



Experimental Study of the Effect of Probe Calibration on the Mass Flow and Velocity Measurement of Hot Air at High-Subsonic Mach Numbers

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Ommi F.^{*1} PhD,
Golchin H.¹ MSc

How to cite this article

Ommi F, Golchin H. Experimental Study of the Effect of Probe Calibration on the Mass Flow and Velocity Measurement of Hot Air at High-Subsonic Mach Numbers. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(7):1805-1817.

ABSTRACT

In this research, the possibility of measuring total pressure, mass flow, and velocity of a high energy flow of air at 0.6-0.7 Mach is investigated experimentally, using 6 different types of commercial sensors. For this end, a fixed area annular nozzle, mounted at the exit of micro-turbojet engine, was used. Also, a test bench with the capability of measuring total pressure, static pressure, total temperature, mass flow, RPM, and the thrust force was used. The results of the L-type sensors calibrated for such velocities indicate that the total pressure and velocity are similar, near to each other, and among the engineering precision. The largest difference between the measured and calculated mass flow was 9.1% and related to L-type probes with the length of 68mm and the outside diameter of 3mm. This difference for all other probes was less than 8%. Also, the calculated mass flow based on Rod-type probe data shows a difference of only 4.4% with the measured mass flow; so, there is a distinct difference between these two kinds of probes. Also, the measurements include useful information of the variations of main flow characteristics along the length of annular nozzle, among which the most important are an intense drop of about 29% in total pressure and about 48°C drop in total temperature.

Keywords Sensor; Probe; Pitot Tube; Annular Nozzle; Gas Generator

¹Aerospace Department, Mechanical Engineering Faculty, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Faculty, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran
Phone: +98 (21) 82883948
Fax: +98 (21) 88269296
fommi@modares.ac.ir

Article History

Received: August 08, 2018
Accepted: January 13, 2019
ePublished: July 01, 2019

CITATION LINKS

[1] TSI thermal anemometry probes [2] Miscellaneous-probes [3] A conceptual design of a polymer-derived ceramic hot-wire anemometer for gas turbine environment [4] Obtaining accurate mean velocity measurements in high Reynolds number turbulent boundary layers using Pitot tubes [5] Pitot pressure measurements in a supersonic steam jet [6] The effect of turbulence on a multi-hole Pitot calibration [7] Experimental and numerical investigations of the factors affecting the S-type Pitot tube coefficients [8] Static pressure correction in high Reynolds number fully developed turbulent pipe flow [9] A new intermittent aspirated probe for the measurement of stagnation quantities in high temperature gases [10] Calibration of an averaging Pitot tube by numerical simulations [11] An experimental evaluation of the performance of two combination pitot pressure probes [12] On fast-response probes: Part 1 - technology, calibration, and application to turbomachinery [13] Experimental and numerical calibration of a designed Pitot tube for subsonic and transonic regime [14] Aircraft propulsion [15] An introduction to combustion: Concepts and applications [16] Wren 100D Turbine [17] Type L Pitot tubes [18] Debimo blades [19] Entrance aspect ratio effect on S-Duct inlet performance at high-subsonic flow [20] Impact of heat transfer on the performance of micro gas turbines

بررسی تجربی اثر کالیبراسیون پروب بر اندازه‌گیری دبی جرمی و سرعت جریان هوای داغ در اعداد مادون صوت بالا

فتح‌اله‌آمی * PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

حامد گلچین MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده

در این پژوهش امکان‌پذیری اندازه‌گیری پارامترهای فشار کل، دبی و سرعت یک جریان پرنرزی از هوا در محدوده ۰/۷-۰/۱۶ ماخ با استفاده از ۶ نوع سنشگر تجاری فشار مورد بررسی قرار گرفته است. به این منظور از یک نازل با سطح مقطع ثابت و شکل کاملاً حلقوی که روی یک موتور میکروتوربوجت نصب شده، استفاده شده است. مجموعه موتور و نازل با استفاده از یک سکوی آزمایش با امکان ثبت همزمان پارامترهای فشار کل، فشار استاتیک، دمای کل، دبی جریان، سرعت دوران و نیروی رانش مورد آزمایش قرار گرفته است. نتایج حاصل از سنشگرهای ال‌شکل که برای چنین سرعت‌هایی کالیبره شده‌اند، نشان می‌دهند مقادیر فشار کل و سرعت به‌دست‌آمده برای جریان پرنرزی فوق‌مقادیری مشابه، نزدیک و در محدوده دقت مهندسی هستند. بیشترین اختلاف میان دبی اندازه‌گیری شده و دبی محاسباتی ۹/۱٪ و مربوط به پروب ال‌شکل با طول ۶۸ و قطر خارجی ۳ میلی‌متر بوده و در مورد سایر پروب‌ها کمتر از ۸٪ است. همچنین دبی ثبت شده توسط پروب میله‌ای ۴/۴٪ با دبی اندازه‌گیری شده اختلاف دارد و از این رو تفاوت واضحی بین دبی ثبت شده توسط پروب‌های ال‌شکل و میله‌ای وجود دارد. اندازه‌گیری‌های انجام شده اطلاعاتی مفید را از تغییر مشخصه‌های اصلی جریان در طول نازل حلقوی ارائه می‌دهند که مهم‌ترین آنها افت فشار سکون به میزان حدود ۲۹٪ و افت دمای سکون به مقدار حدود ۴۸°C است.

کلیدواژه‌ها: سنشگر، پروب، پیتو، نازل حلقوی، ژرناورگاز

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۵/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۲۳

*نویسنده مسئول: fommi@modares.ac.ir

۱- مقدمه

اندازه‌گیری و داده‌برداری از مشخصات و پارامترهای مختلف فیزیکی جریان گاز به‌ویژه در سرعت و دماهای بالا همواره یکی از موضوعاتی است که در طراحی ماشین‌های مختلفی که با چنین جریان سیالی کار می‌کنند (به‌ویژه توربوماشین‌ها) از اهمیت زیادی برخوردار است. در بسیاری از کاربردهای عملی، محدوده دما و سرعت جریان گاز ورودی به یا خروجی از چنین اجزایی به‌گونه‌ای است که اندازه‌گیری آنها به‌وسیله روش‌های عادی میسر نبوده و نیازمند تجهیزاتی ویژه و گران‌قیمت است. یکی از مثال‌های عینی چنین مواردی، توربین‌های جریان محوری هستند که به‌طور معمول شرایط کارکرد آنها به‌ویژه در محدوده طراحی‌شان، ترکیبی از سخت‌ترین شرایط دمایی، سرعتی و تنش‌ی است. از جمله روش‌های متداول داده‌برداری از میدان سرعت سیال، استفاده از سنسور سیم داغ است. اگرچه استفاده از این ابزار روشی شناخته شده و با دقت بالا به شمار می‌رود، اما به‌طور معمول استفاده از سنسورهای سیم داغ در محیط‌هایی با دمای بالا با محدودیت و ملاحظات زیادی همراه است [1]. در حال حاضر معدودی از سازندگان برتر سنسور سیم داغ، انواع ویژه‌ای را با قابلیت تحمل دمای بالا (تا ۷۵۰°C) در دامنه تولیدات خود دارند [2] اما همچنان یافتن سنسور سیم داغی که برای استفاده در شرایط و محیطی با دما و سرعت بالا مناسب باشد (مانند بسیاری از انواع توربوماشین‌ها)، اگر نه غیرممکن، بلکه بسیار دشوار است [3].

یکی دیگر از راه‌های متداول برای داده‌برداری از جریان گاز دما و سرعت بالا، استفاده از سنشگرهای فشار کل و استاتیک (پیتو و پیتواستاتیک) است. به‌طور معمول در آزمایشگاه‌های آیرودینامیک و دینامیک گاز برای سنشش سرعت سیال (هوا) در دما و اعداد مادون صوت بالا، از پیتوهایی استفاده می‌شود که اختصاصاً برای داده‌برداری در چنین سرعت‌هایی ساخته و کالیبره شده‌اند. اما از آنجایی که کالیبراسیون چنین پیتوهایی نیازمند در اختیار داشتن تونل باد سرعت بالا است، این موضوع هزینه آنها را بالا برده است و دسترسی به آنها را در مقیاس تجاری مشکل می‌سازد. به‌طور مثال، طبق اعلام صورت‌گرفته از تنها مرکز آیرودینامیک سرعت بالای ایران (مرکز آیرودینامیک قدر)، ساخت و کالیبره کردن یک عدد لوله پیتو با قابلیت داده‌برداری از جریان هوا با ماخ ۰/۷۵ و دمای ۸۰۰°C، در حال حاضر بیش از ده‌برابر خرید یک عدد پیتوی تجاری کیمو هزینه دارد که قریب به ۷۰٪ این هزینه مربوط به فرآیند کالیبراسیون آن در تونل باد سرعت بالاست. چنین رقمی برای تنها یک لوله پیتو هزینه‌گزافی است. مشکلات فوق‌هنگامی دوچندان می‌شود که مقیاس داده‌برداری نیز کوچک باشد. به عبارت دیگر، نیازمند استفاده از ابزاری با قابلیت کارکرد در شرایط دمایی و سرعتی ویژه در عین داشتن ابعاد کوچک هستیم.

در مورد اندازه‌گیری مشخصات و پروفیل جریان با استفاده از سنشگرهای فشار، پژوهش‌های متعددی انجام شده است. بیلی و همکاران [4] پژوهش مفصلی را با استفاده از ۵ لوله پیتو با قطرهای مختلف و در ۵ عدد رینولدز متفاوت با هدف یافتن ضرایب تصحیح مناسب برای اندازه‌گیری سرعت متوسط جریانی از هوا انجام داده‌اند که نشان‌دهنده کوچک‌بودن ضرایب تصحیح در نواحی نه‌چندان نزدیک به دیواره‌هاست و نیز تایید می‌نماید که نتایج حاصل از سنشگرهای پیتو و هات‌وایر در این نواحی بسیار به هم نزدیک است. *الدوری و بوتس‌وُرت* [5] امکان‌پذیری استفاده از پیتو را در ثبت دقیق فشار کل جریانی از بخار نشان داده‌اند که با سرعت ۱/۵ ماخ از یک ایجکتور با ابعاد کوچک خارج شده است. مساله اثر توربولانس بر کالیبراسیون یک پیتو چندسوراخه توسط *کرولی و همکاران* [6] بررسی شده است و نشان داده‌اند که شدت توربولانسی تنها برابر با ۱٪، دقت داده‌برداری را بالا برده و توصیه می‌نمایند که چنین پیتوهایی در مقادیری از شدت توربولانس کالیبره شوند که قرار است در همان شرایط داده‌برداری نمایند. *کاتگ و همکاران* [7] اثر ناهمراستایی جریان با یک پیتو اس‌شکل را تا مقدار ۱۰ درجه و در محدوده رینولدز ۳۰۰۰ تا ۲۲۰۰۰ به‌صورت آزمایشگاهی و عددی بررسی کرده و نشان داده‌اند که ناهمراستایی جریان و تغییرات رینولدز آن به میزان ذکر شده، تاثیری برابر با ۲٪ بر داده‌برداری‌های انجام شده دارند. مساله اندازه‌گیری فشار استاتیک دیواره در یک لوله با جریان کاملاً توسعه‌یافته به‌وسیله مک‌کوئن و *اسمیتس* [8] مورد بررسی قرار گرفته و مشخص شده است که ضرایب تصحیح با افزایش رینولدز زیاد می‌شوند و همچنین نسبت قطر سوراخ فشار استاتیک به قطر لوله، اثرگذاری قابل ملاحظه‌ای بر نتایج ثبت شده دارد. *ماسینی و همکاران* [9] نمونه‌ای نوین از یک سنشگر پیتومانند را برای اندازه‌گیری همزمان فشار و دمای سکون در گازهای دما بالا به‌ویژه در درون موتورها توسعه داده‌اند که در آن دمای کل به‌عنوان تابعی از فشار کل و دبی جرمی محاسبه شده و از دقت بسیار بالایی برخوردار است. *وینود و همکاران* [10] موضوع کالیبراسیون پیتوی جریان میانگین را در سرعت‌های پایین به‌کمک روش‌های آزمایشگاهی و عددی مورد بررسی قرار داده و نشان داده‌اند که ضرایب تصحیح شکل به‌دست‌آمده از هر دو روش،

همچنین اندازه‌گیری‌های انجام شده اطلاعات مفیدی را در خصوص چگونگی تغییرات پارامترهایی همچون فشار و دمای سکون در خروج از توربین و در طول نازل فراهم نموده است. نکته قابل ذکر این است که در متن پیش‌رو از آنجایی که از کلمه سنجشگر فشار کل استفاده شده است، منظور هر دو نوع حساسه پیتو و پروب فشار کل است و چنانچه اختصاصاً نیاز به اشاره به هر کدام از این دو نوع سنجشگر بوده، نام آن ذکر شده است.

۲- طراحی و برنامه‌ریزی آزمایش‌ها

به‌منظور دستیابی به پاسخ پرسش اساسی این پژوهش، پیش از هر چیز نیازمند یک منبع تولید گاز با فشار، سرعت و انرژی حرارتی قابل ملاحظه هستیم. بدین منظور در سلسله آزمایش‌های انجام‌گرفته از موتور میکروتوربوجت رن ۱۰۰ به‌عنوان ژنراتورگاز، استفاده و سپس آزمایش‌های لازم برای پاسخ به سؤال اصلی به این ترتیب برنامه‌ریزی شد که ابتدا به‌کمک یک نازل آزمایشی ثانویه با پیکربندی کاملاً حلقوی که جایگزین نازل اصلی موتور می‌شود، جریان گاز دما و سرعت بالای خروجی از توربین، به فضای میان دو پوسته نازل هدایت می‌شود. سپس با اندازه‌گیری فشار کل و استاتیک این جریان در صفحه خروج از توربین، عدد ماخ آن به‌کمک رابطه ۱ محاسبه می‌شود:

$$M = \left(\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) / (\gamma - 1)^{0.5} \quad (1)$$

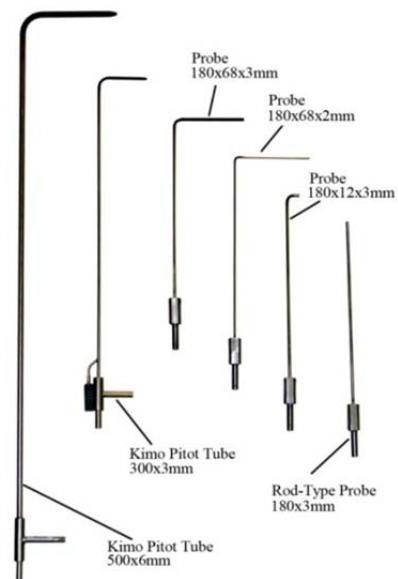
از آنجایی که دمای کل جریان خروجی از توربین نیز در مقطع ثابت فشارهای کل و استاتیک قابل خوانش و اندازه‌گیری است، دبی جرمی در مقطع سنجش فشار با استفاده از رابطه زیر قابل محاسبه است [14]:

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} AM \left\{ \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

اما نکته قابل ذکر آن است که در رابطه ۲ مقادیر P_0 و M در حقیقت میانگین مقادیر ثبت‌شده از آزمایش‌ها در شعاع مجرای حلقوی نازل هستند. نکته‌ای دیگر نیز حائز اهمیت است و آن اینکه در هر دو رابطه ۱ و ۲ پارامتر γ (گاما) که نسبت گرماهای ویژه است، خود تابع دما است. در این خصوص باید گفت هر چند که محدوده تقریبی دمای گازهای خروجی از ژنراتورگاز براساس اطلاعات فنی سازنده آن مشخص است، اما به‌دلیل دقت بیشتر و برای جای‌گذاری دقیق‌تر مقدار گاما، از یک دماسنج لیزری برای سنجش دمای پوسته نازل در حالت کارکرد مداوم ژنراتورگاز در دور مورد استفاده برای این آزمایش‌ها استفاده شده است. بر این اساس چون دمای پوسته نازل پس از پایدارشدن کامل عملکرد ژنراتورگاز اندازه‌گیری می‌شود، با دقت خوبی می‌توان دمای استاتیک گاز خروجی از توربین را نزدیک به آن دانست (با اختلاف چند درجه سانتیگراد). به این ترتیب از آنجایی که مقدار گاما در دماهای بالا با تغییر تنها چنددرجه‌ای دمای هوا تفاوت بسیار ناچیزی می‌کند، مقدار آن را می‌توان با دقت بالایی محاسبه و در روابط ۱ و ۲ جای‌گذاری نمود [15]. از این رو این تفاوت ناچیز، در دقت اندازه‌گیری‌های انجام‌شده تأثیری نخواهد داشت. از سوی دیگر و از آنجایی که مقدار دمای کل جریان (T_0) مستقیماً از نتایج آزمایش‌ها قابل خوانش است، یک کنترل خوب برای بررسی صحت اندازه‌گیری دمای استاتیک، محاسبه آن از رابطه ۳ و مقایسه با نتایج خوانش با دماسنج لیزری است:

تفاوتی تنها در حدود ۴٪ دارند. *ارند* و *ساندرز* [11] آزمایش‌های مفصلی را به‌منظور برآورد عملکرد دو پیکربندی ویژه پیتوی روی هم و هم‌مرکز بین ماخ‌های ۰/۳ تا ۰/۹ انجام داده‌اند که براساس آنها سودمندی استفاده از پیکربندی روی هم علی‌رغم اقتصادی‌بودن و ساده‌تربودن ساخت آن، بسیار محدود گزارش شده است. به‌ویژه از آن رو که این پیکربندی نسبت به انحراف از محور جریان حساس‌تر است و خطای آن با افزایش سرعت جریان به‌طور مداوم افزایش می‌یابد. *گاس‌ویلر* و همکاران او در سوئیس [12] نشان داده‌اند که جای‌گذاری دقیق یک ترانسدیوسر مینیاتوری فشار در نوک یک پروب به‌طور قابل ملاحظه‌ای می‌تواند دقت اندازه‌گیری فشار را بهبود دهد. آنها همچنین آزمایش‌های تاییدکننده‌ای را برای اثبات این موضوع در جریان خروجی از کمپرسور جریان شعاعی به انجام رسانیده‌اند. همچنین جمشیدی و صنّعی‌نژاد [13] یک لوله پیتوی طراحی‌شده برای سرعت‌های مادون و گذر صوت را به‌صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار داده و گزارش نموده‌اند که اگرچه نسبت تغییرات فشار استاتیک و دینامیک به‌دست‌آمده از روش عددی و تجربی حدود ۱۶٪ با یکدیگر اختلاف دارند، لیکن بیشینه خطا در محاسبه عدد ماخ در روش تجربی ۴/۶٪ است که با افزایش ماخ جریان کاهش می‌یابد.

اما پژوهش حاضر می‌کوشد تا مشخصاً به این سؤال پاسخ دهد که اگر استفاده از سنسور سیم داغ (با قابلیت تحمل دمای بالاتر از ۵۰۰ درجه در سرعت‌های مادون صوت بالا) و یا پیتوهای گران‌قیمت میسر نباشد، آیا می‌توان برای سنجش سرعت جریان هوا در چنین شرایطی از سنجشگرهای فشار تجاری- که برای داده‌برداری در چنین سرعت‌هایی، کالیبراسیون خاصی روی آنها انجام نشده است- استفاده نمود و اگر چنین چیزی میسر است، خطای این سنجش سرعت در چه محدوده‌ای قرار دارد؟ ویژگی‌های اصلی پژوهش پیش‌رو این است که در آن اولاً از یک موتور میکروتوربوجت به‌عنوان ژنراتورگاز (تامین‌کننده جریان گاز دما و سرعت بالا) استفاده شده است و دوم اینکه برای سنجش سرعت جریان گاز، در کنار استفاده از دو عدد لوله پیتوی استاندارد تجاری با قطرهای متفاوت، از چهار عدد پروب فشار کل با ساختار ال‌شکل و میله‌ای استفاده شده است که اختصاصاً برای انجام آزمایش‌های مورد نظر در این پژوهش طراحی و ساخته شده‌اند (شکل ۱).



شکل ۱) لوله‌های پیتو و پروب‌های فشار استفاده‌شده در پژوهش حاضر

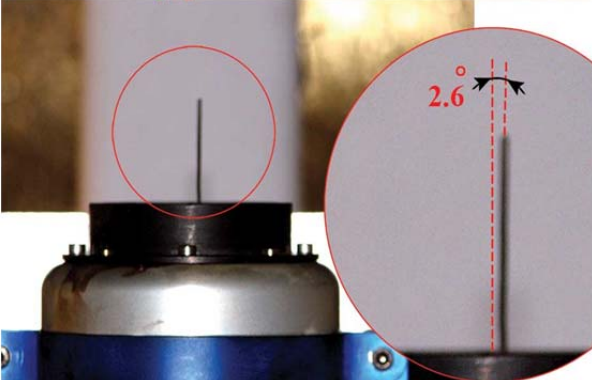
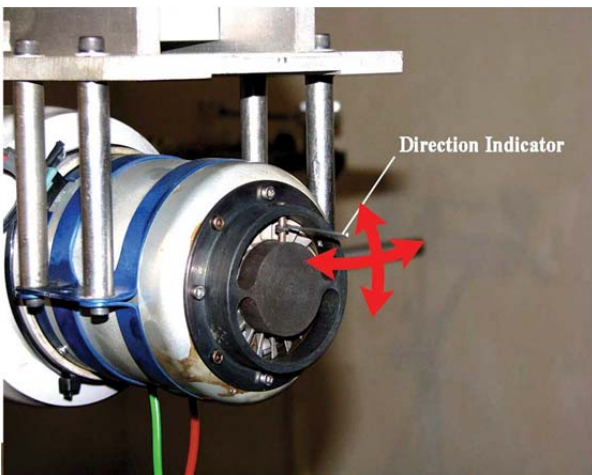
انحراف شعاعی جریان در همین دور کوچک‌تر مقدار انحراف در راستای مماسی و تقریباً برابر با ۱/۵ درجه است. بنابراین با اطمینان می‌توان گفت که مطابق مرجع [17]، زاویه انحراف جانبی گاز، کاملاً در محدوده مجاز اندازه‌گیری لوله‌های پیتو قرار دارد.

جدول ۱) مشخصات موتور میکروتوربوجت رن ۱۰۰

مشخصه	مقدار [16]	واحد [16]
قطر خارجی	۸۹	میلی‌متر
طول	۲۴۰	میلی‌متر
وزن	۱۰۲۰	گرم
بیشینه سرعت دوران	۱۶۰۰۰	دور بر دقیقه
بیشینه نیروی رانش	۱۰۰	نیوتن
بیشینه دمای گازهای خروجی	۶۰۰-۷۰۰	°C
بیشینه مصرف سوخت	۳۵۰	میلی‌لیتر بر دقیقه
بیشینه دبی هوای مکش شده	۲۵۰	گرم بر ثانیه



شکل ۲) موتور میکروتوربوجت رن ۱۰۰ و اجزای آن



شکل ۳) نازل آزمایشی و شاخص انحراف جریان در ۱۵۶۰۰۰ دور بر دقیقه

$$T = T_0 / \left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M^2\right) \quad (3)$$

و البته در رابطه ۳ نیز مقدار عدد ماخ، میانگین حسابی مقادیر ثبت‌شده آن در شعاع مجرای حلقوی نازل است. با دراختیارداشتن دمای استاتیک جریان، در صورت لزوم سرعت صوت و نیز سرعت گازهای داغ در مقطع مورد نظر به راحتی از روابط ۴ و ۵ قابل محاسبه است:

$$a = (\gamma RT)^{0.5} \quad (4)$$

$$V = Ma \quad (5)$$

از آنجایی که بیشینه نسبت اختلاط سوخت به هوای ورودی به ژنراتورگاز حدود ۲.۱% و دمای استاتیک گاز خروجی از توربین حداقل ۶۹۰°C بوده، از مشخصات ترمودینامیک هوا به عنوان سیال عامل استفاده شده است. اما دبی جرمی ژنراتورگاز را که مجموع دبی جرمی سوخت و هوای ورودی به آن است، با استفاده از تجهیزات موجود می‌توان با دقت بالایی مستقیماً اندازه‌گیری کرد و از آن به عنوان پارامتر صحت‌سنجی استفاده نمود. به این ترتیب و از آنجایی که دمای کل گازهای خروجی از توربین با دقت بسیار بالایی قابل اندازه‌گیری است، تفاوت میان دبی محاسبه‌شده از رابطه ۲ و دبی جرمی اندازه‌گیری‌شده، خطای سنجشگرهای فشار را نشان می‌دهد.

۳- تجهیزات مورد استفاده

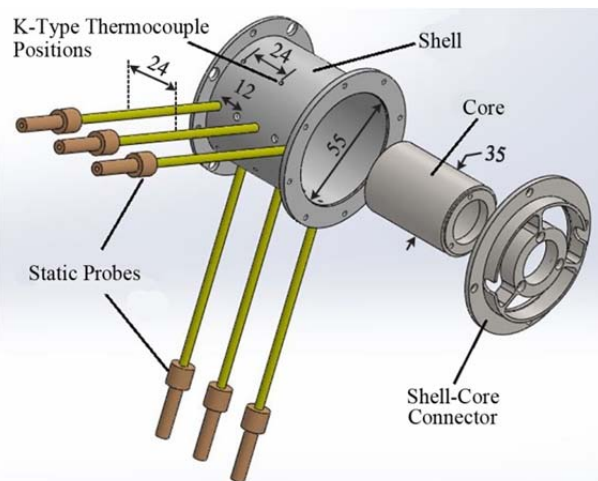
۳-۱- ژنراتورگاز

همان گونه که پیشتر ذکر شد، در سلسله آزمایش‌های انجام‌شده، از پیشرانه (موتور) میکروتوربوجت رن ۱۰۰ به عنوان ژنراتورگاز استفاده شده است (شکل ۲). مشخصات این پیشرانه در جدول ۱ قابل ملاحظه است [16]. موتور میکروتوربوجت مورد اشاره دارای یک مرحله کمپرسور شعاعی و یک مرحله توربین جریان محوری است و طبق اعلام کارخانه سازنده، حداکثر ماخ جریان خروجی از توربین آن در شرایط طراحی (محدوده سرعت دوران ۱۵۵ تا ۱۶۰ هزار دور) در بازه ۰/۷-۰/۶ ماخ قرار داشته و همچنین مولفه مماسی سرعت خروجی از توربین در این سرعت دوران ناچیز است. کلیه آزمایش‌های پژوهش حاضر نیز در این محدوده سرعت دوران انجام گرفته است. از آنجایی که دقت تاییدشده سنجشگرهای پیتوی مورد استفاده در این پژوهش هنگامی است که جریان عبورکننده از آنها حداکثر به میزان ۱۰ درجه از محور پیتو انحراف داشته باشد [17]، وجود مولفه مماسی در سرعت جریان خروجی از توربین اثری مستقیم بر صحت و دقت داده‌برداری‌های مورد نیاز است. در نتیجه و از آنجایی که نتایج آزمایشگاهی قابل استنادی بر اثبات کوچک‌بودن زاویه انحراف جریان خروجی از توربین در دسترس نبود، یک نازل آزمایشی ویژه طراحی و ساخته شد که به کمک آن یک سیم نازک فولادی با قطر یک و طول ۳۵ میلی‌متر در فاصله ۵ میلی‌متری از صفحه توربین قرار گرفته است که می‌تواند به صورت کاملاً آزادانه در جهات مماسی و شعاعی حرکت نماید. از این سیم به عنوان شاخص مناسب برای سنجش زاویه انحراف جریان گاز استفاده شد. شکل ۳ شاخص انحراف جریان را در دور ۱۵۶۰۰۰ و در میان گاز داغ خروجی از نازل نشان می‌دهد. به این ترتیب براساس آزمایش‌های انجام‌شده به کمک نازل فوق، حداکثر زاویه تمایل جانبی جریان خروجی از توربین در این دور حدود ۲/۶ درجه اندازه‌گیری شده است که این زاویه با افزایش دور و رسیدن آن به حداکثر مقدار مجاز (۱۶۰۰۰ دور) کاهش می‌یابد. همچنین زاویه

آزمایش با قابلیت اندازه‌گیری همزمان پارامترهای دبی جرمی سوخت و هوای ورودی به ژنراتورگاز، دمای کل، فشار کل و استاتیک جریان خروجی از آن و نیز نیروی تراست ایجاد شده و سرعت دوران ژنراتورگاز استفاده شده است (شکل ۵). در این سکوی آزمایش از دبی‌سنج‌های پره‌ای ساخت شرکت فرانسوی کیمو برای سنجش دبی هوای ورودی به ژنراتورگاز استفاده شده است و برای افزایش دقت اندازه‌گیری، دو عدد از این دبی‌سنج‌ها با اختلاف زاویه‌ای ۹۰ درجه و مطابق با الگوی پیشنهادی شرکت سازنده، در بالادست ژنراتورگاز و در کانالی با مقطع دایروی قرار داده شده‌اند (شکل ۶). کل هوای ورودی از طریق این کانال به ژنراتورگاز می‌رسد. مطابق اسناد فنی سازنده [18]. خطای اندازه‌گیری این دبی‌سنج‌ها در حالت به‌کارگیری ترکیبی (دوتایی)، حداکثر معادل ۳٪ دبی جریان عبوری است و این دبی از طریق ماژول دیجیتال کیمو به‌صورت لحظه‌ای نمایش داده می‌شود. همچنین دبی سوخت ورودی به ژنراتورگاز به‌وسیله یک عدد روتامترکالیبره شده به‌دقت اندازه‌گیری می‌شود. به این ترتیب، کل دبی خروجی از ژنراتورگاز معادل هوا و سوخت ورودی به آن است. در سکوی آزمایش استفاده شده، فشار کل جریان دما و سرعت بالای خروجی از توربین، به‌کمک سنجشگرهای لوله‌ای فشار کل اندازه‌گیری می‌شود. به این منظور از دو دسته سنجشگر بهره‌گیری می‌شود. دسته نخست شامل دو عدد لوله پیتوی استاندارد با پیکربندی ال‌شکل با نوک بیضی و با قطرهای خارجی ۳ و ۶ میلی‌متر ساخت شرکت کیمو است که قابلیت اتصال به فشارسنج‌های جیوه‌ای یا ماژول دیجیتال کیمو را دارند. طول قسمت سر این پیتوها (که در مسیر گازهای داغ قرار می‌گیرد) به‌ترتیب برای پیتوهای ۶ و ۳ میلی‌متری برابر با ۹۶ و ۴۸ میلی‌متر است. این پیتوها از نوع پیتواستاتیک بوده و دارای دو خروجی مجزای فشار کل و استاتیک‌اند. مطابق مشخصات فنی ارائه شده از سوی سازنده، هر دوی این پیتوها تا زاویه انحراف ۱ درجه از محور جریان، قابلیت داده‌برداری صحیح از فشار و سرعت جریان گاز عبوری را دارند و از آنجایی که زاویه انحراف جانبی جریان خروجی از توربین در شرایط کارکرد نامی به حداکثر ۲/۶ درجه می‌رسد. با اطمینان می‌توان گفت که این عامل، منبع خطای قابل‌اعتنایی در مقادیر ثبت شده توسط این پیتوها به شمار نمی‌رود. همچنین پیتوی ۳ میلی‌متری ساخت کیمو جزء ظریف‌ترین و نازک‌ترین پیتوهایی بوده که به‌صورت تجاری در دسترس است و در اختیار داشتن این پیتو به‌دلیل کوچک بودن مقیاس آزمایش‌های صورت گرفته (ناشی از ابعاد کوچک ژنراتورگاز) موضوعی حائز اهمیت است. دسته دوم سنجشگرهای فشار استفاده شده را چهار عدد پروب فشار کل تشکیل می‌دهند که از جنس استیل ۳۱۶ و اختصاصاً برای آزمایش‌های پژوهش حاضر طراحی و ساخته شده‌اند. در شکل ۱ هر پروب با سه عدد معرفی شده که به‌ترتیب عدد نخست طول قسمت بلند آن، عدد دوم طول قسمت کوتاه آن (قسمتی که درون جریان گاز قرار می‌گیرد) و عدد سوم، قطر خارجی آن است. همچنین قطر مجرای داخلی پروب‌های ۳ میلی‌متری برابر با ۲ میلی‌متر است. اما سومین پروب ال‌شکل، پروبی بسیار ظریف با قطر خارجی تنها ۲ میلی‌متر و قطر داخلی یک میلی‌متر است که تماماً با این ظرافت ساخته شده است تا به‌کمک آن بازه حرکتی بیشتری در راستای شعاع نازل حلقوی میسر باشد. طول قسمت سر این پروب ۶۸ میلی‌متر بوده و مساحت سوراخ داخلی آن تنها یک چهارم پروب‌های ۳ میلی‌متری است.

اما نمونه چهارم پروب‌ها با پیکربندی میله‌ای طراحی شده است. مشخصه ویژه این پروب میله‌ای، امکان استفاده از آن در نقاط

این نازل با پیکربندی کاملاً حلقوی، اختصاصاً برای انجام آزمایش‌های برنامه‌ریزی شده در این پژوهش طراحی و ساخته شده است. دو پوسته درونی و بیرونی این نازل که در انتها به‌کمک سه پره نازک به ضخامت ۲ میلی‌متر به یکدیگر متصل شده‌اند، به میزان ۱۰ میلی‌متر از یکدیگر فاصله دارند، طوری که پس از قرارگیری نازل در انتهای موتور، کاملاً در امتداد ریشه و نوک تیغه توربین قرار می‌گیرند و مجرای حلقوی با سطح مقطع ثابت ایجاد می‌کنند (شکل ۴). پوسته بیرونی این نازل دارای شش نقطه (پروپ) سنجش فشار استاتیک است که در دو ردیف سه‌تایی با فاصله محوری ۲۴ میلی‌متر و فاصله زاویه‌ای ۸۵ درجه از یکدیگر قرار گرفته‌اند. ساختار هر کدام از سنجشگرهای فشار استاتیک شامل یک لوله با قطرهای داخلی و خارجی به‌ترتیب ۲ و ۴ میلی‌متر و طول ۱۵۰ میلی‌متر از جنس استیل ۳۰۴ است که در انتهای آن بخشی به‌منظور اتصال به فشارسنج‌های جیوه‌ای ایجاد شده است و در مجموع ۶ عدد فشارسنج جیوه‌ای کالیبره شده از طریق شلنگ‌های سیلیکونی با قطر داخلی ۶ میلی‌متر، فشار استاتیک انتقال یافته از این پروب‌های استاتیک را اندازه‌گیری می‌نمایند. همچنین در ۹ نقطه از پوسته بیرونی، امکان اتصال ترموکوپل نوع کی به‌منظور سنجش دمای کل گازهای خروجی از توربین فراهم آمده است. این ۹ نقطه نیز که در سه ردیف ۳‌تایی با فاصله زاویه‌ای ۸۰ درجه و فاصله طولی ۲۴ میلی‌متر از یکدیگر قرار گرفته‌اند، به‌گونه‌ای تعبیه شده‌اند که در میان سنجشگرهای فشار استاتیک قرار گرفته و در هر کدام از این فواصل ۲۴ میلی‌متری، ۳ عدد از آنها وجود دارد. قسمت حساس (نوک) این ترموکوپل‌ها به میزان ۵ میلی‌متر وارد جریان گازهای داغ شده و دمای ثبت شده به‌وسیله آنها به‌کمک نشان‌دهنده‌های دیجیتال به‌صورت همزمان نمایش داده می‌شود. همچنین پوسته درونی نازل در انتهای نزدیک به صفحه توربین کاملاً مسدود است تا مانع فرار و نشتی ناخواسته گاز شود. همچنین جنس نازل از نوعی فولاد با قابلیت ماشین‌کاری خوب انتخاب شده است.



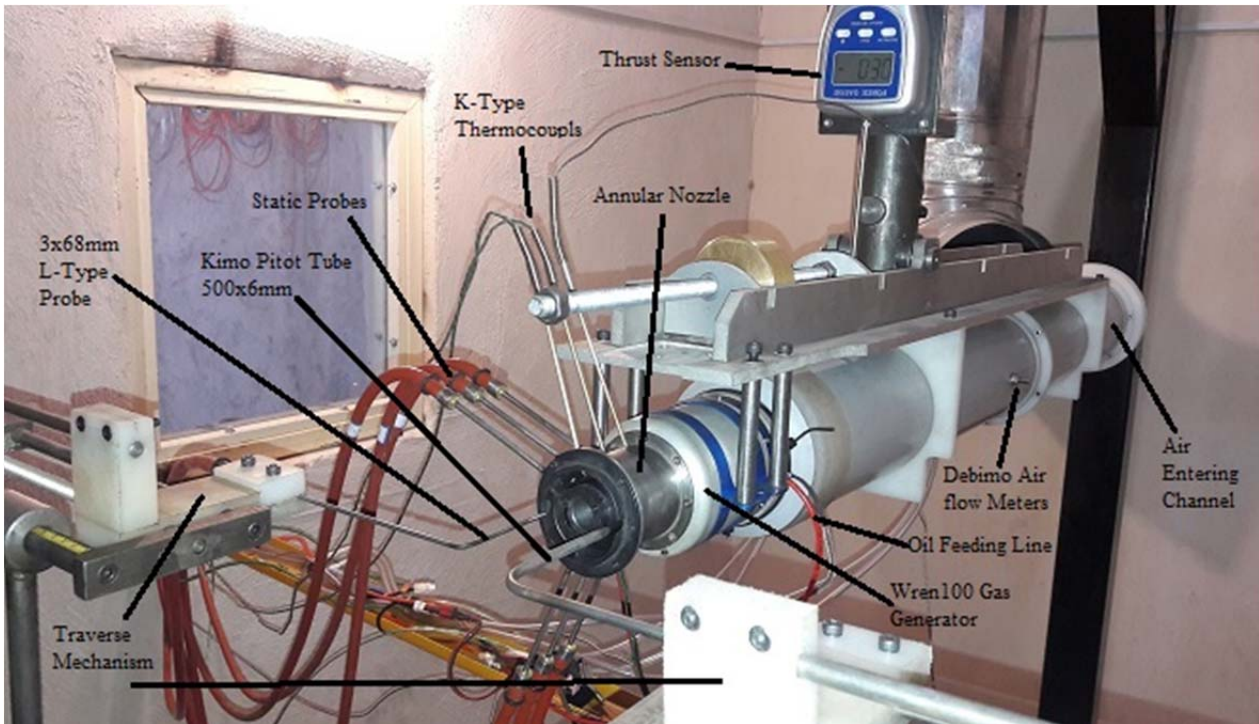
شکل ۴) مشخصات و اجزای نازل حلقوی

۳-۳- سکوی آزمایش

همان گونه که پیشتر گفته شد در همه آزمایش‌های انجام گرفته، پارامتر دبی جرمی به‌عنوان معیار صحت‌سنجی سرعت‌های اندازه‌گیری شده مد نظر بوده است. به همین دلیل و به‌منظور ثبت این پارامتر و نیز سایر داده‌برداری‌های مورد نیاز، از یک سکوی

ال‌شکل کوتاه را نشان می‌دهد. همچنین فشار کل ثبت‌شده به‌وسیله سنسورهای فشار کل و نیز لوله‌های پیتوی توضیح داده‌شده در بالا، در هنگام انجام آزمایش به‌وسیله دو عدد فشارسنج جیوه‌ای کالیبره‌شده با توانایی سنسجش فشار نسبی تا مقدار ۷/ بار اندازه‌گیری می‌شود.

است که به‌دلیل وجود موانع احتمالی، به‌وسیله پروب‌های ال‌شکل قابل دسترسی نیست. این پروب نیز همانند پروب‌های ۳ میلی‌متری، قطر خارجی ۳ و قطر درونی ۲ میلی‌متر دارد و در انتهای آن سوراخی به قطر ۱/۵ میلی‌متر برای سنسجش فشار کل ایجاد شده است. شکل ۷ جزئیات پروب میله‌ای و نیز پروب



شکل ۵) ژنراتور گاز به‌همراه نازل حلقوی و سایر تجهیزات داده‌برداری نصب‌شده روی سکوی آزمایش

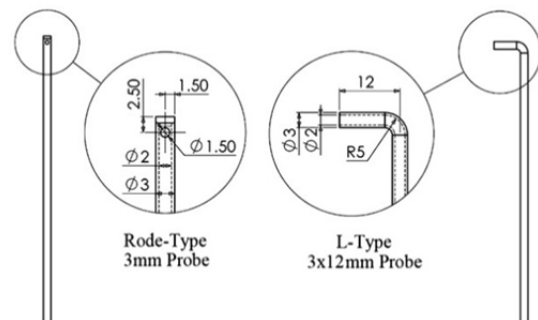
پروب‌های فشار کل و لوله‌های پیتو در موقعیت دقیق پیش‌بینی‌شده برای آنهاست. به این دلیل، از دو عدد مکانیزم حرکتی ویژه با توانایی تامین ۶ درجه آزادی حرکت برای این سنسجگرها استفاده شده است که اختصاصاً برای انجام این آزمایش‌ها طراحی و ساخته شده‌اند. این مکانیزم‌ها امکان قرارگیری نوک سنسجگر را در هر نقطه مورد نظر در فضا ایجاد می‌کند و به‌کمک آنها می‌توان به هر نقطه از فضای درون نازل حلقوی دسترسی داشت. دقت جابه‌جایی عملی این مکانیزم‌ها در جهات محوری و ارتفاعی برابر با ۰.۵ میلی‌متر و در جهت شعاع نازل حلقوی برابر با ۰.۲ میلی‌متر است (شکل ۸). به‌کمک این مکانیزم‌ها می‌توان دو سنسجگر فشار کل یا دو ترموکوپل نوع کی را در نقاط برنامه‌ریزی‌شده به‌کارگیری نمود.



شکل ۶) دی‌سنج‌های پره‌ای دیبیمو

۴- روش انجام آزمایش‌ها

گفتنی است که کلیه آزمایش‌های این پژوهش در محل آزمایشگاه یک شرکت تحقیقاتی (شرکت صنایع پیش‌رانه و هواگرد کرمان توربین) در کرمان انجام شده است. ارتفاع آزمایشگاه محل انجام این پژوهش از سطح دریای آزاد برابر با ۱۷۶۱ متر بوده و از این روی فشار محیطی در مدت انجام آزمایش‌ها (در اسفند) در محدوده ۸۲/۶ تا ۸۲/۹ کیلوپاسکال و دمای محیط در بازه ۱۴ تا ۱۹°C قرار داشته است. در این پژوهش مجموعاً ۳۷ آزمایش در مدت زمان قریب به ۱۰ روز به‌وسیله ۶ نوع سنسجگر شرح داده‌شده، در ۵ ایستگاه (موقعیت مکانی) از ابتدا تا انتهای نازل حلقوی انجام شده است. اما از آنجایی که در برخی از این آزمایش‌ها به دلایل بعضاً ناشناخته، نحوه عملکرد و پارامترهای کارکردی ژنراتور گاز از

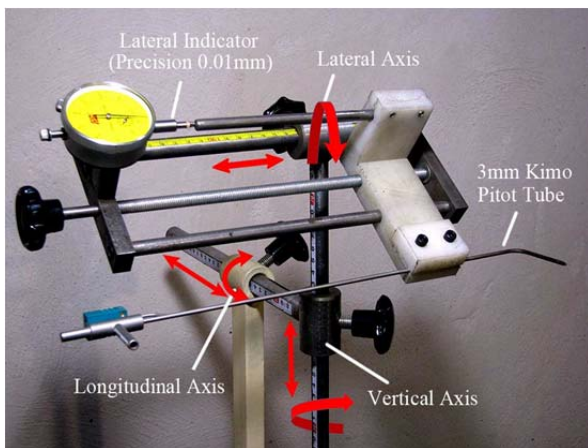


شکل ۷) جزئیات پروب 3x12 میلی‌متر ال‌شکل و پروب میله‌ای

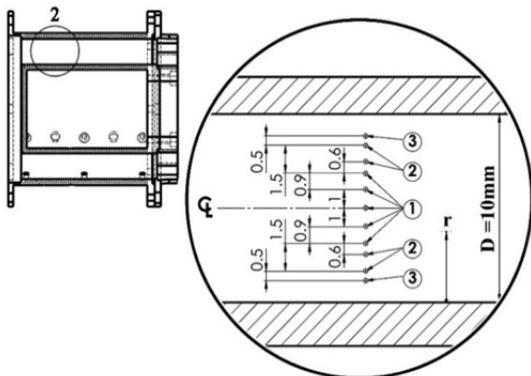
۳-۴- مکانیزم حرکت شش درجه آزادی

یکی از الزامات داده‌برداری صحیح از جریان گاز نازل، قراردادن

علاوه بر اینکه مکان هندسی نقاط مشترک داده‌برداری شده توسط کلیه سنجشگرها را نشان می‌دهد، به‌وضوح نشانگر بازه حرکتی هر نوع از آنها نیز هست. به‌عنوان مثال حداکثر بازه حرکتی پیتوی ۶ میلی‌متری ساخت کیمو به‌علت قطر نسبتاً زیاد آن در قیاس با عرض مجرای حلقوی و نیز به‌دلیل احتراز از تماس جداره این پیتو با پوسته نازل، برابر با ۳/۸ میلی‌متر است (نقاط شماره ۱). به همین ترتیب حداکثر بازه حرکتی ظریف‌ترین پروب موجود (پروب ۲ میلی‌متری) با شرط پرهیز از تماس با پوسته‌های نازل، برابر با ۷/۸ میلی‌متر بوده است که هم شامل نقاط شماره ۱ و هم شماره ۲ و هم شماره ۳ می‌شود. این مقدار معادل با ۷۸٪ عرض مجرای حلقوی است و از آنجایی که اندازه‌گیری مقادیر پارامترهای فشار کل و ماخ جریان در خارج از این محدوده (نقاط نزدیک دیواره‌ها) عملاً امکان‌پذیر نیست، مقادیر این پارامترها در این نقاط با استفاده از نتایج ثبت‌شده از محدوده عملکرد هر سنجشگر، برون‌یابی شده‌اند. این رویه برای همه سنجشگرها و در مورد تمام ایستگاه‌های داده‌برداری اعمال شده است.



شکل ۸) مکانیزم حرکت ۶ درجه آزادی



شکل ۹) نقاط داده‌برداری شده در امتداد شعاع نازل حلقوی در ایستگاه ۲

حالت نامی آن انحراف قابل ملاحظه‌ای داشته‌اند، نتایجی مبنا قرار گرفته‌اند که در آنها ژنراتورگاز، عملکردی بسیار مشابه و حتی یکسان داشته است. در این خصوص مقادیر ۴ پارامتر دبی جرمی هوای مصرفی، سوخت مصرفی ژنراتورگاز، سرعت دوران آن و نیز تراست تولیدشده توسط آن، مبنای قضاوت در مورد امکان‌پذیربودن مقایسه نتایج آزمایش‌ها بوده‌اند. بدین معنا که از مجموع آزمایش‌های انجام‌گرفته، نتایج آن دسته مورد استناد قرار گرفته که در آنها ۴ پارامتر فوق با دقت بالایی با یکدیگر برابر بوده است. در این سلسله آزمایش‌ها مهم‌ترین شاخص در نشان‌دادن اثر نوع سنجشگر بر داده‌برداری از جریان، پارامتر فشار کل بوده که مستقیماً توسط سنجشگرها ثبت شده است. همچنین به‌واسطه موقعیت‌های ۵ گانه داده‌برداری، اثر تغییر فاصله نیز بر داده‌های سنجش‌شده از صفحه توربین تا انتهای نازل مورد بررسی قرار گرفته است. در هرکدام از آزمایش‌های ۳۷ گانه انجام‌گرفته، رویه بدین صورت بوده است که ابتدا دو عدد از سنجشگرها به‌کمک مکانیزم‌های ۶ درجه آزادی، به‌طور همزمان در موقعیت‌های پیش‌بینی‌شده در درون نازل حلقوی قرار داده شده‌اند. سپس با روشن کردن ژنراتورگاز (موتور میکروتوربوچت رن ۱۰۰) شرایط کارکرد آن به شرایط طراحی (محدوده دوران ۱۵۹ تا ۱۶۰ هزار دور) رسانده شده است. در ادامه و مطابق با الگوی تعیین‌شده، این دو سنجشگر در عرض مجرای حلقوی جابه‌جا شده است و فشار کل جریان را ثبت نموده‌اند (شکل ۹).

به‌طور مثال در ایستگاه شماره یک که فاصله آن از صفحه توربین ۴ میلی‌متر است، ابتدا به‌کمک مکانیزم‌های حرکتی، به‌طور همزمان لوله پیتوی ۶ میلی‌متری و پروب ۳ میلی‌متری ساخته‌شده برای این آزمایش‌ها، در جریان قرار داده شده‌اند و با جاروب کردن عرض نازل حلقوی مطابق الگوی شکل ۹ فشار کل را ثبت نموده‌اند و سپس این کار به‌طور همزمان توسط پیتوی ۶ میلی‌متری و پروب ۲ میلی‌متری ساخته‌شده تکرار شده است. همین عمل سپس در مورد سایر ایستگاه‌های فهرست‌شده در جدول ۲ نیز به‌طور همزمان توسط همه سنجشگرهایی که در آن ایستگاه امکان داده‌برداری داشته‌اند، به‌صورت دو به دو انجام شده است. شکل ۹ به‌وضوح نشان می‌دهد که نحوه جاروب کردن عرض مجرای حلقوی نازل توسط هر سنجشگر به چه صورت بوده است. در این شکل نقاطی که با شماره ۱ مشخص شده‌اند، نقاطی هستند که امکان حضور تمامی انواع پروب و پیتوهای استفاده‌شده در آنها میسر بوده است. نقاطی که با شماره ۲ نشان داده شده‌اند، مکان هندسی حضور پیتوی ۳ میلی‌متری کیمو و پروب‌های ۲ و ۳ میلی‌متری و میله‌ای ساخته‌شده را مشخص می‌کنند و سر آخر نقاطی که شماره ۳ نشانگر آنهاست، نقاطی هستند که تنها به‌وسیله پروب ۲ میلی‌متری ساخته‌شده قابل دسترسی و داده‌برداری هستند. مهم‌ترین هدف از به‌کارگیری این الگوی حرکتی، امکان مقایسه نتایج ثبت‌شده به‌وسیله کلیه سنجشگرها اعم از پیتو و پروب بوده است و این الگو

جدول ۲) ایستگاه‌های داده‌برداری از جریان و تجهیزات استفاده‌شده در آنها

مشخصه ایستگاه	فاصله تا توربین ژنراتورگاز (میلی‌متر)	پیتو 300x3 کیمو	پیتو 500x6 کیمو	پروب 3x68 ال شکل	پروب 3x12 ال شکل	پروب 2x68 ال شکل	پروب میله‌ای	پروب استاتیک	ترموکوپل نوع کی
ایستگاه ۱	۴	-----	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
ایستگاه ۲	۱۶	✓	✓	✓	-----	✓	✓	-----	-----
ایستگاه ۳	۲۸	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
ایستگاه ۴	۴۰	✓	✓	✓	-----	✓	✓	-----	-----
ایستگاه ۵	۵۲	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

داده‌برداری با سایر سنجشگرها تفاوت محسوس‌تری را نشان می‌دهد و بیشینه اختلاف آن به ۲۵ میلی‌متر جیوه (۳/۳ کیلوپاسکال) کمتر از سایر سنجشگرها می‌رسد که این اختلاف در هنگام آزمایش همزمان پروب میله‌ای و پروب 3x68 و در ایستگاه ۱ ثبت شده است. این موضوع خود نتیجه‌ای جالب توجه است، چرا که پروب میله‌ای به این ترتیب میانگین فشار کل پایین‌تری را برای جریان در تمام ایستگاه‌ها ثبت کرده و این مساله سبب نزدیک‌تر بودن دبی اندازه‌گیری شده توسط آن به دبی سکو شده است. این موضوع از آنجا اهمیت دارد که شکل پروب میله‌ای سبب می‌شود که استفاده در آن در مناطقی که توسط بقیه سنجشگرهای فشار کل قابل دسترسی نیست، امکان‌پذیر باشد.

۲-۵- اثر قطر داخلی مجرای فشار

در میان سنجشگرهای مورد استفاده، پروب‌های ۲ و ۳ میلی‌متری ساخته شده به لحاظ ابعاد هندسی کاملاً با یکدیگر برابر هستند و تنها تفاوت آنها در قطر خارجی و نیز قطر مجرای داخلی آنهاست. اما نتایج حاصل شده از آزمایش‌های انجام‌گرفته نشان می‌دهند که علی‌رغم ۴ برابر بودن سطح مقطع مجرای داخلی پروب‌های ۳ میلی‌متری به نسبت پروب ۲ میلی‌متری، فشار کل ثبت شده توسط آنها در ایستگاه‌های ۵ گانه داده‌برداری نسبت به یکدیگر حداکثر به مقدار ۱۳ میلی‌متر جیوه (حدود ۱/۷ کیلوپاسکال) اختلاف دارد که موضوعی جالب توجه است. مساله فوق، عدم تاثیرگذاری زیاد قطر مجرای داخلی پروب را بر خوانش مقدار فشار کل نشان می‌دهد.

۳-۵- اثر طول حساسه سنجشگر

منظور از طول حساسه پروب بخشی از آن است که به واسطه شکل پروب در مسیر جریان قرار می‌گیرد. در مجموع سنجشگرهای مورد استفاده را می‌توان به ۵ دسته با طول حساسه ۹۶ میلی‌متر (پیتوی ۶ میلی‌متری کیمو)، ۶۸ میلی‌متر (پروب‌های ۲ و ۳ میلی‌متری ساخته شده)، ۴۸ میلی‌متر (پیتوی ۳ میلی‌متر کیمو)، ۱۲ میلی‌متر (پروب ال‌شکل کوتاه ساخته شده) و پروب میله‌ای که طول حساسه آن معادل با ضخامت آن (یعنی ۳ میلی‌متر) است، دسته‌بندی نمود. اما نتایج قابل مشاهده در نمودارهای ۵-۱ به وضوح عدم تاثیرپذیری قابل اعتنای فشار کل را از طول حساسه سنجشگر نشان می‌دهند. اگرچه این موضوع تا حدودی به دلیل یکسان بودن نسبت‌های ابعادی و نیز ضریب شکل در خصوص پیتوهای ۳ و ۶ میلی‌متری کیمو قابل انتظار است، اما اثبات آن در مورد پروب‌های ساخته شده در این پژوهش به ویژه اختلاف کمتر از یک کیلوپاسکال بین نتایج پروب‌های 3x68 و 3x12 موضوعی جالب توجه است.

۴-۵- اثر فاصله از صفحه توربین

یکی از مهم‌ترین نتایجی که از مجموعه آزمایش‌های انجام شده به دست آمده، افت قابل ملاحظه فشار سکون جریان با افزایش فاصله از صفحه توربین است، به گونه‌ای که فشار سکون ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه شماره ۵، حدود ۲۹٪ کمتر از فشار سکون ثبت شده در ایستگاه شماره ۱ است. نمودار ۶ به وضوح نتایج ثبت فشار کل جریان توسط پیتوی ۶ میلی‌متر کیمو، پروب ال‌شکل 3x68 و پروب میله‌ای را در ایستگاه‌های ۱ تا ۵ نشان می‌دهد. متناظر با این افت، فشار استاتیک نیز مابین ایستگاه‌های ۱ تا ۵ از حدود ۱۴۷ میلی‌متر جیوه (نسبی) به حدود ۶۵ میلی‌متر جیوه رسیده است. اما کاهش در فشار استاتیک را بدین صورت باید توجیه نمود که از آنجایی که جریان در کل نازل مادون صوت است، فشار استاتیک در صفحه خروج از نازل باید با فشار محیط برابر

همچنین به منظور پرهیز از هر گونه ناپایداری در داده‌های خوانش شده، هر سنجشگر فشار کل در هنگام جاروب کردن شعاع نازل حلقوی، به مدت ۱۵ ثانیه در نقاط پیش‌بینی شده برای آن (نقاط ۱ تا ۳) توقف داشته است. جدول ۲ چکیده‌ای از آزمایش‌های انجام شده و اینکه از چه نوع سنجشگری در چه ایستگاهی استفاده شده است را نشان می‌دهد. همچنین در این جدول ایستگاه‌های ثبت پارامترهای فشار استاتیک و دمای کل نیز به وضوح مشخص است. توضیح اینکه چنانچه به دلیل شکل و ابعاد سنجشگرها، داده‌برداری از فشار کل در موقعیت‌های منطبق بر نقاط ثبت فشار استاتیک و دمای کل امکان‌پذیر نباشد، پارامترهای فشار استاتیک و دمای کل در موقعیت حضور سنجشگر فشار کل با استفاده از داده‌های ثبت شده دو طرف آن میان‌یابی شده‌اند.

نکته حائز اهمیت دیگر این است که آزمایش‌های متعدد انجام شده نشان می‌دهند احتمالاً به دلیل مقیاس کوچک و فاصله کم میان دو پوسته نازل حلقوی، چنانچه این سنجشگرهای فشار کل (اعم از پیتو و پروب) کاملاً در امتداد شعاعی نقاط سنجش فشار استاتیک قرار گیرند، احتمالاً به دلیل برهم‌خوردن میدان و خطوط جریان، مقدار فشار استاتیک خوانده شده توسط پروب‌های استاتیک به صورت بسیار معنی‌داری بیشتر از فشار ثبت شده توسط آنها در حالت عدم حضور پروب فشار کل در مقابل آنهاست. این موضوع به ویژه در مورد پیتوی ۶ میلی‌متر ساخت کیمو که به دلیل ابعاد بزرگش در قیاس با عرض نازل حلقوی اغتشاش بیشتری در میدان و خطوط جریان ایجاد می‌نماید، بسیار مشهود است. دریافت و درک این موضوع اگرچه خود یکی از نتایج جالب آزمایش‌های انجام شده است، اما به دلیل تزامنی که در خوانش صحیح فشار استاتیک ایجاد می‌نماید، سبب شد تا موقعیت قرارگیری سنجشگرهای فشار کل به اندازه ۳۰ درجه در صفحه پروب استاتیک مربوطه تغییر داده شود. زیرا طبق آزمایش‌های صورت‌گرفته جابه‌جایی زاویه‌ای ۳۰ درجه‌ای نقطه حضور پروب کل نسبت به نقطه سنجش فشار استاتیک، اثر وجود پروب فشار کل را کاملاً از بین می‌برد و سبب پایداری و خوانش صحیح مقدار فشار استاتیک می‌شود. این موضوع در تمامی آزمایش‌ها اعمال شده است.

۵- نتایج حاصل از آزمایش‌ها و بحث

با توجه به آنچه پیشتر توضیح داده شد، نمودارهای ۵-۱ به ترتیب پروب‌های فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرهای مختلف را در ایستگاه‌های فهرست شده در جدول ۲ نشان می‌دهند. همچنین نتایج ناشی از سلسله آزمایش‌های انجام شده در ادامه دسته‌بندی و خلاصه شده است.

۱-۵- اثر قطر خارجی سنجشگرها

ضخیم‌ترین سنجشگر استفاده شده در آزمایش‌ها پیتوی ۶ میلی‌متری کیمو و نازک‌ترین آنها پروب ۲ میلی‌متری ساخته شده است و به واسطه این اختلاف قطر، هر کدام از سنجشگرهای فوق و نیز انواعی که قطر خارجی ۳ میلی‌متر دارند، دامنه حرکت متفاوتی داشته‌اند. اما نکته قابل توجه این است که در نقاط مشترک در هر ایستگاه، داده‌برداری همزمان به وسیله پیتوی ۶ و پروب ۲ میلی‌متری اختلاف قابل ملاحظه‌ای را در ثبت و اندازه‌گیری فشار کل جریان نشان نمی‌دهد. همین وضعیت در هنگام آزمایش همزمان پیتوی ۶ و ۳ میلی‌متری و نیز پیتو و پروب‌های ۳ میلی‌متر مشاهده شد که در قریب به اتفاق آنها تفاوت فشار کل ثبت شده کمتر از ۱۲ میلی‌متر جیوه (حدود ۱/۶ کیلوپاسکال) است. اما فشار کل ثبت شده به وسیله پروب میله‌ای در نقاط مشترک

سبب شده است که استفاده از روابط آیزنروویک برای محاسبه دبی در ایستگاه‌های مختلف نازل (به‌ویژه در ایستگاه‌های انتهایی که در معرض افت بیشتر دما و فشار سکون هستند)، نتایجی غیردقیق و همراه با خطا ایجاد نماید و این موضوعی است که عملاً اتفاق افتاده است.

جدول ۳) میانگین پارامترهای ثبت‌شده توسط پیتوی ۶ میلی‌متر کیمو در ایستگاه‌های ۱ تا ۵

پارامتر	شماره ایستگاه				
	۱	۲	۳	۴	۵
فشار کل (کیلوپاسکال)	۱۳۳/۲	۱۲۹/۲	۱۲۵/۱	۱۲۲/۴	۱۲۱/۰
فشار استاتیک (کیلوپاسکال)	۱۰۱/۶	۹۹/۵	۹۶/۳	۹۳/۶	۹۱/۴
دمای کل (°C)	۸۱۱/۴	۷۹۹/۸	۷۸۶/۸	۷۷۵/۳	۷۶۴/۱
اختلاف دبی (%)	-۷/۸۲	-۳/۶۴	-۰/۷۵	۰/۳۷	-۰/۳۱
ماخ	۰/۶۵	۰/۶۴	۰/۶۴	۰/۶۴	۰/۶۶
سرعت (متر بر ثانیه)	۴۰۳/۸	۳۹۵/۵	۳۹۳/۳	۳۹۵/۴	۴۰۲/۵

جدول ۴) میانگین پارامترهای ثبت‌شده توسط پروب 3x68 ال شکل در ایستگاه‌های ۱ تا ۵

پارامتر	شماره ایستگاه				
	۱	۲	۳	۴	۵
فشار کل (کیلوپاسکال)	۱۳۴/۳	۱۳۰/۳	۱۲۶/۴	۱۲۳/۳	۱۲۱/۹
فشار استاتیک (کیلوپاسکال)	۱۰۱/۸	۹۹/۶	۹۶/۴	۹۳/۹	۹۱/۴
دمای کل (°C)	۸۱۳/۲	۸۰۰/۷	۷۴۴/۴	۷۷۶/۲	۷۶۵/۳
اختلاف دبی (%)	-۹/۰۹	-۵/۹۹	-۳/۲۱	-۱/۴۲	-۲/۲۸
ماخ	۰/۶۵	۰/۶۵	۰/۶۵	۰/۶۵	۰/۶۷
سرعت (متر بر ثانیه)	۴۰۶/۳	۴۰۱/۸	۴۰۰/۹	۳۹۹/۵	۴۰۶/۸

جدول ۵) میانگین پارامترهای ثبت‌شده توسط پروب میله‌ای در ایستگاه‌های ۱ تا ۵

پارامتر	شماره ایستگاه				
	۱	۲	۳	۴	۵
فشار کل (کیلوپاسکال)	۱۳۱/۵	۱۲۷/۹	-	۱۲۱/۶	-
فشار استاتیک (کیلوپاسکال)	۱۰۱/۸	۹۹/۲	۹۶/۷	۹۳/۸	۹۱/۲
دمای کل (°C)	۸۱۳/۵	۸۰۰/۲	۷۸۷/۵	۷۷۶/۷	۷۶۵/۹
اختلاف دبی (%)	-۴/۴۰	-۲/۴۷	-	۱/۲۶	-
ماخ	۰/۶۳	۰/۶۳	-	۰/۶۴	-
سرعت (متر بر ثانیه)	۳۹۱/۴	۳۹۰/۹	-	۳۹۰/۴	-

۶- آنالیز خطا

۶-۱- خطای ناشی از موقعیت قرارگیری سنسگر

از آنجایی که دقت عملی مکانیزم حرکت‌دهنده پروب برابر با ۰/۰۲ میلی‌متر و شعاع مجرای حلقوی نازل ۱۰ میلی‌متر بوده، این دقت برابر با ۰/۲٪ شعاع مجرای حلقوی است. این مقدار به‌اندازه‌ای کم است که بتوان آن را نادیده گرفت. به‌طور مثال در موقعیت نامی $(R/D) = ۰/۵$ (نمودارهای ۹-۱ به‌جز نمودار ۶) موقعیت واقعی سنسگرها با توجه به خطای مکانیزم حرکت‌دهنده، در محدوده $(R/D) = ۰/۵۰۲ - ۰/۴۹۸$ بوده است.

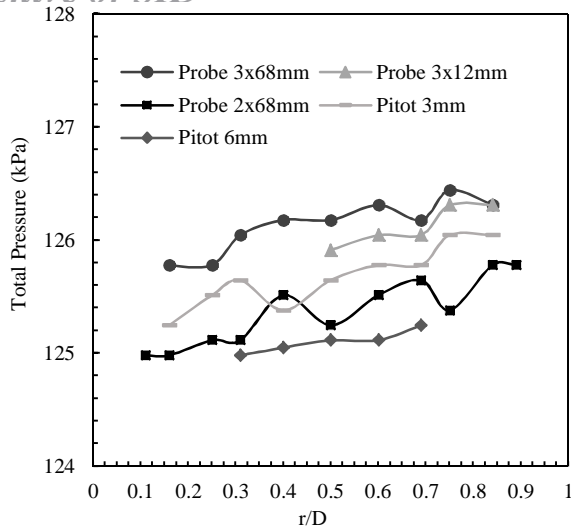
۶-۲- خطای ناشی از داده‌برداری

این گروه از خطاها خود به سه دسته خطای سنسگر، خطای فشارسنج و خطای خوانش قابل تقسیم هستند. در مورد خطای فشارسنج و خطای خوانش گفتنی است که دقت فشارسنج‌های کالیبره شده "یو" شکل متصل به سنسگرها برابر با یک میلی‌متر جیوه بوده که این مقدار برابر با فشار ۱۳۳ پاسکال است. همچنین از ستون جیوه در تمام آزمایش‌ها با استفاده از دوربینی با توان

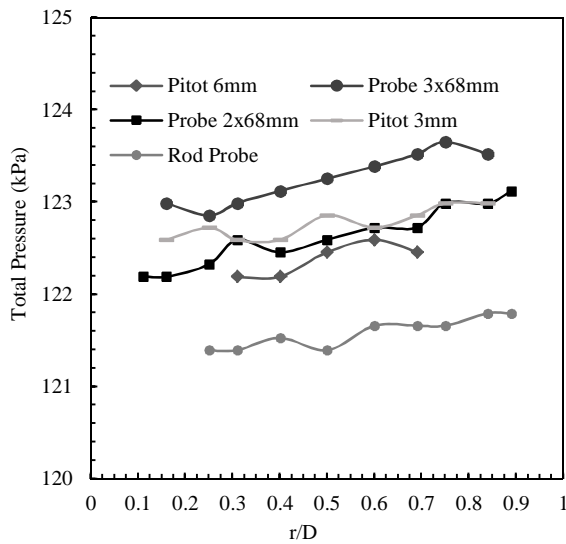
باشد و از این رو فشار استاتیک جریان با پیشروی آن در نازل به نحوی کاهش می‌یابد تا تطابق الزامی آن با فشار محیط در صفحه خروجی اتفاق بیفتد. اما افت قابل ملاحظه فشار سکون در طول نازل را می‌توان به‌کمک دلایل ذکرشده در فصل چهارم مرجع [19] تا حدود زیادی توجیه نمود. بر این اساس، وجود مقادیر حتی اندک مولفه سرعت جانبی در جریان ورودی به یک نازل یا دیفیوزر حلقوی، با ادامه حرکت جریان به سمت پایین دست تقویت شده و مکانیزم ورتکس به‌وجودآمده توسط آن سبب استهلاک فشار سکون می‌شود. از سوی دیگر مرجع [19] اذعان می‌دارد که تیغه‌های قرارداده‌شده در صفحه خروجی از یک توربین جریان محوری (که به آنها استرات نیز می‌گویند) که وظیفه آنها اتصال سازه‌ای پوسته‌های درونی و بیرونی نازل است، خود می‌توانند به‌عنوان یک عامل مفید در کاستن از مولفه جانبی جریان همزمان با حرکت آن به سمت پایین دست نازل کمک نمایند. اما در نازل حلقوی استفاده‌شده در این آزمایش‌ها به‌دلیل ابعاد کوچک و جلوگیری از اغتشاش احتمالی در میدان جریان، تیغه‌های نگهدارنده پوسته درونی در انتهای نازل قرار داده شده‌اند که این موضوع می‌تواند یکی از دلایل عدم استهلاک و بلکه زیاده‌تر شدن مولفه جانبی جریان باشد (شکل ۴).

جدول‌های ۳ تا ۵ که مربوط به سنسگرهای پیش‌گفته است، مقادیر پارامترهای اصلی ثبت‌شده توسط این سنسگرها را در ایستگاه‌های ۵ گانه فهرست‌شده در جدول ۲ نشان می‌دهند. اما از میان داده‌های فهرست‌شده در این جدول‌ها، علاوه بر مقادیر فشار کل و استاتیک - که به آن اشاره شد - روند تغییرات در دو پارامتر اختلاف دبی و دمای کل نیز جلب توجه می‌نماید. پارامتر اختلاف دبی عبارت از دبی اندازه‌گیری‌شده به‌وسیله دبی‌سنج‌های سکوی آزمایش منهای دبی محاسبه‌شده به‌کمک داده‌های ثبت‌شده از سنسگرها، تقسیم بر دبی اندازه‌گیری‌شده است. پارامتر اختلاف دبی در این جدول‌ها به‌صورت درصد بیان شده است و منفی شدن آن به‌معنای بیشتربودن دبی محاسباتی از دبی اندازه‌گیری‌شده است. این پارامتر از ایستگاه ۱ تا ۵ روندی کاهشی دارد. بدان دلیل که دبی محاسبه‌شده از داده‌های سنسگرها که در ایستگاه یک حداکثر ۹/۱٪ بیشتر از دبی سکو بوده است، در ایستگاه ۳ تقریباً با دبی سکو برابر شده و در ایستگاه ۴ حتی کمتر از دبی سکو شده است. هر چند که این روند صریح کاهشی بین ایستگاه‌های ۴ و ۵ به‌دلیل نامعلومی دچار اختلال شده و دبی محاسباتی ایستگاه ۵ را بیشتر از ایستگاه ۴ نشان می‌دهد، اما همچنان دبی محاسبه‌شده ایستگاه ۵ به نحو قابل توجهی از دبی ایستگاه ۱ کمتر است. از آنجایی که دبی سکو مقداری ثابت است، این موضوع نشان‌دهنده وجود یک عامل خطاست. این خطا را می‌توان تا حدود زیادی با توجه به روند تغییرات پارامترهای دما و فشار سکون توجیه نمود. مقدار تغییرات در دمای کل جریان که توسط ترموکوپل‌های نوع کا اندازه‌گیری شده است، بین ایستگاه‌های ۱ تا ۵ عددی در حدود ۴۸°C است که مقداری قابل ملاحظه به شمار می‌رود. این مقدار افت دمای سکون شاید در نگاه نخست مورد انتظار نباشد، اما باید توجه داشت که یکی از مشخصات و ویژگی‌های اصلی پیش‌رانه‌های میکروتوربوجت و کلاً میکروتوربین‌ها، افت قابل ملاحظه دما در اجزای آنهاست که دلیل اصلی آن نیز همین موضوع ابعاد کوچک در قیاس با حجم و میزان شار حرارتی تولیدی است که در نهایت سبب نشتنی حرارتی از اجزای آنها می‌شود [20]. این موضوع در کنار افت زیاد فشار سکون، نشان از انحراف شرایط حاکم بر گاز داغ عبورکننده از نازل حلقوی از شرایط ایده‌آل (آیزنروویک) داشته و

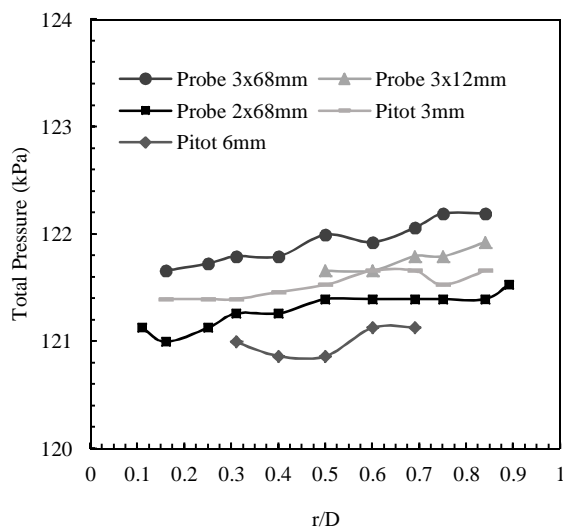
تفکیک ۱۳مگا پیکسل و از فاصله نزدیک عکس‌برداری شده که سبب می‌شود موقعیت آن حتی با دقت بیش از یک‌میلی‌متر نیز قابل خوانش باشد، در حالی که عملاً از همان دقت یک‌میلی‌متر استفاده شده است. اما در مورد خطای سنجشگر، به دلیل اهمیت بیشتر ایستگاه‌های شماره ۱ و ۲، هر کدام از سنجشگرها در این دو ایستگاه، ۲ بار مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. نتایج این داده‌برداری‌ها در نمودارهای ۱ و ۲ به صورت نمودار خطا درج شده است و خطوط توپُر میانگین مقادیر حاصل از دو آزمایش‌اند. همان گونه که قابل مشاهده است، بیشینه خطا مربوط به پیتوی ۶ میلی‌متری کیمو بوده که در آزمایش دوم خود نسبت به آزمایش اول، اختلاف فشاری معادل با ۹ میلی‌متر جیوه (۱۲۰۰ پاسکال) ایجاد نموده است. این مقدار در مورد دیگر سنجشگرها از ۶ میلی‌متر جیوه (۸۰۰ پاسکال) فراتر نرفته است.



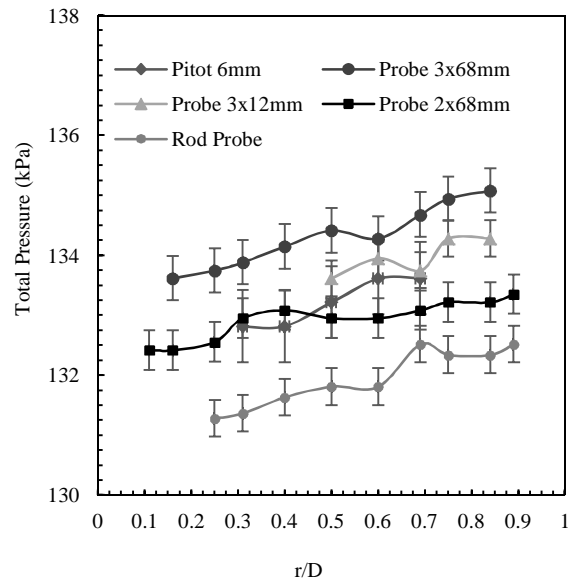
نمودار ۳) پروفیل فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه ۳



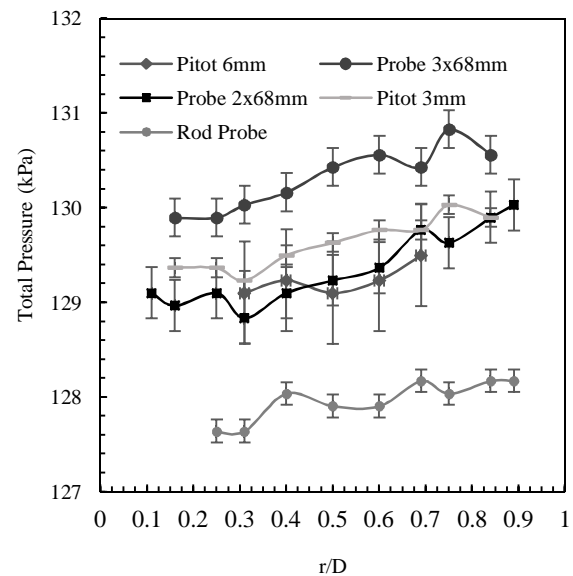
نمودار ۴) پروفیل فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه ۴



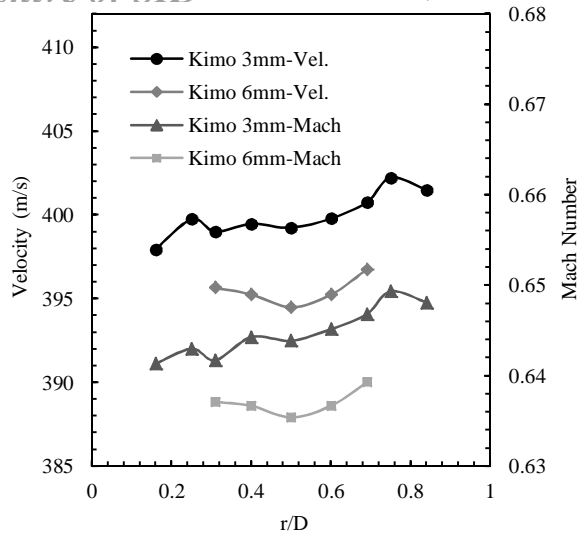
نمودار ۵) پروفیل فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه ۵



نمودار ۱) پروفیل فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه ۱



نمودار ۲) پروفیل فشار کل ثبت شده توسط سنجشگرها در ایستگاه ۲



نمودار ۹) پروفیل‌های سرعت و عدد ماخ پیتوهای ۳ و ۶ میلی‌متر در ایستگاه ۲

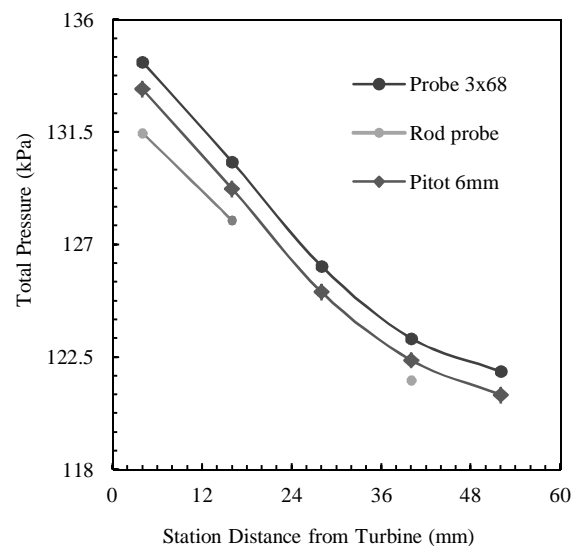
۷- روند منطقی نتایج

همان گونه که در نمودارهای ۵-۱ مشخص بوده، مقدار فشارهای کل ثبت شده توسط سنسگرها با حرکت از پوسته داخلی نازل حلقوی به سمت پوسته خارجی آن (معادل با حرکت از ریشه تا نوک تیغه توربین) به طور ملایمی افزایش یافته است. این موضوع می‌تواند شاهد مناسبی بر روند صحیح داده‌برداری‌ها باشد، زیرا اولاً همه سنسگرهای مورد استفاده همین روند را ثبت نموده‌اند و ثانیاً در توربین‌های جریان محوری که نسبت شعاع ریشه به نوک در آنها عددی کوچک است (مانند توربین ژنراتور گاز این پژوهش)، چنین موضوعی بسیار محتمل است. نمودارهای ۷ و ۸ که نشان‌دهنده پروفیل ثبت شده سرعت محوری و عدد ماخ جریان در ایستگاه‌های ۱ و ۲ در امتداد شعاع نازل حلقوی هستند، درک بهتر این موضوع را امکان‌پذیر نموده است و تغییر ملایم این دو پارامتر را با افزایش شعاع به وضوح نشان می‌دهند. همچنین نمودار ۹، پروفیل سرعت و عدد ماخ پیتوهای ۳ و ۶ میلی‌متری کیمو را در ایستگاه ۲ نشان می‌دهد. همچنین گفتنی است در کلیه آزمایش‌های انجام شده در ایستگاه‌های ۵ گانه، عدد رینولدز در بازه ۳۳۰۰۰ - ۳۱۰۰۰ قرار داشته است.

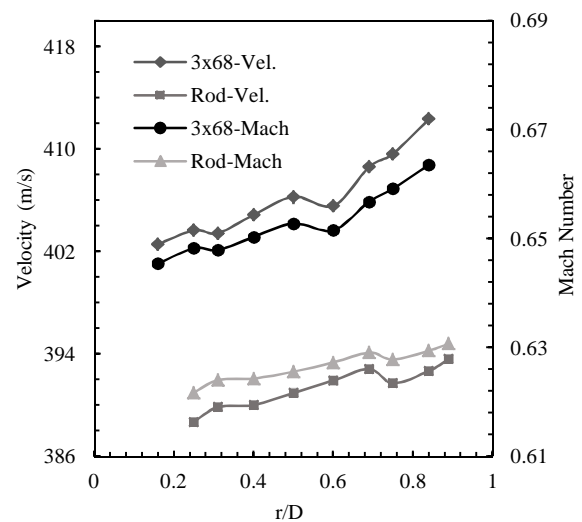
۸- نتیجه‌گیری

از مجموع آزمایش‌های انجام گرفته، نتایج زیر حاصل شده است:

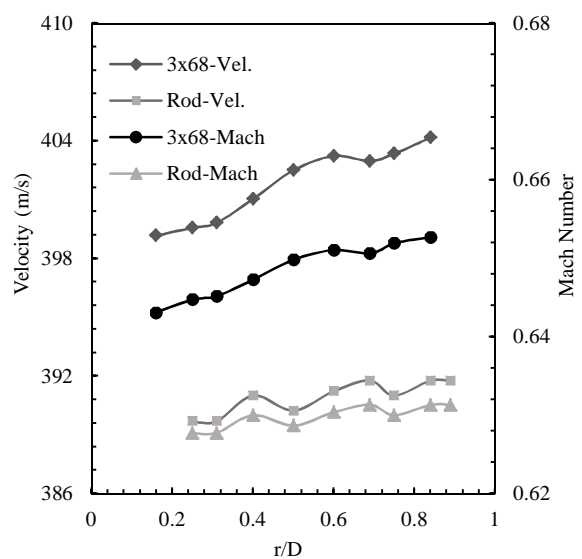
- ۱- علی‌رغم عدم کالیبراسیون سنسگرهای استفاده شده برای اندازه‌گیری دقیق پارامتر فشار کل در سرعت‌های مادون صوت بالا، خطای اندازه‌گیری این پارامتر براساس معیار صحت‌سنجی دبی جرمی سکو، حداکثر حدود ۹٪ و در محدوده دقت مهندسی است.
- ۲- بیشترین خطای ثبت شده در اندازه‌گیری دبی جرمی در ایستگاه شماره ۱ و مربوط به پروب ال شکل 3x68 بوده که به میزان ۹/۱٪ کمتر از دبی سکو بوده است. در همین ایستگاه، پروب میله‌ای با حد نصاب اختلاف دبی منفی ۴/۴٪ کمترین خطا را در ثبت دبی جرمی داشته که نشان‌دهنده اثر پیکربندی بر سنجش مقدار فشار کل است، چرا که همه سنسگرهای استفاده شده به جز پروب میله‌ای، پیکربندی ال شکل داشته است و اختلاف واضح و مشخصی میان نتایج پروب‌های ال شکل با پروب میله‌ای وجود دارد.



نمودار ۶) روند تغییرات فشار کل در طول نازل حلقوی



نمودار ۷) پروفیل‌های سرعت و عدد ماخ پروب 3x68 و میله‌ای در ایستگاه ۱



نمودار ۸) پروفیل‌های سرعت و عدد ماخ پروب 3x68 و میله‌ای در ایستگاه ۲

anemometry-systems/.

2- Dantec Dynamics. Miscellaneous-probes. Probes for hot-wire anemometry [Internet]. Skovlunde: Dantec Dynamics; 2017 [cited 2018, May, 12]. Available from: <https://www.dantecdynamics.com/products-and-services/miscellaneous-probes>.

3- Nagaiah NR, Krishnan V, Kapat JS, An L. A conceptual design of a polymer-derived ceramic hot-wire anemometer for gas turbine environment. Conference of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, June 6-9, 2005, Reno, Nevada, USA. New York: ASME; 2005. p. 639-645.

4- Bailey SCC, Hultmark M, Monty JP, Alfredsson PH, Chong MS, Duncan RD, et al. Obtaining accurate mean velocity measurements in high Reynolds number turbulent boundary layers using Pitot tubes. Journal of Fluid Mechanics. 2013;715:642-670.

5- Al-Doori G, Buttsworth DR. Pitot pressure measurements in a supersonic steam jet. Experimental Thermal and Fluid Science. 2014;58:56-61.

6- Crowley C, Shinder II, Moldover MR. The effect of turbulence on a multi-hole Pitot calibration. Flow Measurement and Instrumentation. 2013;33:106-109.

7- Kang W, Trang ND, Lee SH, Choi HM, Shim JS, Jang HS, et al. Experimental and numerical investigations of the factors affecting the S-type Pitot tube coefficients. Flow Measurement and Instrumentation. 2015;44:11-18.

8- Mc Keon BJ, Smits AJ. Static pressure correction in high Reynolds number fully developed turbulent pipe flow. Measurement Science and Technology. 2002;13(10):1608.

9- Massini M, Miller RJ, Hodson HP. A new intermittent aspirated probe for the measurement of stagnation quantities in high temperature gases. Journal of Turbomachinery. 2011;133(4):041022.

10- Vinod V, Chandran T, Padmakumar G, Rajan KK. Calibration of an averaging Pitot tube by numerical simulations. Flow Measurement and Instrumentation. 2012;24:26-28.

11- Arend DJ, Saunders JD. An experimental evaluation of the performance of two combination pitot pressure probes. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January 2009, Orlando, Florida. Reston VA: AIAA; 2009.

12- Gossweiler CR, Kupferschmied P, Gyarmathy G. On fast-response probes: Part 1 - technology, calibration, and application to turbomachinery. Journal of Turbomachinery. 1995;117(4):611-617.

13- Jamshidi R, Sanieinezhad M. Experimental and numerical calibration of a designed Pitot tube for subsonic and transonic regime. 10th Conference of Iranian Aerospace Society, Tarbiat Modares University. Tehran: Iranian Aerospace Society; 2011. [Persian]

14- Farokhi S. Aircraft propulsion. Chichester: John Wiley & Sons; 2014.

15- Turns SR. An introduction to combustion: Concepts and applications. New York: McGraw-Hill; 2000.

16- Turbine Solutions. Wren 100D Turbine [Internet]. Hampole: Turbine Solutions; 2018 [Cited 2018, February 3]. Available from: <http://www.turbinesolutions.co.uk/wren-100-turbine>.

17- Kimo Instruments. Type L Pitot tubes [Internet]. Blackpool: Kimo Instruments; 2018 [cited 2018, March 14]. Available from: <http://www.kimouk.com/pitot-tube/pitot-tube-l-type>.

18- Kimo Instruments. Debimo blades [Internet].

۳- قطر خارجی سنجشگرهای ال شکل، قطر داخلی و همچنین طول قسمت حساسه آنها کمتر از ۱۲ میلی‌متر جیوه (۱/۶ کیلوپاسکال) بر نتایج ثبت فشار کل اثر داشته است.

۴- پروب میله‌ای در همه ایستگاه‌هایی که مورد استفاده قرار گرفته، فشار کل پایین‌تری را ثبت نموده است. به نظر می‌رسد این پروب نسبت به انواع ال شکل و نیز پیتوهای استفاده شده، به دلیل عبور راحت‌تر جریان از بدنه استوانه‌ای آن، نقطه سکون ضعیف‌تری ایجاد می‌نماید. همچنین این مساله سبب شده است تا نتایج محاسبه دبی براساس داده‌های پروب میله‌ای به مقادیر اندازه‌گیری شده سکو نزدیک‌تر باشد.

۵- تغییر حدود ۱۲/۶ کیلوپاسکال در فشار سکون و حدود ۱۱ کیلوپاسکال در فشار استاتیک به همراه افت حدود ۴۸°C در دمای سکون در طول نازل حلقوی، نشان‌دهنده انحراف حالت جریان با حرکت به سمت انتهای نازل از شرایط آیزنتروپیک است. به این ترتیب چنانچه تنها مقادیر پارامترهای ثبت شده در ایستگاه ۱ را مبنای قضاوت قرار دهیم، باز هم دقت سنجشگرهای مورد استفاده در محدوده دقت مهندسی خواهد بود.

تشکر و قدردانی: نویسندگان لازم می‌دانند از حمایت و کمک‌های شرکت صنایع پیشرفته و هواگرد کرمان توربین در پشتیبانی تجهیزاتی و آزمایشگاهی از پژوهش حاضر تشکر و قدردانی نمایند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون به هیچ نشریه دیگری (داخلی یا خارجی) برای بررسی یا چاپ ارسال نشده است. همچنین محتویات علمی این مقاله حاصل فعالیت پژوهشی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار آن بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافی با سازمان‌ها یا اشخاص دیگر ندارد.

نویسندگان: فتح‌اله امی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۵۰٪)، حامد گلچین (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰٪).

منابع مالی: در این پژوهش، تامین تجهیزات و امکانات آزمایشگاهی از جانب شرکت کرمان توربین انجام گرفته و هزینه انجام آزمایش‌ها توسط نویسندگان تامین شده است.

۹- پی‌نوشت

a سرعت صوت (ms^{-1})

A سطح مقطع نازل (m^2)

\dot{m} دبی جرمی (kg/s)

M عدد ماخ

P فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)

P_0 فشار سکون ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)

T دما (کلوین)

T_0 دمای سکون (کلوین)

V سرعت (ms^{-1})

علامه یونانی

γ نسبت گرمای ویژه ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)

زیرنویس‌ها

0 شرایط سکون

منابع

1- TSI. TSI thermal anemometry probes [Internet]. Shoreview: TSI; 2013 [cited 2018, July, 14]. Available from: <https://www.tsi.com/products/fluid-mechanics-systems/thermal-anemometry-systems/thermal->

بررسی تجربی اثر کالیبراسیون پروپ بر اندازه‌گیری دبی جرمی و سرعت جریان هوای داغ در پروپ
at high-subsonic flow. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power. 2017;139(5):129-136.
20- Verstraete D, Bowkett C. Impact of heat transfer on the performance of micro gas turbines. Applied Energy. 2015;138:445-449.

Blackpool: Kimo Instruments; 2018 [cited 2018, March 14]. Available from: <http://www.kimouk.com/pitot-tube/Debimo-Averaging-Pitot>.
19- Asghar A, Stowe RA, Allan WDE, Alexander D. Entrance aspect ratio effect on S-Duct inlet performance