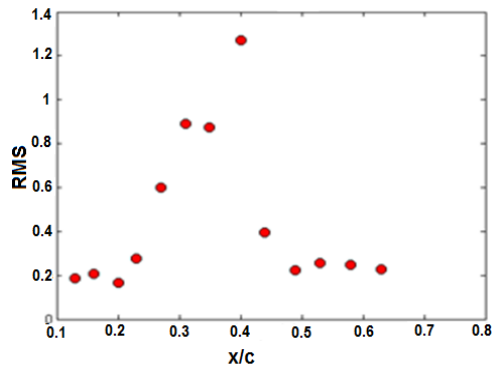
شکل (۳): سیگنال نوسان‌های فشار اندازه‌گیری شده با سنسور کولایت ($\alpha = 0^\circ, M = 0.7$).



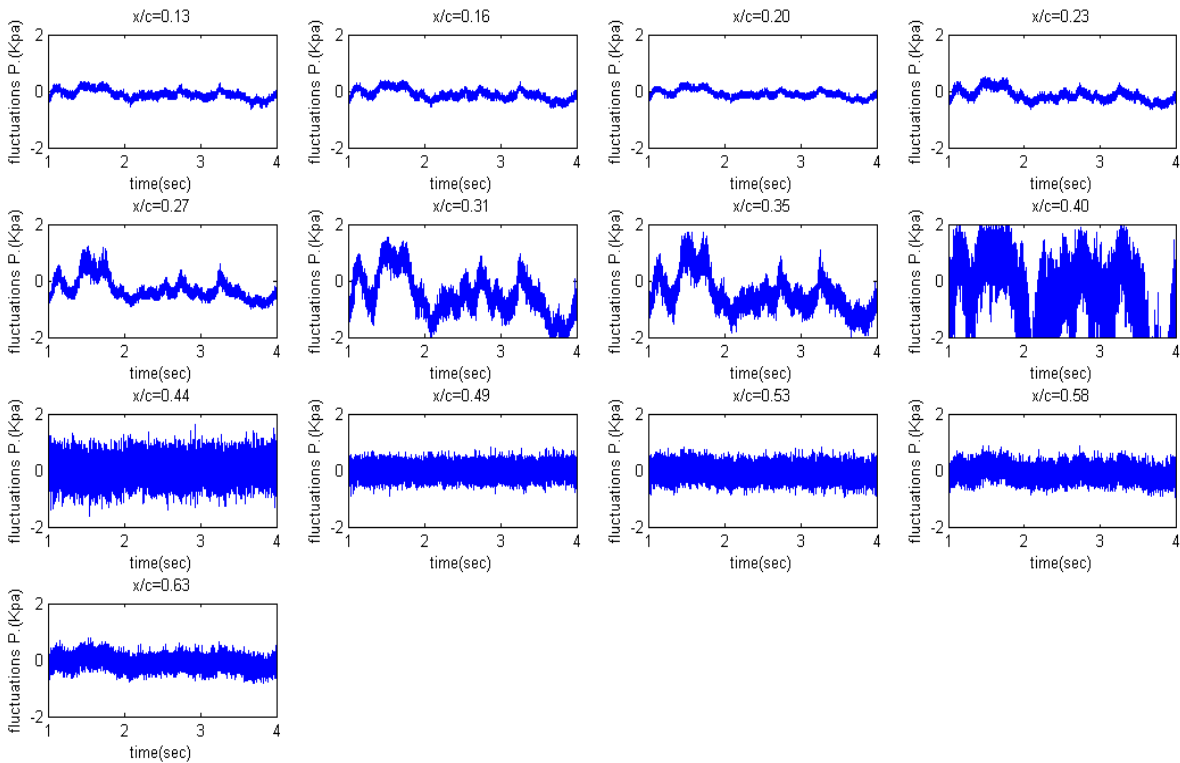
شکل (۵): عکس شلیرین ($\alpha = 0^\circ, M = 0.75$).



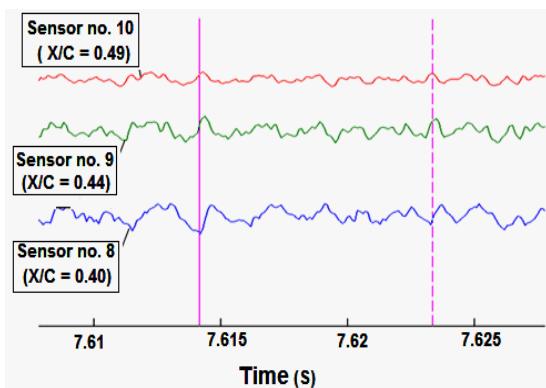
شکل (۴): منحنی RMS نوسانات فشار ($\alpha = 0^\circ, M = 0.7$).



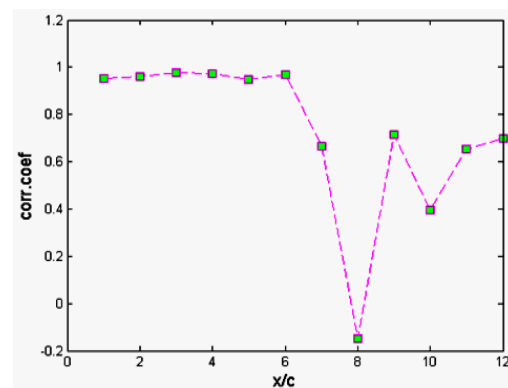
شکل (۶): منحنی RMS نوسانات فشار
 ($\alpha = 0, M = 0.75$)



شکل (۷): سیگنال نوسان‌های فشار اندازه‌گیری شده با سنسور کولایت ($\alpha = 0, M = 0.75$)

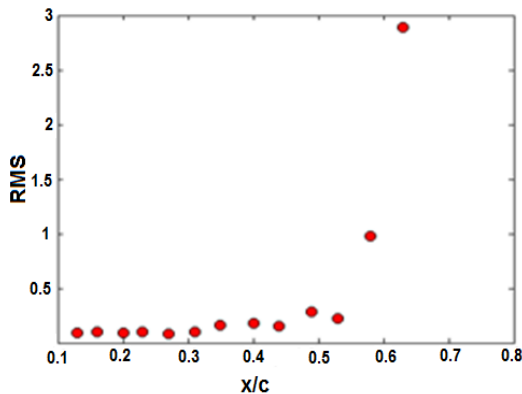


شکل (۹): اختلاف فاز بین سیگنال خروجی کولایت‌ها
 ($\alpha = 0, M = 0.75$)



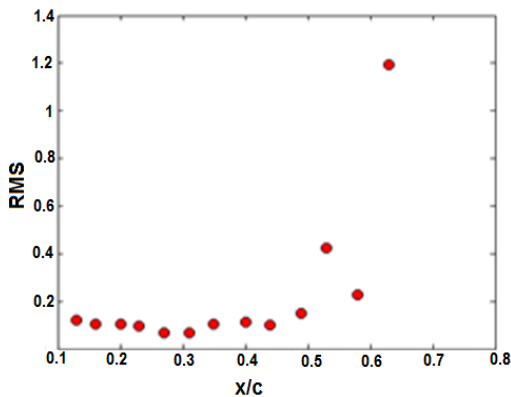
شکل (۸): ضریب همبستگی بین سنسورها
 ($\alpha = 0, M = 0.75$)

شماره ۷ که در موقعیت 0.35 وتر است فقط با امواج تراکمی و نوسان فشار همراه است.



شکل (۱۰): منحنی RMS نوسانات فشار

$$(\alpha = 0, M = 0.81)$$



شکل (۱۱): منحنی RMS نوسانات فشار

$$(\alpha = 0, M = 0.82)$$

۵-۳- زاویه حمله صفر و اعداد ماخ 0.81 و 0.82

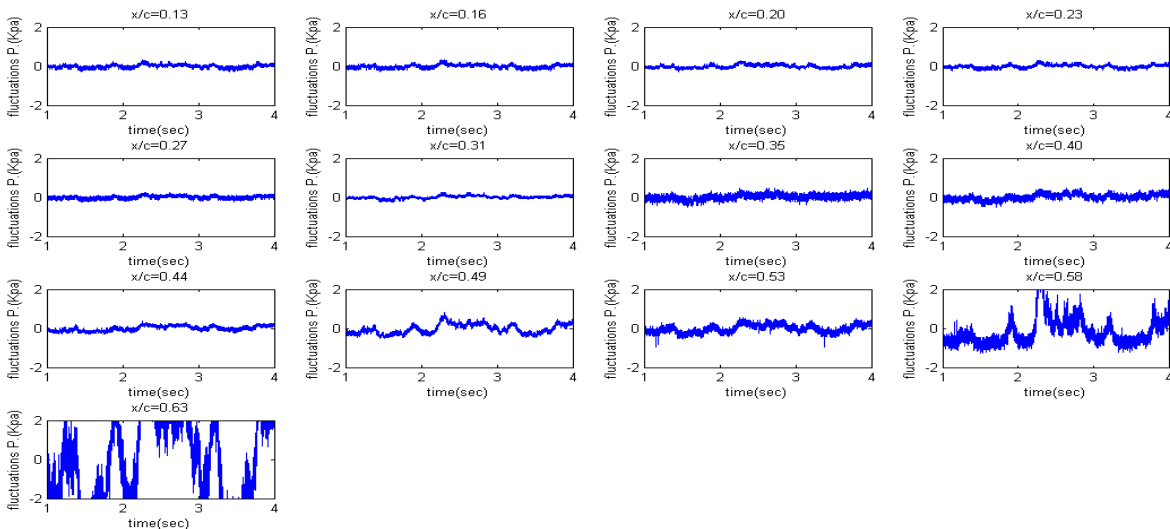
از آنجایی که آخرین سنسور کولایت در موقعیت 0.63 وتر نصب شده است، ناحیه بعد از شوک قائم در ماخ 0.81 به طور دقیق در منحنی RMS سیگنال‌های اندازه‌گیری شده فشار (شکل ۱۰) قابل تشخیص نیست. اما با توجه به شکل ۱۲ مشاهده می‌شود که سنسورهای ۱۰-۱۲ امواج تراکمی را نمایش می‌دهند و سنسور ۱۳ به دلیل فرکانس شدید، به شوک قائم بسیار نزدیک است. از طرفی افزایش دو برابری مقدار RMS فشار (شکل ۱۰) در ماخ 0.81 نسبت به عدد ماخ 0.75 قابل توجه است. در ماخ 0.82 نیز شوک بعد از سنسور ۱۳ اتفاق می‌افتد که با توجه به شکل ۱۱ آخرین سنسور تنها امواج تراکمی را حس کرده است.

۵-۴- حرکت موج شوک به سمت لبه حمله با کاهش

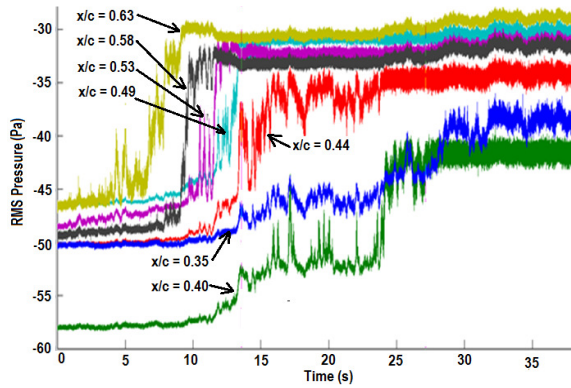
عدد ماخ از 0.82 به 0.75 در زاویه حمله صفر درجه

با کمک قابلیت بالای کارت A/D استفاده شده در این تست، امکان ثبت خروجی سنسورها در فرکانس 10 KHz میسر شده است. نمودار تغییرات اختلاف فشار روی سنسورها با فشار مرجع بر حسب KPa (شکل ۱۳) حین کاهش سرعت تونل باد از عدد ماخ 0.82 تا 0.75 رسم شده است. به دلیل وضوح هر چه بهتر شکل، سیگنال‌های در فاصله 0.35 تا 0.63 وتر که ناحیه وقوع شوک است، نمایش داده شده است.

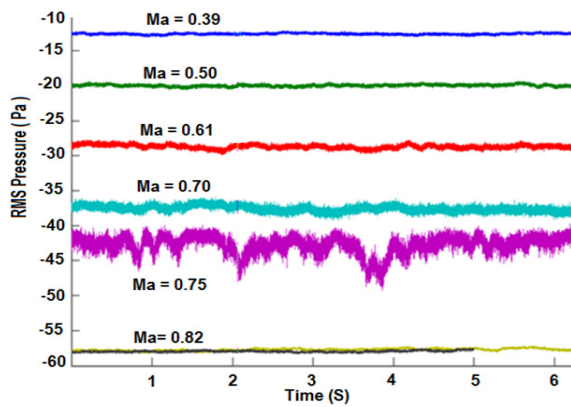
همان‌طور که از شکل پیداست با شروع کاهش عدد ماخ، ابتدا موج شوک از روی سنسور ۱۳ که در 0.63 وتر است عبور می‌کند و فشار این محل را افزایش می‌دهد. به همین ترتیب موج شوک از روی سنسورهای ۱۲-۸ عبور می‌کند. سنسور



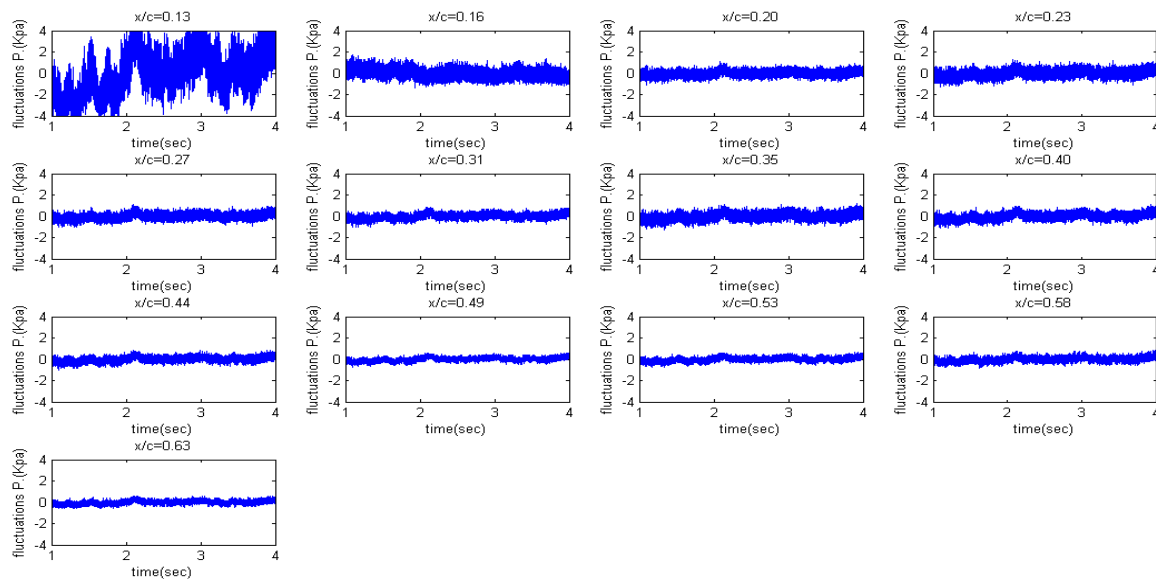
شکل (۱۲): نوسان‌های فشار اندازه‌گیری شده با سنسور کولایت ($\alpha = 0, M = 0.81$)



شکل (۱۳): حرکت موج شوک به سمت لبه حمله با کاهش عدد ماخ از ۰/۸۲ به ۰/۷۵ ($\alpha = 0$).



شکل (۱۴): فشار نسبی در $0/40$ وتر در اعداد ماخ مختلف ($\alpha = 0$).



شکل (۱۵): نوسان‌های فشار اندازه‌گیری شده با سنسور کولایت ($M = 0/6, \alpha = +4$).

۵-۵- بررسی تغییرات فشار روی یک سنسور در اعداد ماخ مختلف در زاویه حمله صفر درجه

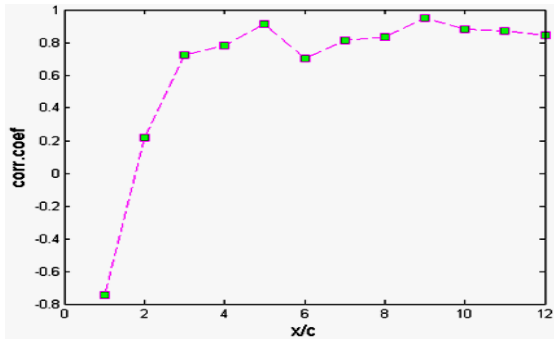
در شکل ۱۴ اختلاف فشار روی سطح ایرفویل نسبت به فشار مرجع بر روی سنسور شماره ۸ که در $X/C = 0/40$ قرار دارد در ماخ‌های ۰/۳۹، ۰/۵۰، ۰/۶۱، ۰/۷۰، ۰/۷۵، ۰/۸۱ و ۰/۸۲ ارائه شده است. سیگنال مربوط به عدد ماخ ۰/۳۹ به دلیل سرعت پائین جریان، کمترین اختلاف فشار را دارد. به همین ترتیب با افزایش عدد ماخ، فشار در این نقطه از سطح ایرفویل کاهش می‌یابد. سیگنال مربوط به عدد ماخ ۰/۷۵ متأثر از موج شوک بوده و با نوسان‌های شدید همراه شده است.

۵-۶- نتایج در زاویه حمله $+4$ درجه عدد ماخ ۰/۶

در شکل ۱۵ نتایج مربوط به عدد ماخ ۰/۶۰ نشان داده شده است و مشاهده می‌شود که موقعیت شوک بر روی اولین سنسور در $X/C = 0/13$ قرار گرفته به گونه‌ای که طبق داده‌های شکل ۱۶ مقدار RMS فشار مربوط به سنسور ۱-۲ به شدت کاهش یافته است.

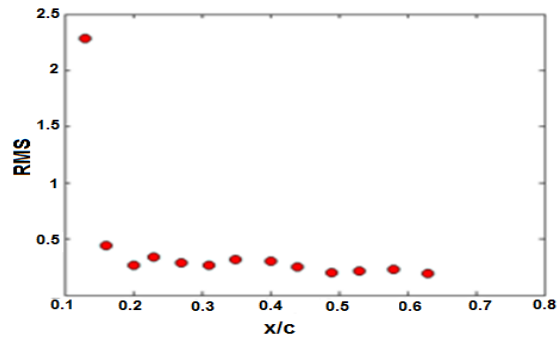
همچنین، با توجه به تغییر علامت ضریب همبستگی در نمودار شکل ۱۷ و کاهش دامنه نوسانات بعد از شوک (شکل‌های ۱۶-۱۵) می‌توان نتیجه گرفت که پس از وقوع شوک روی سنسور ۱، جریان روی سنسور ۲ به بعد دچار جدایش شده است.

لازم به ذکر است که سنسورهای فشارسنج کولایت در سمت بالایی ایرفویل نصب شده‌اند و این باعث شده تا در زوایای حمله مثبت و منفی، موقعیت سنسورها تنها در سمت فشار و یا سمت مکش ایرفویل قرار گیرند.

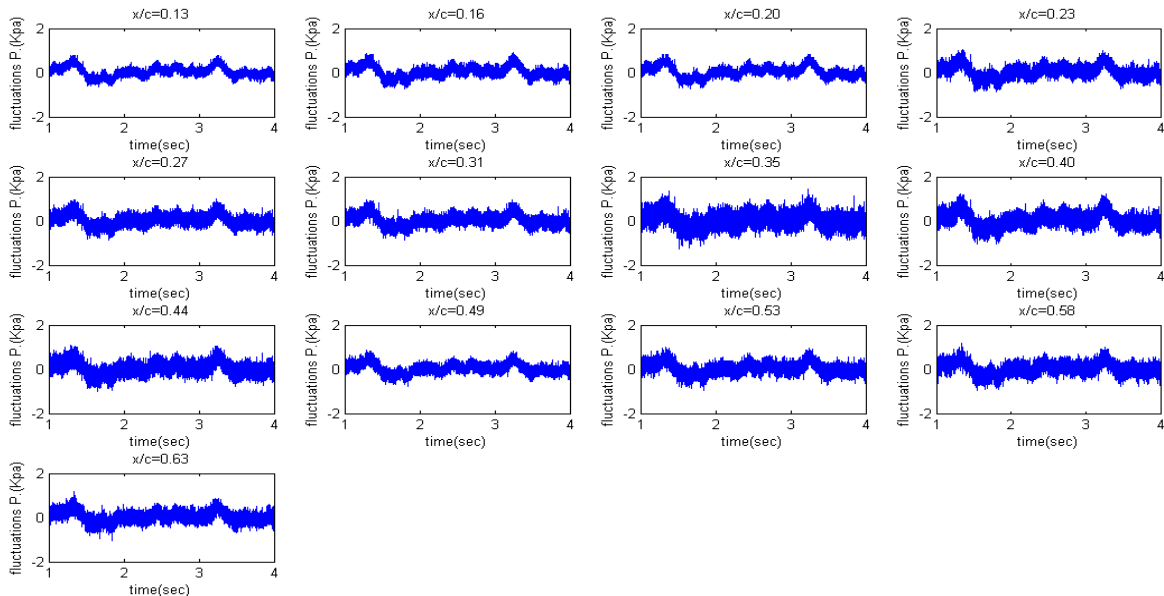


شکل (۱۷): ضریب همبستگی بین سنسورها
($\alpha = +4, M = 0.6$)

۵-۷- نتایج در زاویه حمله ۴- درجه و اعداد ماخ ۰/۷ مطابق شکل ۱۸، در زاویه حمله ۴- درجه داده‌های خروجی از سنسورها، پدیده خاصی چون شوک و جدایش را نشان نمی‌دهند. این بدان علت است که با اعمال زاویه منفی و جابه‌جایی خط سکون به روی ایرفویل، جدایش و شوک به سمت لبه فرار در سمت بالایی حرکت می‌کنند و تغییرات خاصی در سیگنال‌های ناحیه سنسورها دیده نمی‌شود.



شکل (۱۶): منحنی RMS نوسانات فشار
($\alpha = +4, M = 0.6$)



شکل (۱۸): نوسان‌های فشار اندازه‌گیری شده با سنسور کولایت ($\alpha = -4, M = 0.7$)

ایرفویل استفاده شده است. همچنین از آزمایش‌ها، منحنی‌های فشار لحظه‌ای در موقعیت‌های مختلف قبل و بعد از شوک قائم، منحنی تغییرات RMS و تغییرات ضریب همبستگی محاسبه و ارائه شده است.

تحلیل نتایج نشان می‌دهد که در زاویه حمله صفر درجه، در عدد ماخ ۰/۷۵ شوک قائم و امواج تراکمی قابل مشاهده

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، جریان گذر صوت بر روی ایرفویل NACA0012 در زوایای حمله ۰، +۴ و ۴- در محدود اعداد ماخ ۰/۶ تا ۰/۸۲ مطالعه تجربی شده است. از سیستم شیلرین برای ثبت تصاویر امواج تراکمی و شوک قائم و از سنسورهای کولایت برای ثبت نوسان‌های لحظه‌ای فشارهای روی سطح

۷- مراجع

1. Mson, W.H. "Configuration Aerodynamics: Transonic Aerodynamics of Airfoils and Wings", Virginia Polytechnic Institute and State Univ., 2006.
2. Kim, H.D. "Shock Induced Boundary Layer Separation", The 8th Int. Symposium on Experimental and Computation Aerodynamics of Internal Flows, Lyon, France, 2007.
3. Lee, B.H.K. "Transonic Buffet on a Supercritical Airfoil", Aeronaut J., Vol. 94, No. 935, pp. 143-152, 1990.
4. Schuster, D. "Transonic Unsteady Aerodynamics of the F/A 18E Under Conditions Promoting Abrupt Wing Stall", J. Aircraft, Vol. 41, No. 3, pp. 485-492, 2004.
5. Ardekani, M.A. "Hot wire Anemometry", Khaje Nasir Univ., Tehran, 2006 (In Persian).
6. Jacquin, L. and Milton, P. "Experimental Study of Shock Oscillation over a Transonic Supercritical Profile", The 35th AIAA Fluid Dynamics Conf. and Exhibit, Toronto, Canada, 2005.
7. Hassani-Ahangar, M.R., Mozayani, N., and Hamidi, H.E. "Design and Implementation of a Fuzzy Control System for a ST2 Supersonic Wind Tunnel Nozzle", Mech. & Aerospace J., Vol. 2, No. 3, pp. 67-78, 2007 (In Persian).

هستند و با افزایش عدد ماخ، موقعیت آنها به سمت لبه فرار ایرفویل حرکت می‌کنند. در موقعیت شوک قائم مقدار RMS نوسان‌ها به شدت افزایش یافته و در بعد از آن که معمولاً همراه با جدایش در لایه مرزی است این نوسانات به سرعت افت می‌کنند. در موقعیت بعد از شوک قائم و در صورت ایجاد جدایش در لایه مرزی، ضریب همبستگی تغییر علامت داده و در صورت اختلاف فازی بین سیگنال‌های داخل و بیرون ناحیه جدایش قابل مشاهده است.

برای زوایای حمله غیر صفر، موقعیت شوک قائم و امواج تراکمی به سمت لبه حمله در سمت فشار ایرفویل حرکت می‌کند، در حالی که در سمت مکش ایرفویل نوسان‌های خاصی قابل مشاهده نمی‌باشد.