



Investigation of Reynolds Number Effect on Dimensionless Coefficients of Three-Hole Yawmeter Probe Using Experimental and SPM Analytical Methods

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Rabiee A.R.¹ MSc,
Ghadak F.*¹ PhD,
Doostdar M.M.¹ PhD

How to cite this article

Rabiee A.R., Ghadak F., Doostdar M.M. Investigation of Reynolds Number Effect on Dimensionless Coefficients of Three-Hole Yawmeter Probe Using Experimental and SPM Analytical Methods. Modares Mechanical Engineering, 2020;20(7):1829-1839.

¹Aerospace Engineering Department, Engineering Faculty, Imam Hossein Comprehensive University, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Department, Engineering Faculty, Imam Hossein Comprehensive University, 13km of Shahid Babaei Highway, Tehran, Iran
Phone: +98 (21) 77105110
Fax: +98 (21) 77105110
fghadak@ihu.ac.ir

Article History

Received: June 29, 2019
Accepted: April 13, 2020
ePublished: July 20, 2020

ABSTRACT

Using proper dimensionless coefficients that are insensitive to various operating conditions is a crucial issue during the utilization of a yawmeter probe. These dimensionless coefficients produce the deviation angle of flow, stagnation and static pressures. In the current study, these coefficients are analyzed using SPM analytical and experimental methods. A comparison of experimental and analytical results shows that SPM analytical method predicts the flow deviation coefficients satisfactorily at the operational angle range of three-hole probe. This method also calculates the stagnation pressure coefficient precisely at the deviation angle range of ± 10 degrees. The experimental results show that due to the assumption of constant speed on the probe, the analytical method cannot calculate the static pressure accurately. Experimental observations also demonstrate that velocity is increased and pressure is decreased over the probe. This is due to the suction region at the downstream of probe. Unlike analytical results, experimental observations depict that at zero degrees, the flow static pressure is equal to the average of pressure at the left and the right side of probe. Due to sensitivity of dimensionless coefficients of flow static pressure to variation of Reynolds number, various values are reported at different kinds of literature for these coefficients. These coefficients change with Reynolds number variations and their accuracies are decreased. In the current study, a new proper dimensionless coefficient is introduced which represents minimum sensitivity to Reynolds number.

Keywords Yawmeter; Three-Hole Probe; SPM Analytical Method; Reynolds Number; Dimensionless Coefficient

CITATION LINKS

- [1] The aerodynamic interaction at the junction between a forward-swept wing and a plate [2] Study on flow fields in centrifugal compressor with unpinched vaneless diffuser [3] Unsteady three-dimensional flow in a single-stage transonic fan: Part I—unsteady rotor exit flow field [4] Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor [5] Mechanism of strong effects of stall suppression by an air separator investigated by internal flow measurements in an axial flow fan [6] Experimental calibration of three-hole pressure probes with different head geometries [7] A novel method for extending the calibration range of five-hole probe for highly three-dimensional flows. Flow Measurement and Instrumentation [8] Calibration and use of a five-tube pressure probe in the swirling flow field [9] Calibration and use of n-hole velocity probes [10] Five-hole flow angle probe calibration for the NASA glenn icing research tunnel [11] Exit-flow velocity survey of two single-tangential-inlet vaneless turbine volutes [12] Cylindrical three-hole pressure probe calibration for large angular range [13] Pressure-probe methods for determining wind speed and flow direction [14] The Chu-tub': A velocimeter for use in highly-sheared, three-dimensional steady flows [15] Fabrication and calibration of a sub-miniature 5-hole probe with embedded pressure sensors for use in extremely confined and complex flow areas in turbomachinery research facilities [16] Five-hole pressure probe analysis technique [17] Examining the effect of flow reversal on seven-hole probe measurements [18] Extending the usable range of the calibration map of a four-hole probe for measuring high flow angles [19] Development of unsteady multi-hole pressure probes based on fiber-optic pressure sensors

بررسی تاثیر عدد رینولدز بر ضرایب بی بعد حسگر انحراف سنج سه سوراخه با روش های تجربی و تحلیلی SPM

علیرضا ربیعی MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^۹،
تهران، ایران

فرهاد قدک* PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^۹،
تهران، ایران

محمد مهدی دوستدار PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^۹،
تهران، ایران

چکیده

موضوع مهم در بهره برداری از حسگر انحراف سنج، استفاده از ضرایب بی بعد مناسب و غیرحساس به شرایط مختلف کاری است. این ضرایب بی بعد، زاویه انحراف جریان، فشار کل و فشار استاتیک را به دست می آورند. در مطالعه حاضر، این ضرایب با روش تحلیلی SPM و آزمایش تجربی مورد بررسی و تحلیل قرار می گیرند. مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی نشان می دهد که روش تحلیلی SPM ضریب انحراف جریان در محدوده زاویه بهره برداری حسگر سه سوراخه را به صورت دقیق پیش بینی می کند. همچنین این روش ضریب فشار کل را در محدوده زاویه انحراف $\pm 10^\circ$ درجه به صورت دقیق محاسبه می کند. نتایج تجربی نشان می دهد که به دلیل فرض عدم افزایش سرعت روی حسگر در روش تحلیلی، فشار استاتیک جریان به صورت دقیق محاسبه نمی شود. طبق مشاهدات آزمایشگاهی، افزایش سرعت و کاهش فشار در نواحی اطراف حسگر وجود دارد و این مساله ناشی از وجود ناحیه مکش در پایین دست حسگر است. برخلاف نتایج روش تحلیلی، در روش تجربی در زاویه صفر درجه، فشار استاتیکی جریان با متوسط فشار نقاط چپ و راست حسگر برابر است. به دلیل حساسیت ضرایب بی بعد فشار استاتیک جریان به تغییر عدد رینولدز، مقادیر مختلفی برای این ضریب در منابع مختلف گزارش شده است. این ضرایب با تغییر عدد رینولدز تغییر می کنند و دقت آنها کاهش می یابد. در مطالعه حاضر، یک ضریب بی بعد مناسب جدید معرفی می شود که نسبت به عدد رینولدز دارای کمترین میزان حساسیت است.

کلیدواژه ها: انحراف سنج، حسگر سه سوراخه، روش تحلیلی SPM، عدد رینولدز، ضریب بی بعد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۴/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۱/۲۵

* نویسنده مسئول: fghadak@ihu.ac.ir

مقدمه

وسایلی که برای اندازه گیری زاویه انحراف جریان هوا در جریان های دوبعدی یا سه بعدی مورد استفاده قرار می گیرد، انحراف سنج نام دارد. در سال های اخیر انواع مختلف انحراف سنج با کاربردهای مختلف مورد استفاده قرار گرفته است. وسایلی مانند حسگرهای سیم داغ، حسگرهای فشاری، ابزارآلات استفاده کننده از روش های مبتنی بر لیزر و استفاده از مدل های متقارن نیرویی، نمونه هایی از انحراف سنج های جریان هوا است. یکی از مزیت های مهم انحراف سنج های فشاری امکان اندازه گیری هم زمان فشار، سرعت و

زاویه انحراف جریان است که باعث شده این نوع انحراف سنج در مسایل کاربردی و تحقیقاتی بیشتر مورد استفاده قرار گیرد [1-3]. از آن جمله می توان اشاره کرد که آرنوت و برنستین^[1] جهت بررسی اثرات تداخل آیرودینامیکی جریان در محل اتصال یک بال به یک صفحه تخت، از یک انحراف سنج فشاری کمک گرفته اند.

در دسته بندی حسگرهای فشاری، حسگرهای چندسوراخه که در سال های اخیر به طور ویژه ای به منظور بررسی رفتار جریان در کمپرسورها مورد استفاده قرار می گیرند [2-5]، از دو روش قرائت خنثی (Nulling Technique) و روش قرائت ایستا (Stationary Method) برای بررسی میدان های جریان دوبعدی و سه بعدی استفاده می کنند [6-8]. در روش قرائت خنثی، حسگر در میدان جریان (غالباً دوبعدی) آن قدر چرخانده می شود تا هر جفت سوراخ (سوراخ های روبروی هم) یک فشار استاتیک را اندازه گیری کند. در این حالت محور حسگر، موازی با بردار سرعت موضعی خواهد بود و زاویه انحراف و مقادیر فشارها قابل استخراج است. در روش قرائت ایستا به منظور تعیین جداول کالیبراسیون و حساسیت به حالت های یاو (Yaw) و پیچ (Pitch)، حسگر در یک میدان جریان دارای خطوط راست و یکنواخت قرار می گیرد و جداول کالیبره حسگر به وسیله ثبت اطلاعات نقاط فشاری حس شده از سوراخ های آن در زوایای حمله و جانبی مختلف به دست می آید [9]. لذا در این روش، یکی از فرآیندهای مهم بعد از طراحی و ساخت این نوع حسگرها، کالیبراسیون آنها است و نقش ضرایب بی بعد در این فرآیند و عدم حساسیت این ضرایب به عدد رینولدز جریان، از پارامترهای مهم در مرحله بهره برداری است. بعد از انجام کالیبراسیون حسگر، محور حسگر در راستای جهت میدان جریان قرار گرفته و فشار دینامیکی و فشار کل و زاویه دقیق جریان با استفاده از ضرایب بی بعد استخراج شده در مرحله کالیبراسیون، به دست می آید. در فرآیند کالیبراسیون، لازم است برای زاویه دادن به حسگر، نوک حسگر و موقعیت سوراخ های استاتیکی آن در یک نقطه، ثابت و بدون چرخش بوده و مرکز دوران مکانیزم چرخش حسگر در موقعیت سوراخ های استاتیکی آن قرار گیرد [10].

روش قرائت ایستا نسبت به روش قرائت خنثی سریع تر است، اما انتخاب مناسب ضریب بی بعد در این روش، چگونگی بی بعد سازی، حساسیت سنجی نسبت به پارامترهای مختلف و محدوده های مجاز زاویه انحراف در هنگام استفاده از ضرایب، بر دقت اندازه گیری حسگر چندسوراخه تاثیر مستقیم دارد. عموماً در حسگرهای چندسوراخه، ضرایب برای محاسبه سه پارامتر زاویه جریان، فشار کل و فشار استاتیک (یا فشار دینامیکی) استخراج می شود.

فالر و الکساندر^[11] برای بررسی عملکرد حلزونی های بدون پره توربین از یک حسگر سه سوراخه استفاده نموده و قبل از بهره برداری آن را کالیبره نمودند. آنها دو ضریب بی بعد مرتبط با زاویه انحراف و فشار دینامیکی را برای حسگر استخراج کرده اند. اثر تغییر عدد رینولدز در این ضرایب در تحقیقات آنها ارایه نشده

است. این حسگرها معمولاً شامل یک بدنه سیلندری با دماغه مخروطی، نیمه‌کروی و یا گوه‌ای هستند که روی دماغه آنها، غالباً چند جفت سوراخ استاتیکی و یک سوراخ در خط مرکزی جریان، ایجاد شده است. این سوراخ‌ها به‌وسیله اتصالات داخلی و با استفاده از لوله‌های فلزی کوچک، در طول حسگر امتداد یافته و در انتها به ابزارآلات اندازه‌گیری فشار متصل می‌شوند. زاویه جریان هوا به‌وسیله چند جفت سوراخ استاتیکی و عدد ماخ، سرعت، فشار دینامیکی با کمک فشارهای استاتیکی و سکون حسگر اندازه‌گیری می‌شود. انحراف‌سنج‌های فشاری دوبعدی برای اندازه‌گیری جهت جریان در یک صفحه، از سه نوع هندسه، دو سوراخ فشار رو سطوح یک گوه یا منشور، دو سوراخ فشار روی سطوح یک استوانه، دو لوله با ورودی‌های زاویه‌دار، برای اندازه‌گیری زاویه جریان استفاده می‌کنند [14].

چند نمونه از حسگرهای دوبعدی و سه‌بعدی در شکل‌های ۱ و ۲ ارائه شده است. چهار پارامتر اساسی برای اندازه‌گیری زاویه جریان هوا توسط حسگرهای چندسوراخه شامل هندسه حسگر، دقت کالیبراسیون حسگر، دقت تجهیزات اندازه‌گیری فشار و تبدیل نرم‌افزاری فشارهای اندازه‌گیری شده براساس روش کالیبراسیون [10] هستند. در مجموعه حسگرهای چندسوراخه، نوع دماغه، زاویه دماغه، قطر حسگر، نحوه قرارگیری سوراخ‌های جانبی و سوراخ مرکزی و نحوه اتصال قسمت‌های مختلف به هم، روی ضرایب بی‌بعد آنها تاثیر می‌گذارد. زاویه دماغه حسگر به میزان حساسیت و دقت مورد نیاز در سرعت‌های مورد نظر برای آزمایش وابسته است. به‌عنوان مثال در جریان مافوق صوت رابطه‌ای میان عدد ماخ، زاویه حسگر و زاویه موج در میدان جریان وجود دارد [8]. طول حسگر باید از حیث منتقل‌نشدن اثرات بدنه به محل اندازه‌گیری فشار حسگرها در بالادست، معمولاً ۴ تا ۸ برابر قطر حسگر باشد [10]. در حسگرهای دوبعدی سه‌سوراخه، جهت جریان با صفحه عمود بر محور حسگر و با سوراخ‌های جانبی عمود به سطح و فاقد انحراف اندازه‌گیری می‌شود. ضرایب بی‌بعد مورد استفاده در حسگرهای چندسوراخه بر دقت اندازه‌گیری تاثیرگذار است. معمولاً در زوایای انحراف بالا، نتایج فشاری دچار واگرایی و بروز مساله تکینگی (Singularity Problem) می‌شود که در مطالعات دیاز و همکاران [12] و مرتداه و قریشی [18]، به بررسی این مساله پرداخته شده است. در پژوهش حاضر، به بررسی تاثیر عدد رینولدز بر حسگرها و تعیین ضرایب بی‌بعد مناسب برای حسگر سه‌سوراخه پرداخته شده است. با توجه به شباهت حسگرهای پنج‌سوراخه و سه‌سوراخه، نتایج پژوهش حاضر قابلیت تعمیم به حسگرهای پنج‌سوراخه را نیز دارد.

ضرایب بی‌بعد

در فرآیند کالیبراسیون یک حسگر سه‌سوراخه، علاوه بر اندازه‌گیری زاویه حسگر، بایستی حداقل ۵ پارامتر فشاری اندازه‌گیری شود. سه پارامتر از این پنج پارامتر، مربوط به نقاط فشاری حسگر است، و فشار کل و فشار استاتیکی جریان تونل باد، دو پارامتر فشاری دیگر

است، ولی از نمودارهای ارائه‌شده می‌توان اثر عدد رینولدز را بر نتایج مشاهده نمود. دیاز و همکاران [12]، کالیبراسیون حسگر سه‌سوراخه استوانه‌ای را مورد بررسی قرار دادند. روش تحلیلی مورد استفاده آنها که مبتنی بر جریان پتانسیل است، در این مقاله تشریح شده و ضرایب مربوط به زاویه جریان و فشار کل و فشار دینامیکی در این مرجع مورد بررسی قرار گرفته است. در این مرجع نیز اثر عدد رینولدز بر ضرایب بررسی نشده است. دیاز [6] چند نوع حسگر سه‌سوراخه را با استفاده از روش‌های تحلیلی و تجربی مورد مطالعه قرار داده و نتایج تغییر عدد ماخ و رینولدز بر سه ضرایب بی‌بعد مرتبط با زاویه انحراف، فشار کل و فشار استاتیکی این حسگرها ارائه کرده است. با توجه به نتایج ارائه‌شده در این مطالعه، ضرایب انتخابی برای فشار استاتیکی، تغییرات زیادی با تغییر عدد رینولدز برای برخی حسگرها دارد و راه‌حلی برای اصلاح آن پیشنهاد نشده است.

با توجه به مراجع مختلف می‌توان گفت که تعیین ضرایب بی‌بعد مرتبط با زاویه انحراف و فشار کل جریان که در مراجع مختلف بیان شده است، به درستی انجام می‌گیرد؛ اما به‌دلیل حساسیت فشار استاتیکی و فشار دینامیکی نسبت به تغییر سرعت و عدد رینولدز، تعیین صحیح ضرایب بی‌بعد از اهمیت بالایی برخوردار است. در مقاله حاضر، تعیین صحیح ضرایب بی‌بعد مرتبط با پارامتر فشار استاتیکی، با توجه به محدوده زوایای انحراف حسگر ارائه می‌شود. همچنین حساسیت‌سنجی این ضرایب نسبت به تغییر سرعت (تغییر عدد رینولدز) انجام می‌شود و یک ضرایب بی‌بعد، با کمترین میزان حساسیت به تغییر عدد رینولدز معرفی می‌شود. این مساله منجر به محاسبه صحیح فشار استاتیکی حسگر شده و دقت اندازه‌گیری را افزایش می‌دهد؛ موارد فوق، برای اولین بار در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته و با استفاده از آزمایش‌های تجربی و روش تحلیلی تصویر خط جریان (Streamline Projection Method; SPM) نتایج مناسب برای تعیین فشار استاتیکی با حسگر سه‌سوراخه استخراج و ارائه می‌شود.

حسگرهای چندسوراخه دوبعدی

حسگر انحراف‌سنج فشاری به دو دسته کلی تقسیم‌بندی می‌شود [13].

۱- انحراف‌سنج‌هایی که از لوله‌های انتها- باز (Open-Ended) استفاده می‌کنند.

۲- انحراف‌سنج‌هایی که یک بدنه با چند سوراخ تعبیه‌شده روی آنها، فشارها را اندازه‌گیری می‌نماید.

هر یک از این انحراف‌سنج‌ها در دو زیر مجموعه اندازه‌گیری در جریان‌های دوبعدی و سه‌بعدی قابل تقسیم‌بندی است. حسگرهای چندسوراخه توانایی اندازه‌گیری همزمان فشار سکون یا فشار پیتوت، فشار استاتیکی، زاویه انحراف جریان و عدد ماخ یا سرعت در توربوماشین‌ها، توربین‌های گازی، تونل‌های باد و غیره را دارا

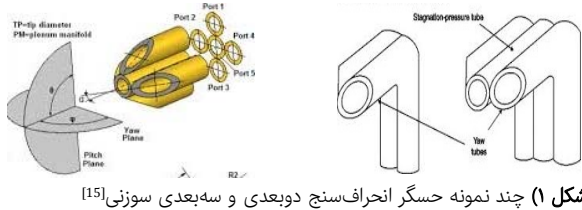
$$K_5 = \frac{\sin^2(\delta + \alpha)}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (17)$$

$$K_7 = \frac{\frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (18)$$

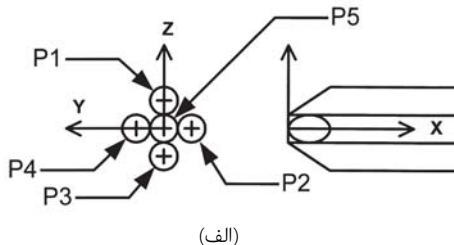
$$K_\alpha = \frac{\sin^2(\delta - \alpha) - \sin^2(\delta + \alpha)}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (19)$$

$$K_T = \frac{\cos^2 \alpha - 1}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (20)$$

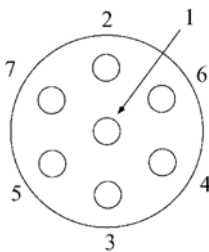
در این تئوری، افزایش سرعتی در نواحی اطراف حسگر در نظر گرفته نمی‌شود و همواره افزایش فشار با کاهش سرعت لحاظ شده در اطراف حسگر به وجود می‌آید.



شکل ۱) چند نمونه حسگر انحراف سنج دوبعدی و سه بعدی سوزنی [15]

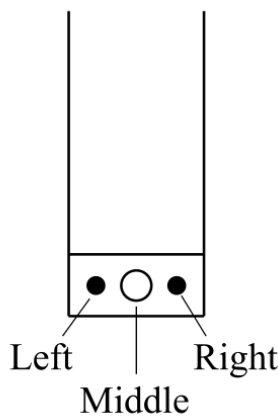


(الف)



(ب)

شکل ۲) نمونه حسگر ۵ سوراخه (سه بعدی) الف) جهت ارزیابی چهار ناحیه و حسگر ۷ سوراخه ب) جهت ارزیابی شش ناحیه اطراف حسگر [16, 17]



شکل ۳) توضیح نام گذاری حسگر سه سوراخه

است. اما در فرآیند بهره‌برداری از حسگر، تنها سه فشار قرائت شده از حسگر در دسترس است و استخراج زاویه انحراف و سرعت جریان از همین سه پارامتر باید انجام شود. اگر در یک حسگر سه سوراخه، مطابق شکل ۳، نام گذاری برای نقاط اندازه‌گیری فشار انجام شود و P_S و P_T به ترتیب فشار کل و فشار استاتیکی جریان هوا باشد، به منظور بی‌بعدسازی مقادیر فشار، از دو پارامتر فشار تفاضلی حسگر و فشار دینامیکی جریان، (با تعریف معادلات ۱ و ۲) استفاده می‌شود.

$$\Delta P = P_M - \frac{P_L + P_R}{2} \quad (1)$$

$$q_D = P_T - P_S \quad (2)$$

$$K_\alpha = \frac{P_L - P_R}{\Delta P} \quad (3)$$

$$K_T = \frac{P_M - P_T}{\Delta P} \quad (4)$$

$$K_1 = \frac{P_M - P_S}{\Delta P} \quad ; \quad K_2 = \frac{P_M - P_S}{q_D} \quad (5)$$

$$K_3 = \frac{P_L - P_S}{\Delta P} \quad ; \quad K_4 = \frac{P_L - P_S}{q_D} \quad (6)$$

$$K_5 = \frac{P_R - P_S}{\Delta P} \quad ; \quad K_6 = \frac{P_R - P_S}{q_D} \quad (7)$$

$$K_7 = \frac{\frac{P_L + P_R - P_S}{2}}{\Delta P} \quad ; \quad K_8 = \frac{\frac{P_L + P_R - P_S}{2}}{q_D} \quad (8)$$

$$K_9 = \frac{P_M - \frac{P_M + P_L + P_R}{3}}{q_D} \quad (9)$$

در منابع مختلف براساس معادلات ۳ و ۴ ضرایب زاویه انحراف جریان و فشار کل برای حسگر سه سوراخه به درستی محاسبه می‌شود اما برای فشار استاتیکی، معادلات ۵ تا ۸ مورد استفاده قرار می‌گیرد. رابطه ۹ معادله جدیدی برای محاسبه فشار دینامیکی و فشار استاتیکی است که در این مقاله مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این معادلات، مقادیر P_M, P_R, P_L به ترتیب فشارهای قرائت شده از محل سمت چپ، راست و وسط حسگر سه سوراخه است.

روش تحلیلی تصویر خط جریان (SPM)

روش تحلیلی تصویر خط جریان براساس فرض تصویرشدن خط جریان آزاد در هر دو وجه حسگر سه سوراخه پایه گذاری شده است [6]. به عبارت دیگر براساس شکل ۴ در این روش نظری، مولفه سرعت عمود و مماس بر سطوح سمت چپ، راست و میانی حسگر، از سرعت جریان آزاد به دست می‌آید و با استفاده از معادله برنولی بین این نقاط و نقطه جریان آزاد هوا، فشارهای حاکم بر این نقاط با هم مرتبط می‌شود (معادله ۱۰). ضرایب براساس معادلات مشابه قابل استخراج است و با استفاده از شکل ۴ و معادله ۱۰ و ۱۱، معادلات ۱۲ تا ۲۰ قابل احتساب و استخراج است.

$$P_S + \frac{1}{2}\rho v^2 = P_M + \frac{1}{2}\rho v^2 \sin^2 \alpha \quad (10)$$

$$K_2 = \frac{P_M - P_S}{q_D} = \cos^2 \alpha \quad (11)$$

$$K_4 = \frac{P_L - P_S}{q_D} = \sin^2(\delta - \alpha) \quad (12)$$

$$K_6 = \frac{P_R - P_S}{q_D} = \sin^2(\delta + \alpha) \quad (13)$$

$$K_8 = \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)] \quad (14)$$

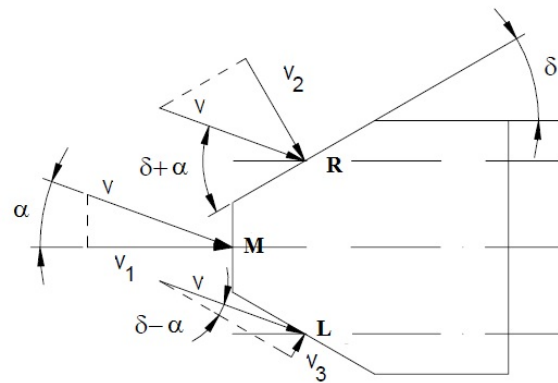
$$K_1 = \frac{\cos^2 \alpha}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (15)$$

$$K_3 = \frac{\sin^2(\delta - \alpha)}{\cos^2 \alpha - \frac{1}{2}[\sin^2(\delta + \alpha) + \sin^2(\delta - \alpha)]} \quad (16)$$

تا ضریب بهره ۱۰۰۰، کامپیوتر و نرم‌افزار اخذ اطلاعات، سیستم آلفا مکانیزم برای زاویه‌دادن به حسگر سه‌سوراخه، زاویه‌سنج دقیق است.

سیگنال‌های ارسالی از سنسورهای فشار پس از عبور از تقویت‌کننده، توسط یک برد A/D در اختیار کامپیوتر قرار داده می‌شود. سیگنال ورودی به کامپیوتر، توسط نرم‌افزار موجود پردازش شده و ضرایب و نتایج مورد نیاز از آن به‌دست می‌آید. سنسورهای فشار هانی‌ول از سری 163PC01D36، برای اندازه‌گیری فشارهای اخذشده از تونل باد است. سنسورها از نوع $5 \text{ inH}_2\text{O}$ است که برای اندازه‌گیری فشار کل و فشار استاتیک تونل باد و فشارها در محل حسگر استفاده شده است. این سنسورها به‌صورت جمع‌کننده و تفاضلی عمل کرده و معمولاً در ساختمان خود دیافراگمی دارند که در اثر اعمال فشار، دچار خمش و ایجاد کرنش می‌شود و این مساله باعث ایجاد سیگنال در مقاومت پل وتسون می‌شود. این سیگنال‌ها که به‌صورت ولتاژ خروجی است به‌صورت خطی با تغییر فشار تغییر می‌کند. کالیبره‌کردن سنسورها و به‌دست‌آوردن منحنی ΔP برحسب ΔV و کالیبراسیون تجهیزات دیگر از فعالیت‌های انجام شده است که مورد بحث این مقاله نیست.

برای انجام آزمایش‌ها باید حسگر در زوایای انحراف مختلف قرار گیرد، لذا جهت تغییرات زاویه انحراف از سیستم آلفا مکانیزم دیواری موجود در مرکز آیرودینامیک استفاده شده است. از آنجایی که هدف از انجام این آزمایش‌ها، به‌دست‌آوردن ضرایب رفتاری حسگر سه‌سوراخه نسبت به میزان زاویه انحراف جریان نسبت به حسگر است، لازم است دوران حسگر نسبت به محور اصلی آن انجام شود و برای دستیابی به این امر، حسگر در خط مرکزی آلفا مکانیزم نصب شد. قبل از نصب حسگر در تونل باد، حسگر در محدوده $\pm 4^\circ$ درجه کالیبره شد که در نمودار ۱ نتایج کالیبراسیون زاویه حسگر به‌عنوان یک نمونه از فعالیت‌های مرتبط با کالیبراسیون تجهیزات، ارائه شده است. آزمایش‌ها در محدوده سرعت ۱۰ تا 30 m/s و با زاویه دهی به حسگر در محدوده $\pm 4^\circ$ درجه انجام شده است. این محدوده از سرعت جریان معادل عدد رینولدز 5730 تا 16680 برای حسگر است. لازم به ذکر است عدد رینولدز براساس قطر حسگر 10 mm و شرایط جوی حاکم بر انجام آزمایش به‌دست آمده است. منابع ایجاد خطا در آزمایش‌های انجام‌شده شامل، خطای سنسورهای فشار، خطای اندازه‌گیری با زاویه‌سنج دیجیتالی و خطای مجموعه آلفا مکانیزم است. این مجموعه خطای تجهیزات، در تعیین زاویه انحراف جریان اثر می‌گذارد و با توجه به کالیبراسیون‌های انجام‌شده و در نظرگیری دقت تجهیزات، میزان عدم قطعیت در این آزمایش‌ها $\pm 0.83\%$ درجه به‌دست آمده است. تصویر حسگر سه‌سوراخه درون تونل باد در فرآیند آزمایش‌های انجام شده در شکل ۷ نشان داده شده است.

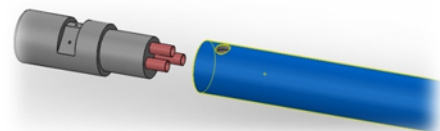


شکل ۴) مولفه‌های سرعت در اطراف حسگر سه‌سوراخه در تئوری SPM [11]

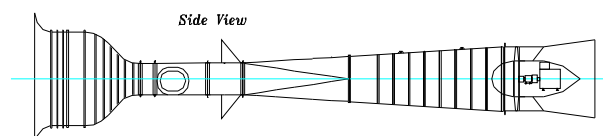
آزمایش تجربی حسگر سه‌سوراخه

آزمایش تجربی با یک حسگر سه‌سوراخه 10 mm متری موجود در دانشگاه امام حسین (ع)، مطابق شکل ۵ و تجهیزات موجود در محل مرکز تحقیقات آیرودینامیک به‌صورت تونل باد مادون صوت تراکم ناپذیر، آلفا مکانیزم، رابط‌ها و سنسورها و سیستم اخذ اطلاعات فشاری انجام شده است.

تونل باد مادون صوت دانشگاه جامع امام حسین (ع) از نوع مکشی و مدار باز است که یک موتور الکتریکی با قدرت 110 kW متصل به یک فن محوری 10° ابره، در انتهای آن به‌عنوان واحد قدرت، نصب شده است. این تونل باد برای مطالعه عملکرد آیرودینامیکی و مشخصات مورد نیاز در سرعت‌های 5 تا 95 m/s بر ثانیه کاربرد دارد. محفظه آزمون این تونل باد به شکل مستطیل و به ابعاد $1.63 \times 1.1 \times 0.8 \text{ m}$ مکعب و زمان بهره‌برداری در آن بدون محدودیت است. شکل ۶ نمایی از این تونل باد را نشان می‌دهد.



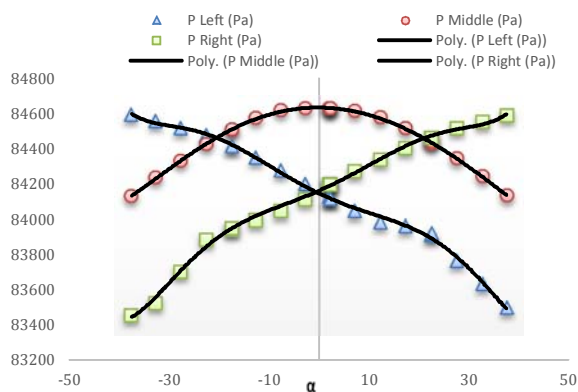
شکل ۵) نمایی از حسگر سه‌سوراخه مورد آزمایش



شکل ۶) تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات آیرودینامیک

مجموعه تجهیزات مورد استفاده در این آزمایش‌ها شامل سنسورهای اندازه‌گیری فشار، برد A/D 64 کاناله، برد تقویت‌کننده

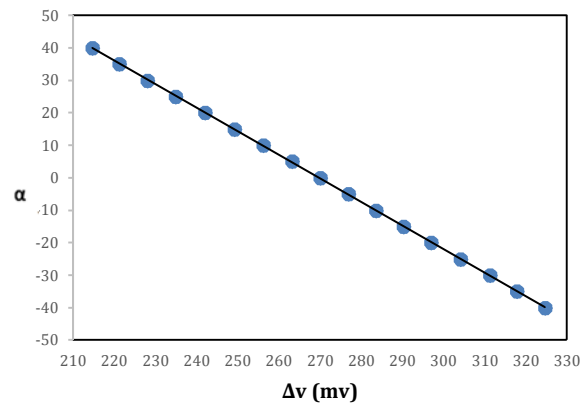
اندازه‌گیری شده است و با زاویه‌گرفتن حسگر، به دلیل افزایش فشار دینامیکی و کاهش فشار استاتیکی، فشار اندازه‌گیری شده کاهش یافته است. همچنین از حدود زاویه $\pm 20^\circ$ درجه به بعد، شیب تغییرات فشار نزدیک به شرایط سکون، کاهش یافته و شیب تغییرات فشار استاتیک، افزایش یافته است. علت فیزیکی این تغییرات، جدایش جریان در زوایای انحراف بالا در اطراف حسگر است. واضح است در شرایطی که موقعیت نقطه اندازه‌گیری نسبت به جهت جریان، بین حالت سکون و استاتیک باشد، فشار قرائت شده ترکیبی از فشار استاتیکی و فشار سکون است. به عبارت دیگر اگر نقطه اندازه‌گیری حسگر، عمود بر جریان باشد، شرایط سکون ایجاد شده ولی اگر این زاویه به صفر برسد (موازی با جریان) شرایط حسگر، فشار استاتیکی است و بین این دو حالت ترکیبی از این دو فشار وجود دارد. این مساله در نمودار ۲ به وضوح قابل مشاهده است.



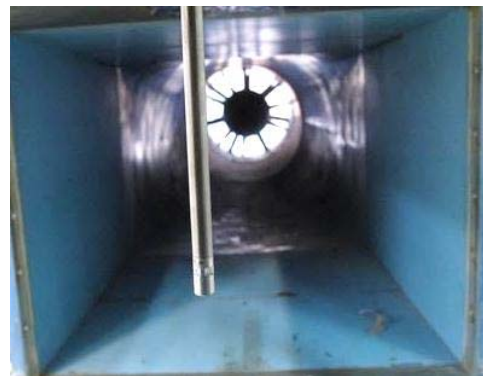
نمودار ۲) نمونه نمودار تغییرات فشار حسگر سه‌سوراخه با زاویه انحراف جریان در سرعت 30 m/s متر بر ثانیه

بررسی ضریب $K\alpha$

تغییر ضریب $K\alpha$ نسبت به زاویه جریان در نمودار ۳ نشان داده شده است. این ضریب مناسب‌ترین ضریب برای محاسبه زاویه انحراف جریان برای حسگر است. مقادیر متوسط تجربی با مقادیر تحلیلی با استفاده از روش SPM به صورت کمی در جدول ۱ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که روش تحلیلی SPM تا محدوده $\pm 20^\circ$ درجه دارای حداکثر انحراف استاندارد 7% است و با افزایش زاویه انحراف جریان، تفاوت بین مقادیر تحلیلی و آزمایشگاهی زیاد شده است. با توجه به تأثیر عدد رینولدز بر نتایج تجربی، مقدار دقیق مقادیر در زوایای بالاتر از 30° درجه قابل ارایه نبوده و لذا مقدار متوسط آنها در جدول بیان شده است. به عبارت دیگر این ضریب در زوایای حدود 40° درجه در شرایط مختلف سرعت جریان (عدد رینولدز) دچار مساله تکینگی شده و رفتار مناسب و قابل پیش‌بینی را ارایه نمی‌دهد (انحراف استاندارد بالای 10%). اختلاف کم نتایج تئوری و تجربی در محدوده $\pm 20^\circ$ درجه (حداکثر انحراف استاندارد 7%)، نشان‌دهنده پیش‌بینی دقیق نتایج تئوری برای مقدار ضریب $K\alpha$ است. همچنین نتایج تجربی در این محدوده



نمودار ۱) نمودار کالیبراسیون حسگر نسبت به زاویه انحراف



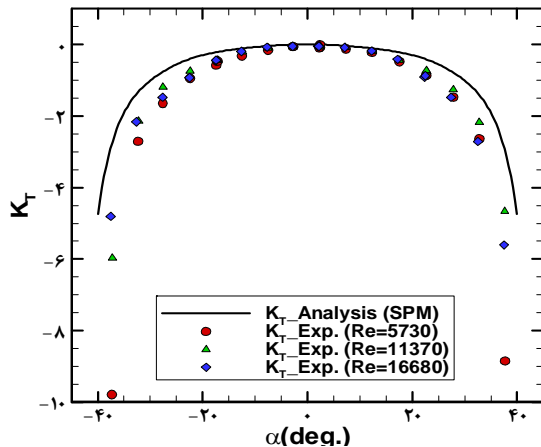
شکل ۳) تصویر حسگر سه‌سوراخه نصب‌شده درون تونل باد جهت فرآیند آزمایش

ارایه و تحلیل نتایج

با توجه به فرآیندهای ارایه‌شده جهت آزمایش‌ها و با ثبت اطلاعات فشاری و پردازش آنها، نمودارهای ضرایب بی‌بعد پیش‌گفته ایجاد شد که در این بخش مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در ابتدا نمودار نتایج خام یکی از آزمایش‌ها در نمودار ۲ ارایه و بررسی می‌شود. در این شکل تغییرات فشار حسگر سه‌سوراخه نسبت به زاویه انحراف حسگر در یکی از آزمایش‌ها ارایه شده است. همچنان که مشاهده می‌شود نقطه میانی حسگر، حداکثر فشار را در زاویه صفر درجه و برابر با فشار کل جریان قرائت کرده است. این نقطه با تغییر زاویه جریان نسبت به حسگر، تولید یک نمودار متقارن کرده و علت این تقارن نسبت به صفر درجه این است که ناحیه میانی حسگر در زاویه صفر درجه، فشار سکون را حس کرده است و با تغییر زاویه انحراف، افزایش فشار دینامیک، با کاهش فشار استاتیک جبران شده است؛ لذا تولید یک نمودار متقارن با تغییر زاویه مثبت و منفی کاملاً منطقی است.

در خصوص تغییرات فشار قرائت‌شده از هر یک از نقاط چپ و راست حسگر می‌توان گفت، با افزایش زاویه حسگر به سمت مثبت، فشار استاتیک در سمت راست افزایش و در سمت چپ کاهش می‌یابد. علت این امر، کاهش سرعت (ایجاد ناحیه فشاری) در سمت راست حسگر و افزایش سرعت (ایجاد ناحیه مکشی) در سمت چپ حسگر است. با حرکت و زاویه گرفتن نقاط به سمت موقعیت شرایط سکون جریان، مقدار فشار سکون جریان

ضریب K_T ، مانند K_α در زاویه $\pm 40^\circ$ درجه، در شرایط مختلف سرعت جریان (عدد رینولدز) دچار مساله تکینگی شده و رفتار مناسب و قابل پیش‌بینی را ارائه نمی‌دهد. در زوایای کمتر از $\pm 20^\circ$ درجه هم‌خوانی نتایج تجربی و تاثیر کم عدد رینولدز در نتایج وجود دارد (لازم به ذکر است، حسگر مورد استفاده در آزمایش، برای محدوده $\pm 20^\circ$ درجه طراحی شده است).



نمودار (۴) تغییر ضریب K_T در دو روش تحلیلی و تجربی با تغییر زاویه انحراف جریان

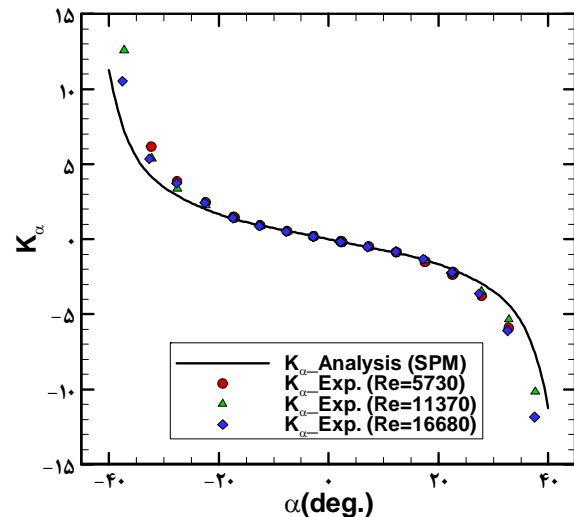
جدول (۲) مقایسه مقدار تجربی و تحلیلی ضریب K_T

انحراف استاندارد	K_T (مقدار تحلیلی)	K_T (مقدار متوسط تجربی)	α (درجه)	ردیف
۰/۰۳	۰	-۰/۰۴۸	صفر	۱
۰/۰۵	-۰/۰۶۴	-۰/۰۱۴	+۱۰	۲
۰/۲۷	-۰/۳۹	-۰/۷۷۶	+۲۲	۳
۰/۵۶	-۱	-۱/۷۹	+۳۰	۴
۰/۰۷	-۰/۰۶۴	-۰/۱۶۲	-۱۰	۵
۶/۹	-۴/۷۵۸	-۱۴/۴۷	-۴۰	۶

بررسی ضرایب فشار استاتیکی

بر اساس معادله ۵ تا ۹ و با استفاده از فشار نقطه میانی، چپ و راست حسگر، فشار استاتیک جریان قابل محاسبه است. نمودارهای معادلات ۵ در نمودارهای ۵ و ۶ ارائه شده است. ضریب K_1 با فشار تفاضلی و ضریب K_2 با فشار دینامیکی بی‌بعد شده است. در نمودار ۵ مشاهده می‌شود که روش تحلیلی در مقایسه با نتایج تجربی، ضریب K_1 را به درستی محاسبه نمی‌کند. علت این امر این است که در روش تحلیلی، فشارهای استاتیکی روی حسگر با توجه به کاهش سرعت‌ها، روند افزایشی دارد و این روند افزایشی برای نقاط چپ و راست حسگر، باعث کاهش فشار تفاضلی و در نتیجه افزایش ضریب K_1 شده است (نمودار ۵)؛ ولی نتایج تجربی نشان‌دهنده کاهش بودن فشار استاتیک در این نقاط است و این بدین معنی است که سرعت جریان در اطراف نقاط چپ و راست حسگر در زوایای بالا افزایش داشته است. علت فیزیکی این مساله تاثیر منحنی شکل حسگر بر خط جریان عبوری

برای این ضریب، نشان‌دهنده تاثیر کم عدد رینولدز بر نتایج است. از زاویه $\pm 30^\circ$ درجه به بالا، پراکندگی داده‌ها نشان‌دهنده حساسیت این ضریب حسگر به تغییر عدد رینولدز است که ناشی از رفتار نوسانی گردابه‌های ناشی از جدایش‌های جریان روی حسگر در زوایای انحراف بالا است.



نمودار (۳) تغییر ضریب K_α در دو روش تحلیلی و تجربی با تغییر زاویه انحراف جریان

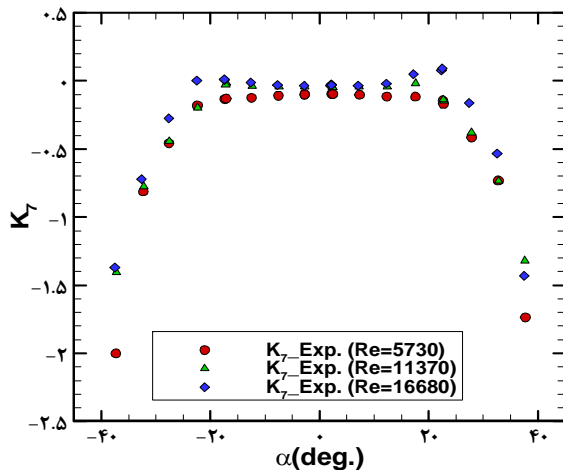
جدول (۱) مقایسه مقدار تجربی و تحلیلی ضریب K_α

انحراف استاندارد	K_α (مقدار تحلیلی)	K_α (مقدار متوسط تجربی)	α (درجه)	ردیف
۰/۰۰۷	۰/۰	-۰/۰۱	صفر	۱
۰/۰۱	-۱/۴۵	-۱/۴۳	+۱۸	۲
۰/۶۶	-۳/۴۶	-۴/۳۹	+۳۰	۳
۰/۰۷	۱/۴۵	۱/۵۵	-۱۸	۴
۱۰/۹	۱۱/۳۴	۲۶/۷	-۴۰	۵

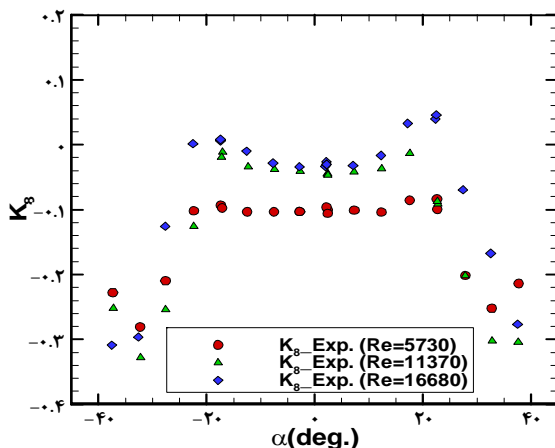
بررسی ضریب K_T

تغییرات ضریب K_T نسبت به زاویه جریان در دو روش تحلیلی SPM و تجربی در نمودار ۴ نشان داده شده است. این ضریب، مناسب‌ترین ضریب برای محاسبه فشار سکون جریان است که با فشار تفاضلی حسگر بی‌بعد شده است. مطابق جدول ۲، روش تحلیلی SPM تا محدوده $\pm 10^\circ$ درجه با انحراف استاندارد ناچیزی مقدار ضریب K_T را محاسبه می‌کند (حداکثر انحراف استاندارد ۰/۰۰۷)، اما با افزایش زاویه انحراف جریان تفاوت مقادیر تحلیلی و تجربی زیاد شده است و این مساله نشان‌دهنده پیش‌بینی نامناسب نتایج تئوری برای مقدار ضریب K_T است. نتایج حل تحلیلی در زوایای بالای $\pm 15^\circ$ درجه فاقد اعتبار است و علت اختلاف نتایج تئوری و تجربی فرضیات حاکم بر روش تئوری است که در روش تئوری جدایش جریان اطراف حسگر پیش‌بینی نمی‌شود. این جدایش جریان، بر فشار کل تاثیرگذار است و لذا با افزایش زاویه انحراف، تفاوت نتایج زیاد شده است. نتایج تجربی

است. تنها تفاوت این دو ضریب، نزدیکی اعداد ضریب K_7 به عدد صفر و نزدیکی اعداد ضریب K_1 به عدد یک است که با دقت در معادلات هر دو ضریب، می‌توان برابری فشار متوسط نقاط چپ و راست حسگر با فشار استاتیک جریان در حدود زاویه انحراف صفر درجه را نتیجه‌گیری کرد. عدم دقت نتایج تجربی و حساسیت زیاد به عدد رینولدز، در پیش‌بینی رفتاری فشار استاتیک در نتایج تجربی ضریب K_8 در نمودار ۸ قابل مشاهده است.



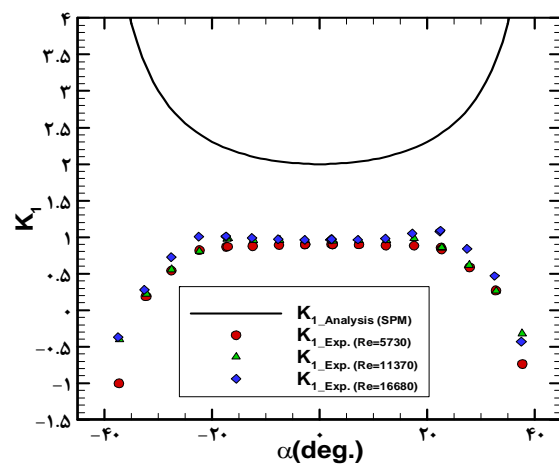
نمودار ۷) تغییر ضریب K_7 در روش تجربی با تغییر زاویه انحراف جریان



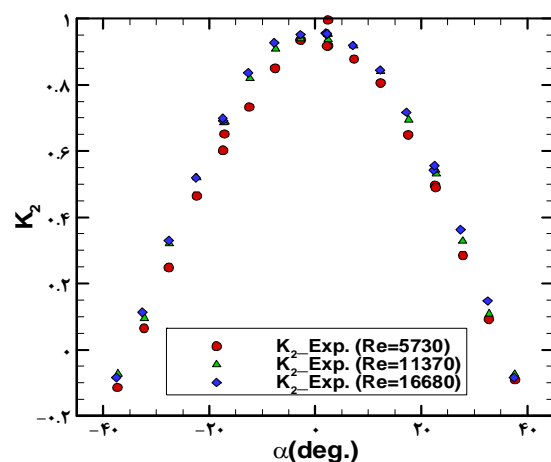
نمودار ۸) تغییر ضریب K_8 در روش تجربی با زاویه انحراف جریان

تغییر ضرایب K_3 تا K_6 در نتایج تحلیلی و تجربی در نمودارهای ۹ و ۱۰ ارائه شده است. نمودار ۹ نشان می‌دهد که براساس روش تحلیلی فشار نقاط چپ و راست در زوایای انحراف بالا، به سمت برابری با فشار استاتیک جریان (صفر شدن ضرایب K_5 و K_3) فرض شده است، اما با توجه به به‌وجود آمدن ناحیه مکش در پشت حسگر استوانه‌ای و تاثیر آن بر نقاط چپ و راست حسگر، به دلیل افزایش سرعت و کاهش فشار در این نواحی، بین نتایج تجربی و نتایج تحلیلی خطای زیادی ایجاد شده است. به‌عنوان مثال در زاویه ۳۵ درجه، مقدار تجربی ضریب K_3 ، بین $-۴/۸$ تا $-۶/۷$ (وابسته به عدد رینولدز) تغییر کرده است ولی مقدار تئوری محاسبه‌شده برای این ضریب $۰/۱۸$ است. همچنین در زاویه -۳۵

از نقاط چپ و راست حسگر است. به عبارت دیگر، جریان هوا هنگام عبور از نقاط متناظر چپ و راست و با توجه به زاویه انحراف آن، دچار افزایش سرعت و کاهش فشار شده است. بنابراین، نتایج نشان می‌دهد که روش تحلیلی SPM فشار استاتیک جریان را به درستی محاسبه نمی‌کند. با توجه به نتایج تجربی برای ضریب K_2 که در نمودار ۶ نشان داده شده است، تاثیر عدد رینولدز بر این ضریب قابل مشاهده است. این ضریب یکی از کاندیدهای قابل بررسی برای حساسیت‌سنجی نسبت به عدد رینولدز است که در بخش بعدی به آن پرداخته شده است. باید توجه داشت که در حدود زاویه انحراف صفر درجه مقدار K_2 به عدد یک نزدیک شده و این امر بدین معنا است که در این شرایط فشار نقطه میانی حسگر با فشار کل جریان برابر شده است، و این نتیجه با فیزیک مساله و رابطه مربوطه کاملاً منطقی است.



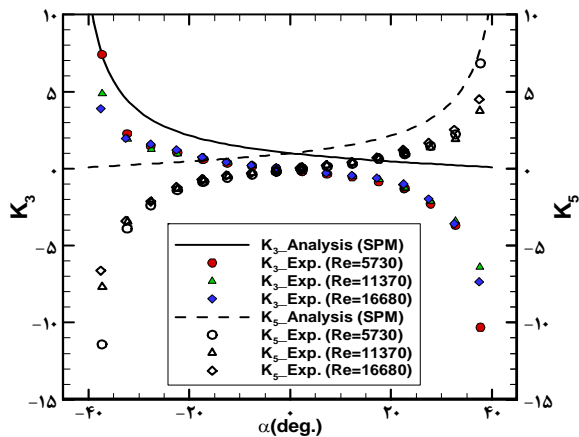
نمودار ۹) تغییر ضریب K_1 در روش تحلیلی و تجربی با تغییر زاویه انحراف جریان



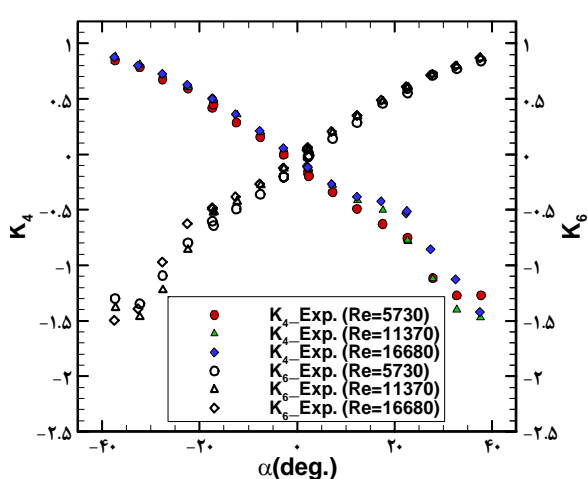
نمودار ۱۰) تغییر ضریب K_2 در روش تجربی با زاویه انحراف جریان

با استدلالی مشابه در مورد ضرایب K_1 و K_2 ، می‌توان ضرایب K_7 و K_8 را که مرتبط با متوسط فشارهای نقاط چپ و راست حسگر هستند، در نمودارهای ۷ و ۸ مورد بررسی قرار داد. با مقایسه نمودارهای ۵ و ۷، رفتار یکسان دو ضریب K_1 و K_7 قابل مشاهده

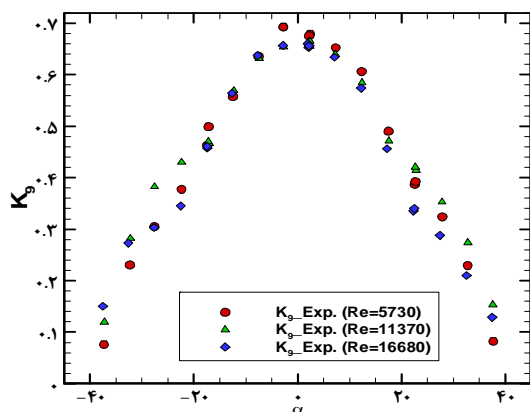
K_7 برای محاسبه فشار استاتیکی، استفاده شده است. با توجه به حساسیت و تغییر این ضرایب با تغییر سرعت (عدد رینولدز) و کاهش دقت آنها، در محدوده بهره‌برداری در نتایج تجربی، استفاده از ضرایب K_9 که استفاده از اطلاعات نقطه میانی، چپ و راست و بی‌بعدسازی نسبت به فشار دینامیکی است، نتایج دقیق‌تری به‌دست می‌دهد.



نمودار ۹) تغییر ضرایب K_3 و K_5 حسگر سه‌سوراخه با زاویه جریان در دو روش تحلیلی و تجربی



نمودار ۱۰) تغییر ضرایب K_4 و K_6 حسگر سه‌سوراخه با زاویه جریان در روش تجربی



نمودار ۱۱) نمودار تغییرات ضرایب K_9 حسگر سه‌سوراخه با زاویه انحراف جریان در روش تجربی

درجه مقدار تجربی ضرایب K_5 ، بین ۵- تا ۸- (وابسته به عدد رینولدز) است و مقدار تئوری محاسبه‌شده برای این ضرایب ۰/۱۸ است که اختلاف زیادی با نتایج آزمایشگاهی دارد. به‌طور کلی، ضرایب K_3 و K_5 با افزایش زاویه انحراف، حساسیت زیادی نسبت به عدد رینولدز دارند ولی براساس نمودار ۹ برای این حسگر در زوایای جریان کمتر از $\pm 20^\circ$ درجه، در ضرایب نتایج تجربی حساسیت کمتری به عدد رینولدز، مشاهده می‌شود. مساله حساسیت ضرایب K_4 و K_6 نسبت به عدد رینولدز در زوایای انحراف بالا در نمودار ۱۰ قابل مشاهده است. در محدوده‌ای که نقطه فشاری چپ و راست حسگر به فشار سکون نزدیک شده (حدود $\alpha = \pm 45^\circ$ درجه)، ضرایب K_4 و K_6 به سمت عدد یک میل کرده است، ولی با تغییر زاویه انحراف در جهت مخالف آن و کاهش فشار استاتیکی، تاثیر عدد رینولدز جریان، باعث پراکندگی نتایج و عدم ارایه یک ضریب عددی و نامناسب بودن آنها در مرحله بهره‌برداری شده است.

بررسی ضرایب K_9 و آنالیز حساسیت ضرایب فشار استاتیکی نسبت به عدد رینولدز

تغییرات ضرایب K_9 نسبت به زاویه انحراف جریان در نمودار ۱۱ نشان داده شده است. نتایج تجربی نشان می‌دهد در محدوده زاویه انحراف $\pm 20^\circ$ درجه، بیشترین دقت و کمترین حساسیت نسبت به عدد رینولدز در نتایج وجود دارد و با افزایش زاویه انحراف جریان، تاثیر عدد رینولدز و یا تغییر سرعت جریان باعث افزایش پراکندگی نقاط آن شده است. علت فیزیکی این موضوع تاثیر ناحیه کم‌فشار پایین‌دست حسگر بر نقاط چپ و راست آن و افزایش سرعت ایجادشده روی این نقاط در زوایای انحراف بالای حسگر است. نتایج نشان می‌دهند که برای فشار استاتیک جریان، ضرایب K_1 ، K_2 ، K_3 و K_9 حساسیت کمتری نسبت به عدد رینولدز دارند. بدین منظور، مقدار خطای استاندارد تجربی متوسط (Experimental Standard Deviation of the Mean; ESDM) مطابق رابطه ۲۱، برای نتایج تجربی این ضرایب محاسبه شده و نمودار آنها در محدوده زاویه انحراف $\pm 20^\circ$ درجه مطابق نمودار ۱۲ مورد مقایسه قرار گرفته است. در این رابطه S معرف انحراف معیار (ریشه دوم واریانس) و n معرف تعداد داده‌های تجربی در هر زاویه انحراف است.

$$u_{\bar{x}} = \frac{S}{\sqrt{n}} \quad (21)$$

براساس نمودار ۱۲ مشاهده می‌شود که ضرایب K_9 دارای کمترین خطای ESDM نسبت به بقیه ضرایب پیش‌گفته در اعداد رینولدز مختلف در زاویه انحراف $\pm 4^\circ$ تا $\pm 20^\circ$ درجه است. در خصوص مقایسه میان ضرایب K_2 و K_9 با دقت در روابط مربوط به ضرایب بی‌بعد، می‌توان گفت یکی از مشکلات ضریب K_2 وجود پارامتر P_s در صورت و مخرج آن است که استفاده از ضریب K_2 را در مرحله بهره‌برداری سخت می‌کند؛ هر چند که مطابق نمودار ۱۲ ضریب K_2 در بسیاری از شرایط نسبت به K_9 خطا و حساسیت بیشتری نسبت به رینولدز دارد. در منابع مختلف [6, 11, 12, 19] از ضرایب K_1 و

به شرایط مختلف کاری (سرعت جریان و عدد رینولدز) است. این ضرایب بی‌بعد که وظیفه استخراج زاویه انحراف جریان، فشار کل و فشار استاتیک را بر عهده دارند در منابع مختلف معرفی شده‌اند و به درستی مقادیر فشار کل و زاویه انحراف را محاسبه می‌کنند، ولی برای فشار استاتیک جریان، ضرایب مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است. در این مقاله این ضرایب با روش تحلیلی SPM و روش تجربی مورد بررسی قرار گرفته و موارد زیر برای حسگر سه‌سوراخه نتیجه‌گیری شده است.

(۱) مقایسه نتایج تجربی و تحلیلی نشان می‌دهد که روش تحلیلی SPM پیش‌بینی مناسبی از ضریب K_α ، برای محاسبه زاویه انحراف جریان در محدوده زاویه بهره‌برداری حسگر سه‌سوراخه ($\pm 20^\circ$) درجه (با حداکثر انحراف استاندارد ۰/۰۷) دارد.

(۲) روش SPM برای ضریب K_T در محدوده $\pm 10^\circ$ درجه (که معمولاً برای حسگرهای پیتوت در نظر گرفته می‌شود) پیش‌بینی مناسبی برای محاسبه فشار سکون جریان دارد (با حداکثر انحراف استاندارد ۰/۰۷).

(۳) مقایسه نتایج تحلیلی و تجربی نشان می‌دهد که روش تحلیلی SPM فشار استاتیک جریان را به درستی محاسبه نمی‌کند. علت این موضوع، فرض عدم افزایش سرعت روی حسگر در این روش است که با توجه به نتایج آزمایشگاهی می‌توان گفت، ناحیه کم‌فشار ایجادشده در پایین‌دست حسگر باعث افزایش سرعت و کاهش فشار در نواحی چپ و راست حسگر و اختلاف زیاد نتایج تحلیلی و تجربی شده است.

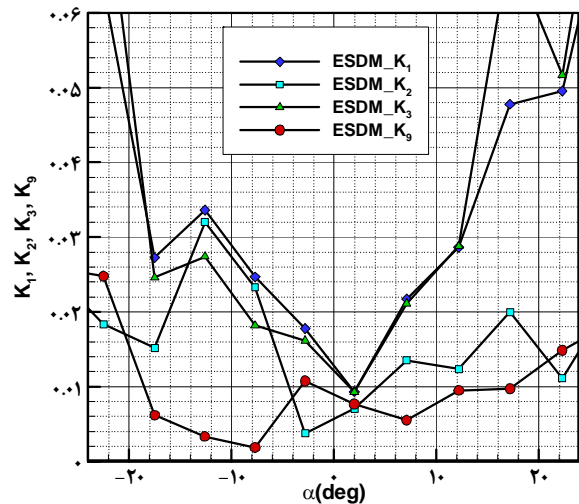
(۴) روش تحلیلی SPM در زاویه صفر درجه، برابری فشار استاتیک جریان با مجموع فشار نقطه چپ و راست حسگر را پیش‌بینی می‌کند، در حالی که در نتایج تجربی اثر افزایش سرعت ناشی از ناحیه کم‌فشار ایجادشده در پایین‌دست حسگر بر نقاط چپ و راست آن، موجب برابری فشار استاتیک جریان با، متوسط فشار نقاط چپ و راست حسگر می‌شود.

(۵) منابع مختلف [6, 11, 12, 19] از ضرایب K_1 و K_7 برای محاسبه فشار استاتیک جریان استفاده کرده‌اند اما با توجه به حساسیت و تغییر این ضرایب به تغییر سرعت (عدد رینولدز) و کاهش دقت آنها در محدوده بهره‌برداری در نتایج تجربی، استفاده از ضریب K_9 دقیق‌ترین نتایج را به دست می‌دهد. این ضریب با استفاده از اطلاعات نقطه میانی، نقطه چپ و راست حسگر و بی‌بعدسازی نسبت به فشار دینامیکی، فشار استاتیک جریان را محاسبه می‌کند.

تشکر و قدردانی: از پژوهشگران محترم مرکز تحقیقات ملی آیرودینامیک قدر که ما را یاری نمودند، تشکر و قدردانی می‌شود.

تأییدیه اخلاقی: تاکنون در هیچ نشریه ایرانی یا غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: این مقاله در راستای یکی از فعالیت‌های رساله دکتری آقای علیرضا ربیعی تولید شده است.



نمودار (۱۲) مقایسه مقدار خطای ESDM ضرایب K_1 و K_2 و K_3 و K_9 حسگر سه‌سوراخه با زاویه انحراف جریان

مقادیر عدم قطعیت ضرایب بی‌بعد فشار استاتیکی (معادلات ۵ تا ۹) در محدوده زاویه انحراف $\pm 20^\circ$ درجه آزمایش‌های تجربی در جدول ۳ ارائه شده است. این مقادیر از نتایج تجربی آزمایش‌ها استخراج شده و میزان خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری مورد استفاده در آزمایش، که قبلاً توضیح داده شده است، تاثیر چندانی بر نتایج ندارد و تاثیر عدد رینولدز بر عدم قطعیت ضرایب مورد اشاره، بیشترین میزان را دارد (میزان عدم قطعیت ضرایب بی‌بعد ناشی از تجهیزات اندازه‌گیری ۰/۰۰۱± است). همچنین نتایج جدول ۳ نشان می‌دهد که در میان ضرایب محاسبه کننده فشار استاتیکی جریان، ضریب K_9 دارای کمینه عدم قطعیت است. بدین معنی که اگر به‌ازای تمام زوایای انحراف، یک ضریب برای فشار استاتیکی بیان شود، ضریب K_9 دقیق‌ترین نتایج را به دست آورده و دارای حداکثر ۲٪ عدم قطعیت در محاسبه فشار استاتیک است.

جدول (۳) مقادیر عدم قطعیت ضرایب بی‌بعد نسبت به تغییر عدد رینولدز در محدوده زاویه انحراف $\pm 20^\circ$ درجه

ردیف	نام ضریب	مقدار عدم قطعیت
۱	K_1	۰/۰۸
۲	K_2	۰/۰۵۱
۳	K_3	۰/۰۹
۴	K_4	۰/۰۸۱
۵	K_5	۰/۰۷۸
۶	K_6	۰/۰۶۴
۷	K_7	۰/۰۸
۸	K_8	۰/۰۶۷
۹	K_9	۰/۰۲۱

نتیجه‌گیری

یکی از مهم‌ترین موضوعات در استفاده از حسگر انحراف‌سنج، در روش قرائت ایستا، استفاده از ضرایب بی‌بعد مناسب و غیرحساس

and use of n-hole velocity probes. *AIAA Journal*. 2015;53(2):336-346.

10- Gonzalez JC, Arrington EA. Five-hole flow angle probe calibration for the NASA glenn icing research tunnel. In 19th Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, 17-20 June 1999, New Orleans, United States. Chicago: NTRS; 1999.

11- Fuller AM, Alexander KV. Exit-flow velocity survey of two single-tangential-inlet vaneless turbine volutes. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2011;35(1):48-59.

12- Díaz KA, Oro JF, Marigorta EB. Cylindrical three-hole pressure probe calibration for large angular range. *Flow Measurement and Instrumentation*. 2009;20(2):57-68.

13- Bryer DW, Pankhurst RC. Pressure-probe methods for determining wind speed and flow direction. London: HMSO; 1971.

14- Chu JK, Rios-Chiquete E, Sarohia S, Bernstein L. The Chu-tub': A velocimeter for use in highly-sheared, three-dimensional steady flows. *The Aeronautical Journal*. 1987;91(903):142-149.

15- Georgiou DP, Milidonis KF. Fabrication and calibration of a sub-miniature 5-hole probe with embedded pressure sensors for use in extremely confined and complex flow areas in turbomachinery research facilities. *Flow Measurement and Instrumentation*. 2014;39:54-63.

16- Morrison GL, Schobeiri MT, Pappu KR. Five-hole pressure probe analysis technique. *Flow Measurement and Instrumentation*. 1998;9(3):153-158.

17- Pisasale AJ, Ahmed NA. Examining the effect of flow reversal on seven-hole probe measurements. *AIAA Journal*. 2003;41(12):2460-2467.

18- Mortadha J, Qureshi I. Extending the usable range of the calibration map of a four-hole probe for measuring high flow angles. *Flow Measurement and Instrumentation*. 2019;65:257-267.

19- Heckmeier FM, Iglesias D, Kreft S, Kienitz S, Breitsamter C. Development of unsteady multi-hole pressure probes based on fiber-optic pressure sensors. *Engineering Research Express*. 2019;1(2):1-17.

سهم نویسنده‌گان: علیرضا ربیعی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۶۰٪)؛

فرهاد قدک (نویسنده دوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪)؛ محمدمهدی

دوستدار (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪).

منابع مالی: هزینه‌ها از طریق مرکز تحقیقات ملی آیرودینامیک قدر پشتیبانی شده است.

منابع

1- Arnott A, Bernstein L. The aerodynamic interaction at the junction between a forward-swept wing and a plate. *The Aeronautical Journal*. 2000;104(1032):67-88.

2- Tamaki H. Study on flow fields in centrifugal compressor with unpinched vaneless diffuser. *IHI Engineering Review*. 2015;48(2):15-24.

3- Cherret MA, Bryce JD, Ginder RB. Unsteady three-dimensional flow in a single-stage transonic fan: Part I—unsteady rotor exit flow field. *Journal of Turbomachinery*. 1995;117(4):506-513.

4- Hara T, Morita D, Ohta Y, Ota E. Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor. *Journal of Thermal Science*. 2011;20:6-12.

5- Yamaguchi N, Ogata M, Tanaka S. Mechanism of strong effects of stall suppression by an air separator investigated by internal flow measurements in an axial flow fan. *Journal of Fluid Science and Technology*. 2011;6(2):202-214.

6- Díaz DL. Experimental calibration of three-hole pressure probes with different head geometries [dissertation]. Vienna: Vienna University of Technology; 2003.

7- Pisasale AJ, Ahmed NA. A novel method for extending the calibration range of five-hole probe for highly three-dimensional flows. *Flow Measurement and Instrumentation*. 2002;13(1-2):23-30.

8- Gundogdu MY, Goksel ÖT. Calibration and use of a five-tube pressure probe in the swirling flow field. *Turkish Journal of Engineering and Environmental Sciences*. 1998;22:223-234.

9- Shaw-Ward S, Titchmarsh A, Birch DM. Calibration