



مطالعه‌ی تجربی ضریب پسا و ساختار جریان یک مدل متقارن محوری و عوامل موثر بر آن، در تونل باد

سعید اسفنده¹، علی خراسانی صفار²، علی اکبر دهقان³، قنبرعلی شیخ زاده^{4*}، مهدی جمالی⁵

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

2- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

4- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

5- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

* کاشان، صندوق پستی 8731753153، sheikhz@kashanu.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 25 اردیبهشت 1395

پذیرش: 22 خرداد 1395

ارائه در سایت: 23 تیر 1395

کلید واژگان:

مدل متقارن محوری

دنباله

تونل باد

جریان سنج سیم داغ

ضریب پسا

پژوهش حاضر با هدف بررسی اثر پارمترهایی مانند نصب زبری پیش‌انداز، سرعت جریان آزاد، هندسه دماغه‌ی مدل (دماغه سابوف و دماغه استاندارد) و قرار گرفتن مدل در زوایای پیچ و یابو بر روی مقدار ضریب پسا صورت گرفته است. همچنین اثر هندسه پایه‌ی نگهدارنده‌ی مدل متقارن محوری در تونل باد بر ساختار جریان دنباله‌ی مدل و ضریب پسا در زوایای حمله صفر و 10 درجه مورد بررسی قرار گرفت. انتخاب فاصله‌ی داده برداری مناسب برای محاسبه ضریب پسا با در نظر گرفتن اثرات آشفتگی در یک بعد از دیگر مواردی است که در پژوهش حاضر مورد بررسی قرار گرفته است. داده برداری‌ها به وسیله یک جریان سنج سیم داغ یک بعدی و در تونل باد دانشگاه یزد صورت گرفته است. مطابق محاسبات صورت گرفته نصب زبری پیش‌انداز در تمامی موارد باعث افزایش ضریب پسا گردید. همچنین با افزایش سرعت جریان آزاد ضریب پسا کاهش یافت. قرار گرفتن مدل در زوایای حمله پیچ و یابو باعث افزایش ضریب پسا گردید. از میان دو دماغه مورد بررسی با هندسه‌های متفاوت، دماغه SUBBOF به عنوان دماغه‌ی مناسب انتخاب گردید. پایه نگهدارنده نوع NACA 0012-64 به عنوان مناسب ترین پایه نگهدارنده برای نصب مدل در زاویه حمله صفر درجه و پایه نگهدارنده نوع میله‌ای، به عنوان بهترین پایه نگهدارنده برای نصب مدل در زاویه حمله 10 درجه انتخاب گردید.

Experimental study on the drag coefficient and flow structure of an axially symmetric model and factors affecting it, in wind tunnel

Saeed Esfandeh¹, Ali Khorasani Saffar², Aliakbar Dehghan², Ghanbarali Sheikhzadeh^{1*}, Mahdi Jamali¹

1- Department of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, University of Yazd, Yazd, Iran

*P.O.B. 8731753153, Kashan, Iran, sheikhz@kashanu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 May 2016
Accepted 11 June 2016
Available Online 13 July 2016

Keywords:
axially symmetric model
wake
wind tunnel
hot wire
drag coefficient

ABSTRACT

The present study was done to evaluate the effect of parameters like trip strip installation, free stream velocity, geometry of model nose (SUBBOF nose and DRDC nose) and putting up model in pitch and yaw angle, on drag coefficient. Also, the effect of stand geometry of an axially symmetric model in wind tunnel on wake flow structure and drag coefficient in zero and ten degree angles of attack was investigated. Choosing the best distance behind the model for data acquisition in order to calculate drag coefficient under consideration of turbulence effects in one dimension is the other item investigated in present study. All experiments have been done in an open circuit wind tunnel at university of Yazd and data acquisitions has been done with a one dimensional hot wire. According to calculations, installation of trip strip enhanced drag coefficient in all cases. Also, drag coefficient decreased with increasing free stream velocity. Putting up the model in pitch and yaw angle of attack increased drag coefficient. Between two nose shapes that were tested, the SUBBOF nose shape was chosen as suitable nose. A stand with NACA0012-64 geometry and Rod stand were selected as the most appropriate stands for zero and 10 degree angles of attack.

1- مقدمه

این نشان از اهمیت بالا و غیر قابل انکار پژوهش‌های تجربی دارد.

از جمله هندسه‌های متقارن محوری می‌توان به وسایل زیرسطحی با بدنه‌ی خط جریانی و کشیده اشاره کرد. جریان سه بعدی ایجاد شده در

بسیاری از تحقیقاتی که به صورت عددی و نرم افزاری صورت می‌گیرند، برای تایید نتایج خود نیاز به مقایسه با پژوهش‌های آزمایشگاهی مشابه دارند که

پروانه را در تونل باد با استفاده از پراب‌های فشار (پیتوت استاتیک و پراب پنج حفره) بررسی کردند. در این پژوهش [5] از توزیع سرعت جریان سیال در ناحیه‌ی دنباله‌ی مدل (سه مولفه سرعت) جهت محاسبه نیروی پسا با استفاده از روش افت مومنوم استفاده شده است.

بهشتی و همکاران نیز [6] نیروی پسی وارد به یک مدل کشتی هوایی را در حوضچه کشش به صورت تجربی بررسی کردند. برای درک بیشتر ویژگی‌های آئرودینامیکی این مدل و توضیح نتایج نیرویی اخذ شده، مرئی سازی جریان با استفاده از پخش ذرات فلورسنت در میدان جریان و نور لیزر در دستور کار قرار گرفت. فیزیک جریان شامل جدایش‌های جریان، حالت گذار لایه مرزی و تداخل بدنه با قسمت‌های جانبی با استفاده از آزمایش‌های مرئی‌سازی بررسی شد.

جیمینز و همکاران [7] در تحقیقی میدان جریان پایین دست مدل زیردریایی استاندارد سابوف را (بدون ملحقات مانند سطوح کنترل) در اعداد رینولدز بالا و محدوده عدد رینولدز 1.1×10^6 تا 67×10^6 مورد بررسی قرار دادند. آزمایش‌های صورت گرفته در این پژوهش [7] در آزمایشگاه دینامیک گاز دانشگاه پرینستون، در یک تونل باد مدار بسته و در اعداد رینولدز بالا انجام شده است. بررسی میدان دنباله در فواصل مختلف از پشت مدل نشان داد که حضور پایه نگهدارنده باعث عدم تقارن جریان دنباله شده است.

جیمینز و همکاران در یک تحقیق دیگر [8] میدان دنباله همان مدل همراه با سطوح کنترل را مورد بررسی قرار دادند. نتایج جدید آن‌ها نشان داد که نصب سطوح کنترلی روی سطح مدل باعث ایجاد تغییرات شدید در منحنی‌های سرعت خارج از ناحیه دنباله می‌گردد و ناحیه پایین دست سطوح کنترل همراه با اغتشاش‌های شدید جریان بوده است.

آشوک و اسمیت [9] در تحقیق خود با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ دو بعدی در تونل باد، به مطالعه‌ی ناحیه دنباله‌ی یک مدل متقارن محوری با نام سابوف در عدد رینولدز 2.4×10^6 پرداختند. در این تحقیق [9] ساختار جریان ناحیه دنباله مدل زیردریایی در زوایای انحراف و حمله‌ی مختلف با استفاده از بردارها و توزیع سرعت در ناحیه دنباله مدل بررسی شد. نتایج این تحقیق نشان داد [9] که حضور پایه نگهدارنده و گردابه‌های جدایش جریان عرضی باعث ایجاد عدم تقارن دنباله مدل می‌شود.

سعیدی‌نژاد و همکاران [10] در پژوهشی تجربی مطالعاتی را بر روی ساختار گردابه‌های اطراف مدل زیرسطحی انجام دادند. در این تحقیق [10] با بهره‌گیری از روش مرئی‌سازی جریان دود توسط نور لیزر، در یک تونل عمودی ساختارهای گردابه‌ای اطراف مدل در زاویه حمله 40 درجه و در مقطع‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. آشکارسازی خطوط میدان تنش برشی بر روی سطح مدل با استفاده از روغن و رنگدانه در زوایای حمله بین 0 تا 30 درجه از دیگر موارد بررسی این تحقیق بود. در پژوهش سعیدی‌نژاد و همکاران [10] نحوه تشکیل و رشد گردابه‌های اولیه و ثانویه و همچنین مکان جدایش‌های اولیه و ثانویه در امتداد مدل نیز بررسی شده است.

همچنین دهقان منشادی و همکاران [11] در پژوهشی میدان دنباله جریان عبوری از روی یک مدل زیردریایی در تونل باد را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. این آزمایش‌ها در چهار صفحه متفاوت پایین‌دست مدل در موقعیت‌های 0.85 , 1 , 1.25 , 1.5 $\frac{X}{L}$ در عدد رینولدز 5.78×10^5 (براساس طول مدل) صورت پذیرفت و داده‌برداری‌ها به وسیله یک پراب پنج حفره انجام شد. در پژوهش مذکور [11] اثر عوامل مختلف مانند تغییر عدد رینولدز، نصب زبری پیش‌انداز روی سطح دماغه مدل به منظور هر چه

اطراف بدنه‌ی آنها دارای پیچیدگی‌هایی مانند ایجاد نقطه‌ی سکون و تشکیل لایه مرزی سه بعدی بوده و جدایی آن در طول یک سطح محدب می‌باشد. سه پارامتر مهم که باید در طراحی این گونه وسایل در نظر گرفته شوند، عبارتند از:

1- حداقل قدرت لازم برای حرکت

2 - پایداری و کنترل پذیری بالا

3- سطح نویز پایین

بر این اساس، مسئله‌ی طراحی وسایل زیرسطحی با نیروی پسی کم، حرکت پایدار و دارای کمترین نویز، موضوع خیلی از مطالعات در سال‌های گذشته بوده است و کارهای تحقیقاتی زیادی بر روی تغییر شکل بدنه‌ی وسایل زیرسطحی جهت کاهش نیروی پسا آنها انجام شده است. با توجه به اهمیت فیزیکی میدان جریان اطراف وسیله زیرسطحی، در ادامه به تاریخچه‌ی ای در زمینه‌ی بررسی تجربی میدان جریان اطراف مدل‌های متقارن محوری، انجام شده توسط محققین قبلی اشاره می‌شود.

هوانگ و لیو [1] با نصب مدل سابوف به همراه کلیه تعلقات بدنه در تونل باد، جریان محوری و میدان توزیع نسبت سرعت را در پشت مدل مورد مطالعه قرار دادند. اندازه‌گیری‌ها در محل پروانه و در صفحه‌ای به فاصله 0.7 شعاع زیردریایی با مقطع دایروی شکل صورت گرفت. شکل کلی این میدان جریان نشان داد که ملحقات بدنه بر روی ساختار توزیع سرعت تاثیر زیادی داشته و مسلماً بر روی کارایی پروانه و ضریب پسا تاثیرگذار خواهد بود.

لوید و کمپل [2] در پژوهشی بر روی یک جسم تقارن محوری نشان دادند که گرداب‌های فشار معکوس عرضی بر روی سطح مدل در زاویه حمله، سبب ایجاد جدایش لایه مرزی شده و این جدایش با گذر از روی جسم مورد بررسی و پیشروی به سمت انتهای بدنه تبدیل به دو گردابه عکس‌گرد می‌شود. گردابه‌ها با حرکت به سمت پایین دست، میدان و فضای بیشتری از سیال را تحت تاثیر قرار می‌دهند تا زمانی که این گردابه‌ها به محل میدان دنباله انتهای مدل می‌رسند و جریان دنباله‌ی مدل و ضریب پسی مدل از آن‌ها تاثیر خواهد پذیرفت.

فرخی و همکاران [3] تاثیر نصب مولدهای گردابه‌ی هوشمند روی سطح مدل زیردریایی را بر ضریب پسی این مدل، به صورت تجربی و در تونل باد مورد بررسی قرار دادند. در این مجموعه آزمایش‌ها از تکنیک مرئی‌سازی به وسیله روغن استفاده گردید. نتایج آزمایش‌های مرئی‌سازی روی بدنه مدل زیردریایی در زوایای پیچ مختلف نشان داد که مولدهای تولید کننده گردابه می‌توانند جدایش گردابه‌ای قوی در پشت برجک و ناحیه جدایش گردابه‌ای سه‌بعدی بزرگ در قسمت پاشنه زیردریایی روی بدنه را تضعیف کنند که مطابق بررسی آن‌ها [3] این امر موجب کاهش نیروی پسی مدل زیردریایی در زوایای حمله مختلف گردد.

پانتلاتوس و همکاران [4] نتایج پژوهش خود، روی یک جسم متقارن محوری با دماغه پهن را ارائه کردند. آن‌ها در زوایای حمله‌ی صفر تا 40 درجه، جریان حول جسم را به وسیله یک پراب هفت حفره بررسی کردند. مرئی‌سازی جریان جهت مشاهده جریان عبوری از روی سطح و محل‌های جدایش جریان از نتایج این پژوهش [4] بود. برای مرئی‌سازی از مایع کریستال و تیتانیم اکسید استفاده شد. نتایج پژوهش مذکور [4] نشان داد که هر چه میزان زاویه حمله بیشتر شود، جدایش عرضی در مکان‌های نزدیک‌تر به دماغه و با شدت بیشتری ایجاد می‌شود و نیروی پسا افزایش می‌یابد.

سورینارینا و همکاران [5] میدان دنباله یک مدل زیرسطحی دارای

زیرسطحی، استفاده شد.

2-1- مشخصات مدل‌های مورد بررسی در پژوهش حاضر

طراحی مدل متقارن محوری زیردریایی سابوف¹ توسط پژوهشکده‌ی دیوید تیلور انجام شد و آزمایش‌هایی توسط پژوهشکده‌ی مذکور بر روی این مدل صورت گرفت [14]. مدل دیگر مورد بررسی در این پژوهش، مدل زیردریایی استاندارد² است که توسط وزارت تحقیقات و توسعه کانادا طراحی شده است [15]. نسبت طول به قطر برای این مدل $\frac{L}{D} = 8.575$ می‌باشد. بدنه مدل‌های مذکور دارای سه قسمت دماغه، بدنه میانی و قسمت انتهایی (پاشنه) می‌باشد. تفاوت مدل‌ها فقط در شکل دماغه آن‌ها می‌باشد. طول مدل 229.1 میلی‌متر و بیشترین قطر آن 26.74 میلی‌متر می‌باشد. جنس³ مدل از فلز آلومینیوم است و هر سه بخش دماغه، بدنه و دم قابل جدا شدن بوده و با استفاده از حفره‌های نر و مادگی به هم متصل شده و با پیچ محکم می‌شوند. ساخت بخش‌های مختلف مدل توسط دستگاه‌های تراش CNC با دقت بالا انجام گرفته است. به منظور شبیه‌سازی بیشتر جریان اطراف مدل با جریان واقعی، یک سیم در نقش زبری پیش‌انداز (تریپ استریپ) از جنس سیم گیتار با ضخامت 0.55 میلی‌متر بر روی دماغه مدل و در موقعیت $\frac{X}{L} = 0.05$ نصب شد. در شکل 1 شمایی از هندسه مدل سابوف و استاندارد آمده است.

2-2- مشخصات تونل باد مدارباز

تمامی آزمایش‌ها در تونل باد دانشگاه یزد که از نوع مادون صوت مدارباز دمنده است، انجام شده است. قسمت‌های اصلی این تونل باد شامل یک فن سانتریفیوژ یک طرفه، دیفیوزر زاویه باز، اتاق آرامش، نازل و اتاق آزمون اول و دوم است. اتاق آزمون اول به انتهای نازل تونل باد وصل شده است. اتاق آزمون دوم نیز در امتداد اتاق آزمون اول و به انتهای آن وصل شده است. اتاق آزمون اول دارای پنجره‌هایی از جنس شیشه پلکسی شفاف است. دو عدد از این پنجره‌ها در طرفین اتاق آزمون برای دسترسی راحت به مدل و سنسور و یک پنجره با شیشه پلکسی متحرک در بالا برای ورود پراب جریان سنج سیم داغ به داخل اتاق آزمون استفاده می‌شود تا سیستم انتقال پراب بتواند به راحتی پراب را در نقاط مختلف اتاق آزمون انتقال دهد. در شکل 2 نمایی از تونل باد نشان داده شده است.

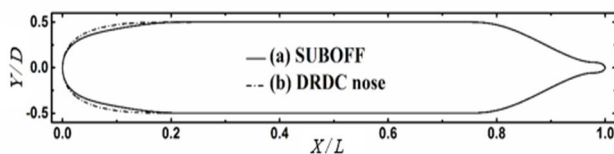


Fig. 1 schematic of SUBOFF axially symmetric model

شکل 1 شماتیک مدل متقارن محوری سابوف



Fig. 2 view of open circuit wind tunnel

شکل 2 نمایی از تونل باد مدارباز

شبیه‌تر کردن جریان اطراف مدل به ساختار جریان اطراف نمونه‌ی اصلی، نصب قسمت‌های اضافه روی مدل و تغییر شکل دماغه، بر روی میدان جریان دنباله بررسی گردید.

سعیدی نژاد و همکاران [12] در پژوهشی دیگر به مطالعه تجربی مشخصه‌های هیدرودینامیکی یک وسیله‌ی زیرسطحی با دماغه غیرمتقارن محوری در زاویه‌ی حمله پیچ پرداختند. تمامی ملحقات وسیله‌ی زیرسطحی در پژوهش آن‌ها بر روی مدل نصب گردید. آن‌ها آزمایشات خود را در زوایای حمله بین 10- تا 27 درجه انجام دادند و اثرات زاویه حمله مدل را بر روی ضریب پسا مورد بررسی قرار دادند. افزایش پیوسته ضریب پسا و ضریب لیفت با افزایش زاویه حمله از نتایج محققان در این آزمایش بود. آن‌ها همچنین اثرات تغییر عدد رینولدز در بازه‌ی 4.7×10^6 تا 8×10^6 بر روی ضریب پسا را مورد بررسی قرار دادند. سعیدی و همکاران عدد رینولدز 5.9×10^6 را به عنوان عدد رینولدز بحرانی معرفی کردند. آن‌ها با تغییر عدد رینولدز از 4.7×10^6 تا 5.9×10^6 افزایش ضریب پسا را مشاهده کردند و از رینولدز 5.9×10^6 به بالا میل کردن ضریب پسا به یک مقدار مشخص را مشاهده کردند.

همچنین جوادی و همکاران [13] در حوضچه کشش مطالعاتی را بر روی حرکت سطحی یک وسیله‌ی زیرسطحی صورت دادند. آن‌ها با هدف بررسی رفتار جریان سیال و محاسبات ضریب پسا در اطراف یک مدل زیرسطحی با شکل دماغه‌های مختلف (استاندارد و تانگو) آزمایشات خود را صورت دادند. آن‌ها اثر تغییر عدد فرود و شکل دماغه مدل را به صورت همزمان بر ضریب پسا بررسی کردند. آن‌ها مشاهده کردند که در بازه‌ی اعداد فرود مورد بررسی ضریب درگ مدل با دماغه‌ی استاندارد بیشتر از ضریب پسای مدل با دماغه‌ی تانگو است.

با توجه به تاریخچه بیان شده یکی از پارامترهای مهم در کارکرد بهینه و مناسب مدل‌های متقارن محوری از جمله زیردریایی‌ها، ساختار جریان در ناحیه دنباله‌ی مدل و مقدار ضریب پسا است. آگاهی از شکل کلی جریان دنباله‌ی مدل‌های متقارن محوری مانند زیردریایی‌ها، قبل از ساخت نمونه اصلی یکی از نیازهای روز صنعت زیرسطحی کشور به شمار می‌رود. ساختار این دنباله اثر فراوانی بر روی کارکرد پروانه، سطح نویز، ارتعاشات سیستم پروانه و قسمت‌های جانبی آن و نیز تاثیر زیادی بر روی مقدار ضریب پسای وسیله زیرسطحی دارد.

بررسی و انتخاب بهترین نوع پایه نگهدارنده برای نصب مدل متقارن محوری در تونل باد به منظور دستیابی به کمترین تاثیر پایه‌ی نگهدارنده بر ساختار میدان دنباله، انتخاب بهترین فاصله‌ی صفحه‌ی داده برداری برای محاسبه ضریب پسا به روش اختلاف مومنوم، بررسی اثرات هندسه‌ی دماغه، اثر نصب زبری پیش‌انداز روی دماغه مدل، اثرات سرعت جریان آزاد و اثر قرار گرفتن مدل در زاویه‌های حمله پیچ و یاو بر ضریب پسا از مواردی است که در این پژوهش به وسیله‌ی جریان سنج سیم داغ مطالعه شده است. بررسی میزان اهمیت پارامتر آشفتگی بر مقادیر ضریب پسا نیز از مواردی است که در این پژوهش به آن پرداخته شده است.

2-2- تجهیزات آزمایشگاهی و روند انجام آزمایش

در پژوهش حاضر از تجهیزات آزمایشگاه آیرودینامیک دانشگاه یزد از قبیل تونل باد مادون صوت، مکانیزم انتقال دهنده پراب، جریان سنج سیم داغ با پراب یک‌بعدی، زبری مصنوعی، یک دماسنج معمولی و یک دماسنج الکترونیکی، تجهیزات نگهداری و انتقال دهنده مدل متقارن محوری

¹ SUBBOF

² DRDC

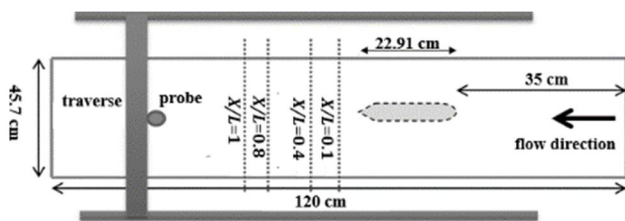


Fig. 3 schematic of model, probe and data acquisition sections positions (up view)

شکل 3 شماتیک از موقعیت مدا، براب و مقاطع داده‌ها، (دید از بالا)

2- پایه‌های نگهدارنده مناسب برای مدل در زاویه حمله غیر صفر در پژوهش حاضر از نگهدارنده‌های متفاوتی در زوایای حمله صفر و ده درجه برای نصب مدل استفاده گردید که هدف از این امر دستیابی به کمترین اثر حضور پایه‌ی نگهدارنده مدل در تونل باد، بر روی ساختار میدان دنباله وسیله‌ی زیرسطحی و همچنین دستیابی به کمترین اثرپذیری تقریب ضریب پسا از حضور پایه‌ی نگهدارنده بود. تصویری از نصب مدل سابوف به وسیله پایه نگهدارنده نوع صفحه‌ی تخت در زاویه حمله صفر در شکل 4 آمده است.

2-6- نحوه محاسبه یسا و ضریب یسا

برای محاسبه ضریب پسا با استفاده از روش اختلاف مومنوم به یک رابطه مناسب نیاز است. با استفاده از محاسباتی که ون دام [16] انجام داد در ابتدا یک حجم کنترل در نظر گرفته شد و S_1 سطح ورودی، S_2 سطح خروجی و S_{side} نیز سطح جانبی حجم کنترل معرفی شدند. قانون بقای مومنوم بیان می‌کند که نرخ خالص تغییر مومنوم سیال عبوری از یک حجم کنترل، برابر مجموع تمامی نیروهای خارجی است که به حجم کنترل اعمال می‌شوند. این قانون در فرمول 1 آمده است. مطابق نتایج پژوهش ون دام [16] فرمول 2 به عنوان فرمول محاسبه‌ی پسا حاصل گردید که البته برای محاسبه‌ی مقدار پسا و ضریب پسا در پژوهش حاضر تغییراتی روی آن اعمال می‌گردد. پارامتر A سطح جلوی جریان مدل است، که برابر با 0.0005613 m^2 می‌باشد. طبق تعریف ضریب پسا $C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 A}$ و معادله‌ی 2، رابطه‌ی 3 حاصل گردید. رابطه ضریب پسی از 3 به پارامتر $\int_A \left(\frac{P_{\infty} - P_{s,w}}{\rho U_{\infty}^2} \right) ds$ به عنوان پارامتر فشار



Fig. 4 model mounted on Plate type support in channel section

شکل 4 مدل نصب شده بر روی پایه‌ی نگهدارنده نوع صفحه‌ی تخت در مقطعی از کانال

2-3- جریان سنج سیم داغ با پراب یک بعدی و مکانیزم انتقال

دهنده

سطح آشفته‌گی جریان این تونل باد در حدود 0.25 درصد اندازه‌گیری شد. برای اندازه‌گیری سرعت از جریان‌سنج سیم داغ با پراب یک بعدی از نوع CTA با پاسخ فرکانسی بالاتر از 30 kHz استفاده گردید. جنس این سنسور از سیم تنگستن بدون روکش با قطر حدود $5\text{ }\mu\text{m}$ و طول 1.25mm است که مستقیماً به دو سر پایه‌های پراب جوش داده می‌شود. این سنسور یک بعدی فقط قادر به اندازه‌گیری سرعت و اغتشاشات جریان در راستای محور xها می‌باشد. برای اندازه‌گیری دما در تحقیق حاضر از یک دماسنج معمولی و یک دماسنج الکترونیکی از نوع NTC استفاده گردید که از دماسنج معمولی برای کالیبره کردن دماسنج الکترونیکی NTC استفاده می‌شود. اتصالات الکتریکی پراب جریان‌سنج سیم داغ و دماسنج الکترونیکی توسط کابل‌هایی خاص به دستگاه CTA متصل می‌شوند تا سرعت‌های اندازه‌گیری شده توسط جریان‌سنج سیم داغ نسبت به دمای جریان هوا اصلاح شوند.

برای استفاده از هر جریان سنج سیم داغ احتیاج به یک دستگاه CTA می‌باشد. به طور مثال برای استفاده از یک پراب یک بعدی مانند پراب پڑووش حاضر یک دستگاه CTA و برای پراب دو بعدی دو دستگاه و برای سه بعدی سه دستگاه مورد نیاز است. دستگاه CTA برای سرعت‌های مختلف، به وسیله تغییر ولتاژ و میزان جریان الکتریکی عبوری از سنسور، دمای سنسور را ثابت نگه می‌دارد. به منظور کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ احتیاج است که سرعت‌های واقعی توسط دستگاه‌های دیگر (نظیر لوله استاتیکی پیتوت در داخل تونل باد یا دستگاه کالیبراتور) خوانده شده و با ولتاژ بدست آمده توسط دستگاه جریان سنج سیم داغ در دستگاه CTA، معادله کالیبراسیون بدست آید.

2-4- موقعیت نصب مدل و جریان سنج در اتاق آزمون

تونل باد مورد استفاده در این تحقیق (تونل باد دانشگاه یزد)، دارای دو اتاق آزمون به طول 120 سانتی‌متر و مقطع مربع شکل به ابعاد 45.7×45.7 سانتی‌متر می‌باشد. محل نصب مدل و مکان داده‌برداری‌های جریان‌سنج سیم داغ در اتاق آزمون اول می‌باشد. موقعیت نصب مدل در فاصله 35 سانتی‌متری از ابتدای اتاق آزمون (انتهای نازل تونل باد) می‌باشد. در کلیه تست‌ها، مدل توسط پایه نگهدارنده در ارتفاع 10.5 سانتیمتری از کف اتاق آزمون قرار گرفت که با توجه به کوچک بودن لایه مرزی دیواره‌های اتاق آزمون، این ارتفاع، ارتفاع مناسبی است. همچنین داده‌برداری‌های سنسور به منظور بررسی ناحیه دنباله جریان پشت مدل، در فواصل $1, 0.8, 0.4, 0.1 \frac{X}{L}$ انجام پذیرفت. شکل 3 شماتیکی از اتاق آزمون و موقعیت مدل، پراب و نواحی داده‌برداری را نشان می‌دهد.

2-5- یایه‌های نگهدارنده

برای نصب مدل در تونل باد از پایهی نگهدارنده استفاده می‌شود. پایه نگهدارنده‌ای مناسب است که آئرو دینامیک بوده و کمترین تأثیر را روی جریان اطراف مدل و دنباله جریان بگذارد. همچنین محل قرارگیری پایه نگهدارنده روی مدل باید در مکانی باشد که گرادین فشار نامطلوب روی سطح وجود نداشته باشد، چرا که احتمال جدایی جریان افزایش پیدا می‌کند. در تحقیق حاضر پایه‌های نگهدارنده در دو دسته کلی مورد بررسی قرار می‌گیرند:

1- پیاپی‌های نگهدارنده مناسب برای مدل در زاویه حمله صفر

سرعت می‌باشند.

2-8- تکرارپذیری نتایج

در تحقیقات آزمایشگاهی و تجربی برای اطمینان از صحت نتایج و دستگاه‌ها و ابزار آزمایشگاهی، یک یا چند آزمایش مختلف را به صورت مکرر و در زمان‌های مختلف تکرار می‌کنند. در صورت یکسان بودن نتایج، می‌توان از سلامت دستگاه‌ها و روش انجام آزمایش‌ها اطمینان حاصل کرد. عواملی که در آزمایش‌های آئرودینامیک کنونی باعث ایجاد خطا در نتایج می‌شوند، ابزار آزمایشگاهی مانند: جریان‌سنج سیم داغ و متعلقات آن، دماسنج الکترونیکی، نرم‌افزار تحلیل داده‌ها و همچنین اشتباهات انسانی می‌باشند. از میان تست‌های انجام‌شده برای مدل متقارن محوری سابوف در زاویه حمله صفر و موقعیت $\frac{X}{L} = 0.8$ ، چند تست به صورت انتخابی تکرار شد که تکرارپذیری نتایج در جدول 2 آمده است. بر اساس جدول 2، نتایج آزمایش‌های انجام‌شده از تکرارپذیری مناسبی برخوردار است.

3- بررسی و تحلیل نتایج

3-1- انتخاب فاصله مناسب داده‌برداری از پشت مدل در ناحیه ویک

برای محاسبه ضریب پسا

در این بخش برای محاسبه ضریب پسا به روش اختلاف مومنتوم، از رابطه انتگرالی 7 که شامل دو ترم مومنتوم و تنش‌های رینولدز است، استفاده شده است. با توجه به رابطه ضریب پسا، فاصله مناسب داده‌برداری از پشت مدل در ناحیه ویک فواصل دورتر از $\frac{X}{L} = 0.7$ در نظر گرفته شد تا نادیده گرفتن ترم فشار در رابطه ضریب پسا ایجاد خطا نکند. L طول مدل زیرسطحی است که برابر 229.1 میلی‌متر می‌باشد و فواصل داده‌برداری از پشت مدل یعنی پارامتر X نسبت به این عدد بدون بعد می‌شوند. طی آزمایشی ضریب پسای مدل سابوف در چند فاصله نزدیک‌تر و دورتر از $\frac{X}{L} = 0.7$ از پشت مدل با احتساب دو ترم اختلاف مومنتوم و تنش‌های رینولدز اندازه‌گیری شده است. در جدول 3، مقادیر ضریب پسای کلی برحسب دو ترم تشکیل‌دهنده آن یعنی ضریب پسای مومنتوم یعنی C_{Dm} و ضریب پسا ناشی از تنش‌های رینولدز یعنی C_{Dr} و نتیجه‌ی کلی $C_D = C_{Dm} + C_{Dr}$ آمده است.

جدول 1 عدم قطعیت پارامترهای جریان

Table 1 The uncertainty of flow parameters

پارامترهای جریان	عدم قطعیت نسبی
ضریب پسا	$\frac{u(\text{Drag})}{\text{Drag}} = 10.4\%$
سرعت جریان آزاد (m/s)	$\frac{u(U_\infty)}{U_\infty} = 4.2\%$
سرعت (m/s)	$\frac{u(u)}{u} = 5.2\%$

جدول 2 تکرارپذیری نتایج مقدار ضریب پسای مدل سابوف مجهز به تریپ در رینولدز 3×10^5

Table 2 Drag coefficient repeatability of SUBOFF model with trip strip at $Re = 3 \times 10^5$

شماره آزمایش	C_D	مقدار میانگین C_D
1	0.1104	
2	0.1110	0.11046
3	0.1100	

استاتیکی، $\frac{2}{A} \iint_{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty}\right) ds$ به عنوان عبارت مومنتوم و $\frac{2}{A} \iint_{U_\infty} \frac{\bar{u}^2}{U_\infty^2} ds$ به عنوان تنش‌های رینولدز تشکیل شده است.

$$\sum \vec{F} = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{c.v} \rho V dv + \iint_{c.s} \rho V (\vec{V} \cdot \vec{n}) ds \quad (1)$$

$$D = \iint (P_\infty - P_{s,w}) ds + \iint (\rho U_\infty \bar{u} - \rho \bar{u}^2) ds - \iint \rho \bar{u}^2 ds \quad (2)$$

$$C_D = \frac{2}{A} \left[\iint \left(\frac{P_\infty - P_{s,w}}{\rho U_\infty^2} \right) ds + \frac{2}{A} \left[\iint \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty}\right) ds - \iint \frac{\bar{u}^2}{U_\infty^2} ds \right] \right] \quad (3)$$

اما اندازه‌گیری مقادیر فشار استاتیکی در ناحیه دنباله مدل با استفاده از لوله پیتوت تا حدودی مشکل و توأم با خطا است، چرا که در این ناحیه جریان مغشوش است. از این رو برای محاسبه‌ی مقادیر فشار استاتیکی در ناحیه دنباله مدل، از رابطه‌ی 4 که گلدس‌تاین در سال 1936 برای نواحی ویک سه بعدی ارائه داد، استفاده خواهد شد [17]. رابطه‌ی 5 نیز رابطه‌ی بین متوسط تنش‌های رینولدز با اختلاف فشار استاتیک بالادست و فشار استاتیک ناحیه دنباله است. با اعمال روابط 4 و 5 در رابطه 3، رابطه‌ی 6 نتیجه می‌شود.

$$p_\infty = p_{s,w} + q' \quad (4)$$

$$q' = \frac{1}{2} \rho (\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2) \quad (5)$$

$$C_D = \frac{2}{A} \iint \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty}\right) ds + \frac{1}{A} \iint \frac{\bar{v}^2 + \bar{w}^2 - \bar{u}^2}{U_\infty^2} ds \quad (6)$$

با توجه به اینکه جریان‌سنج سیم داغ موجود از نوع یک بعدی است، نمی‌توان مقادیر \bar{v}^2 و \bar{w}^2 را بدست آورد. بارلو و همکاران [18] طی تحقیقی که در سال 1999 انجام دادند به این نتیجه رسیدند که اگر اندازه‌گیری دنباله جسم در فاصله‌ی دورتر از 0.7 طول مدل انجام شود آنگاه $p_{s,w} = p_x$ ، در نتیجه ترم فشاری ضریب پسا صفر خواهد بود. البته در فواصل دور از پشت مدل نیز، مقادیر تنش‌های رینولدز به واسطه کاهش اغتشاشات جریان، ناچیز خواهند بود و می‌توان از این ترم‌ها نیز در محاسبه ضریب پسا صرف‌نظر کرد. اما به خاطر افزایش دقت در محاسبه ضریب پسا و بررسی اثر ترم تنش رینولدز بر مقدار ضریب پسا، از ترم تنش‌های رینولدز صرف‌نظر نشد. در نتیجه ساده‌سازی‌های بیان شده رابطه‌ی 3 به صورت رابطه‌ی 7 خواهد شد. رابطه‌ی 7 رابطه‌ای است که از آن برای محاسبه مقادیر ضریب پسا در این تحقیق استفاده شده است. فرضیات انجام‌شده در بدست آوردن رابطه 7 شامل پایدار بودن جریان، تراکم ناپذیر بودن جریان و برابر بودن فشارهای استاتیکی بالادست و پایین‌دست مدل (به واسطه داده‌برداری در فواصل دورتر از $\frac{X}{L} = 0.7$ می‌باشند. همچنین تنش‌های لزجی در مقایسه با تنش‌های رینولدز، ناچیزند و از آن‌ها صرف‌نظر شده است.

$$C_D = \frac{2}{A} \left[\iint \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty}\right) ds - \iint \frac{\bar{u}^2}{U_\infty^2} ds \right] \quad (7)$$

2-7- عدم قطعیت نتایج

با توجه به روابط مربوط به عدم قطعیت جریان‌سنج سیم داغ مقادیر عدم قطعیت نسبی پارامترهای مهم در جدول 1 آورده شده است. $u(\text{Drag})$ عدم قطعیت ضریب پسا، $u(U_\infty)$ عدم قطعیت سرعت جریان آزاد و $u(u)$ عدم قطعیت

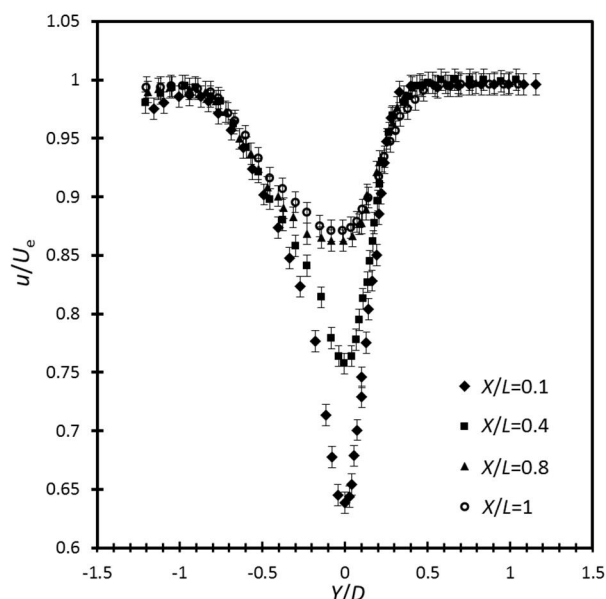


Fig. 5 Dimensionless velocity distribution of SUBBOF model in Y direction and at $Z=0$, at various distances of X directions, $Re= 3 \times 10^5$
 شکل 5 توزیع سرعت بدون بعد مدل سابوف در راستای Y ، در $Z=0$ و در فواصل مختلف از پشت مدل در جهت X ، رینولدز 3×10^5

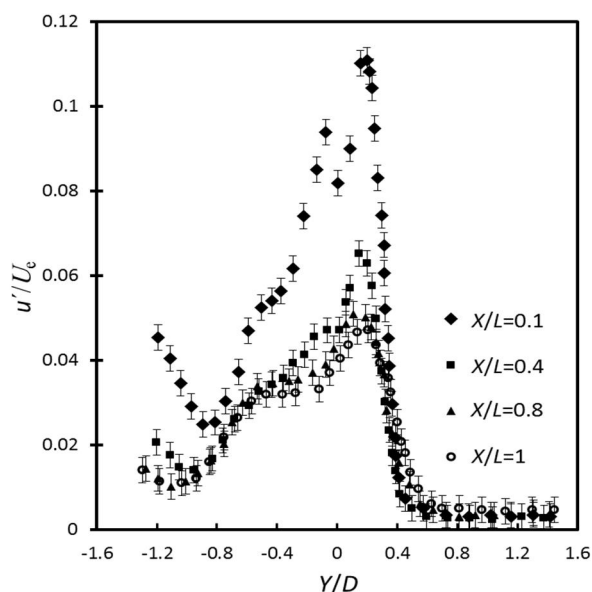


Fig. 6 Distribution of turbulence term of velocity of SUBBOF model in Y direction and $Z=0$, at various distances of X directions $Re= 3 \times 10^5$

شکل 6 توزیع ترم اغتشاشی سرعت مدل سابوف در راستای Y ، در $Z=0$ و در فواصل مختلف از پشت مدل در جهت X ، رینولدز 3×10^5

ترتیب افزایش مقدار $\frac{u}{U_\infty}$ و $\frac{u'}{U_\infty}$ با افزایش مقدار $\frac{Z}{D}$ مشاهده می‌گردد که این نشان از کاهش اثر حضور مدل بر جریان سیال در $\frac{Z}{D}$ های بزرگ‌تر در پشت مدل و رسیدن سرعت سیال به سرعت جریان آزاد دارد. در شکل‌های 10، 11 و 12 نیز به ترتیب توزیع نسبت سرعت بدون بعد برای پایه‌های نگهدارنده NACA66-021، صفحه‌ی تخت و میله‌ای آمده است که همین امر در مورد آن‌ها صدق می‌کند. جیمنز و همکاران [7] در تحقیق خود با استفاده از نمودار بدون بعد $\frac{(U_e - u)}{u_0}$ بر حسب $\frac{r}{l_0}$ برای دو راستای عمودی و افقی، تأثیر شکل

جدول 3 مقادیر ضریب پسا در فواصل مختلف پشت مدل سابوف در رینولدز 3×10^5

Table 3 Drag coefficient quantity at different distances behind SUBOFF model at $Re= 3 \times 10^5$

$\frac{X}{L}$	1	0.8	0.4	0.1
C_{Dm}	0.1105	0.1136	0.1189	0.1378
C_{Dr}	0.0030	0.0032	0.0031	0.0037
C_D	0.1075	0.1104	0.1158	0.1341

با توجه به جدول 3 مقادیر ضریب پسا در فواصل $\frac{X}{L}=0.4$ و $\frac{X}{L}=0.8$ و $\frac{X}{L}=1$ همخوانی خوبی دارند. اما مقدار ضریب پسا در $\frac{X}{L}=0.1$ قدری بزرگ‌تر از مقدار ضریب پسا در فواصل دیگر بوده که نمی‌تواند مقدار صحیحی باشد. از این آزمایش می‌توان فهمید، رابطه‌ی (7) برای فواصل خیلی نزدیک به مدل مانند $\frac{X}{L}=0.1$ معتبر نمی‌باشد. چرا که در فواصل نزدیک به مدل، ترم فشاری ضریب پسا که در رابطه‌ی (7) وجود ندارد، دارای اهمیت است. با توجه به نتایج بدست آمده از این بخش و طبق فرض موجود در رابطه‌ی (7) یعنی فرض استفاده از آن در فواصل دورتر از $\frac{X}{L}=0.7$ و از طرفی با توجه به اینکه در فواصل خیلی دورتر مانند $\frac{X}{L}=1$ دقت نتایج پایین‌تر و به دلیل بزرگ‌تر شدن ناحیه ویک، حجم داده‌برداری زیاد خواهد شد، فاصله مناسب برای بررسی ناحیه دنباله هم برای محاسبه ضریب پسا و هم برای بررسی کانته‌های سرعت و اغتشاشات ناحیه جریان دنباله، فاصله $\frac{X}{L}=0.8$ در نظر گرفته شد. شکل‌های 5 و 6 به ترتیب نمودارهای سرعت و اغتشاشات بدون بعد در راستای Y برای $Z=0$ در فواصل مختلف از پشت مدل سابوف در رینولدز 3×10^5 را نشان می‌دهند. همان‌گونه که در شکل‌های 5 و 6 مشاهده می‌شود با دور شدن از انتهای مدل، ابعاد ناحیه دنباله و ناحیه جریان سیال پشت مدل متأثر از حضور جسم، وسیع‌تر گردید و سرعت کمینه در مرکز ناحیه دنباله افزایش یافت و در مقابل میزان تنش‌های رینولدز و پارامترهای اغتشاشی کاهش یافتند. پارامتر U_e سرعت جریان آزاد در پشت مدل و u نیز سرعت در نقطه‌ی مورد بررسی می‌باشد. در شکل 7 نمودار تغییرات سرعت در ناحیه دنباله برای یک مدل سابوف در فواصل مختلف و برای رینولدز 1.1×10^6 توسط جان جیمنز و همکاران [9] ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که از نظر روند تغییرات و تا حدودی مقادیر، همخوانی خوبی بین نتایج شکل 5 و نتایج جیمنز و همکاران [9] در شکل 7 وجود دارد.

3-2- بررسی اثر هندسه نگهدارنده مدل بر ساختار دنباله جریان و

انتخاب نگهدارنده مناسب برای مدل در زاویه حمله صفر درجه

در این بخش از پژوهش مدل متقارن محوری با دماغه سابوف دارای زبری پیش‌انداز، بر روی چهار پایه‌ی نگهدارنده مختلف نصب گردید و ساختار دنباله آن‌ها در فاصله‌ی $\frac{X}{L}=0.8$ و در سرعت 20 m/s که معادل $Re=3 \times 10^5$ می‌باشد، بررسی گردید. این آزمایش‌ها به منظور انتخاب مناسب‌ترین نوع پایه‌ی نگهدارنده برای نصب مدل‌ها در زوایای حمله صفر، صورت گرفت. ارتفاع همه‌ی پایه‌های نگهدارنده 105 میلی‌متر می‌باشد. همچنین فاصله نوک مدل تا محل نصب پایه نگهدارنده میله‌ای 80mm است. دیگر مشخصات فیزیکی پایه‌های نگهدارنده مورد بررسی مطابق جدول 4 می‌باشد.

در شکل‌های 8 و 9 به ترتیب توزیع نسبت سرعت بدون بعد و توزیع مؤلفه‌ی آشفته‌گی سرعت در راستای X برای حالت نصب مدل بر روی پایه نگهدارنده NACA0012-64 نشان داده شده است. در شکل‌های 8 و 9، به

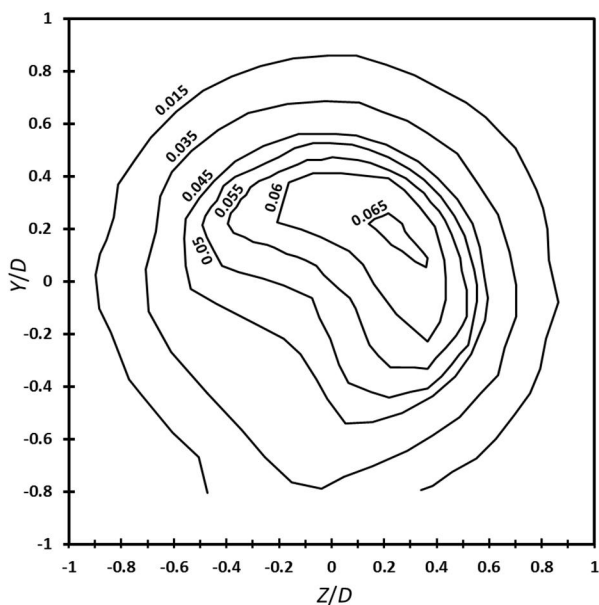


Fig. 9 turbulence term of velocity ratio distribution ($\frac{u'}{u_\infty}$), SUBBOF model, $\frac{X}{L}=0.8$, for NACA0012-64 stand model, zero degrees angle of attack

شکل 9 توزیع نسبت مؤلفه آشفتگی سرعت ($\frac{u'}{u_\infty}$) مدل سابوف، $\frac{X}{L}=0.8$ پایه‌ی نگهدارنده‌ی مدل از نوع NACA0012-64، زاویه‌ی حمله صفر درجه

پایه نگهدارنده بر توزیع سرعت ناحیه‌ی دنباله را بررسی کردند. پارامتر l_0 ، نصف ضخامت ناحیه‌ی ویک پشت مدل مورد بررسی جیمنز و همکاران می‌باشد. U_e سرعت جریان آزاد در پشت مدل و u_0 اختلاف بین U_e و سرعت تحت اثر حضور مدل و دقیقاً پشت مدل می‌باشد. u نیز سرعت در نقطه‌ی مورد بررسی می‌باشد. بر این اساس و با توجه به شباهت زیاد منحنی‌های توزیع نسبت سرعت در شکل‌های 8 الی 12، به منظور دستیابی به بهترین نوع پایه‌ی نگهدارنده در زاویه حمله صفر درجه، در پژوهش حاضر نیز با استفاده از این روش [7] به بررسی تأثیر پایه‌های نگهدارنده بر توزیع سرعت در ناحیه دنباله مدل متقارن محوری پرداخته شد. در این بخش نیز دنباله مدل به همراه زبری پیش‌انداز در فاصله‌ی $\frac{X}{L}=0.8$ پشت مدل و در سرعت 20 m/s که معادل $Re=3 \times 10^5$ می‌باشد، بررسی گردید. برای تحقیق حاضر توزیع سرعت عمودی، در راستای محور Y ‌ها و توزیع سرعت افقی، در راستای محور Z قرار دارد. مسلماً نمودار عمودی در قسمت Y ‌های منفی، متأثر از پایه نگهدارنده خواهد بود ولی نمودار افقی تحت تأثیر پایه نگهدارنده قرار ندارد. پس با الگو برداری از روش جیمنز و همکاران [7] برای هر یک از پایه‌های نگهدارنده که نمودار عمودی آن تشابه بیشتری با نمودار افقی داشته باشد، آن پایه نگهدارنده، پایه‌ی نگهدارنده بهتری خواهد بود و در واقع کمترین تأثیر را بر روی میدان جریان دنباله می‌گذارد. در شکل 13 نمودار بدون بعد $\frac{(U_e - u)}{u_0}$ بر حسب $\frac{Y}{l_0}$ برای مدل سابوف و برای دو جهت عمودی و افقی برای هر چهار نوع پایه نگهدارنده رسم شده است. از میان توزیع سرعت‌های رسم شده در شکل 13، شکل توزیع سرعت مربوط به پایه نگهدارنده NACA 0012-64 به دلیل داشتن بیشترین برهم‌نهی بین منحنی‌های توزیع سرعت در راستاهای افقی و عمودی، پایه نگهدارنده‌ی مناسب‌تری است. همچنین مقادیر ضریب پسا‌ی مدل متقارن محوری نصب‌شده بر روی چهار نوع پایه‌ی نگهدارنده مختلف، در جدول 5 آمده است.

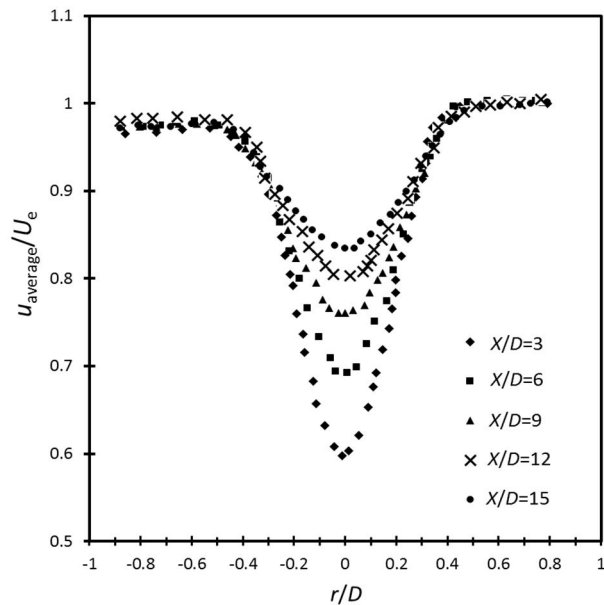


Fig. 7 Dimensionless average velocity distribution of SUBBOF model in r direction and at $Z=0$, at various distances of X directions, $Re=1.1 \times 10^6$ [9]

شکل 7 توزیع سرعت متوسط بدون بعد مدل سابوف در راستای r ، در $Z=0$ و در فواصل مختلف از پشت مدل در جهت X ، رینولدز 1.1×10^6 [9]

جدول 4 مشخصات هندسی پایه‌های نگهدارنده مدل در زاویه حمله صفر درجه

Table 4 geometrical characteristics of Model stands at zero degree angle of attack

جنس	قطر (mm)	ماکسیمم ضخامت (mm)	طول وتر (mm)	نوع پایه نگهدارنده
چوب	-	6	50	NACA 0012-64
چوب	-	10.5	50	NACA 66-021
فلز	-	2	50	صفحه‌ی تخت
فلز	5	-	-	میله‌ای

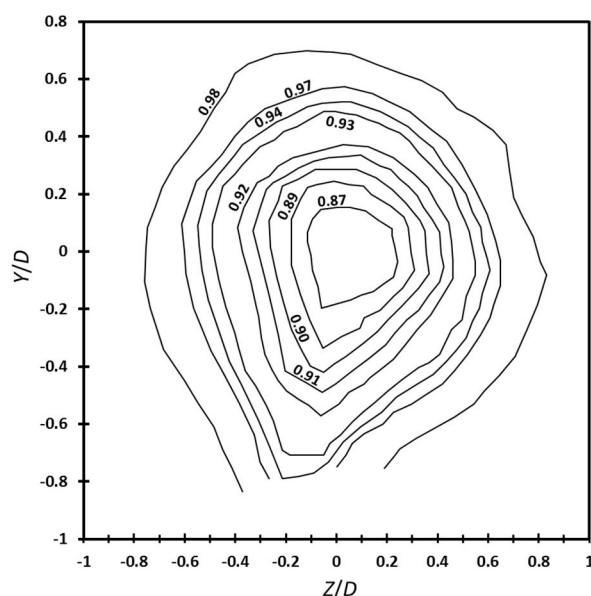


Fig. 8 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{X}{L}=0.8$, NACA0012-64 support model, zero degrees angle of attack

شکل 8 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_\infty}$)، $\frac{X}{L}=0.8$ پایه نگهدارنده مدل از نوع NACA0012-64، زاویه‌ی حمله صفر درجه

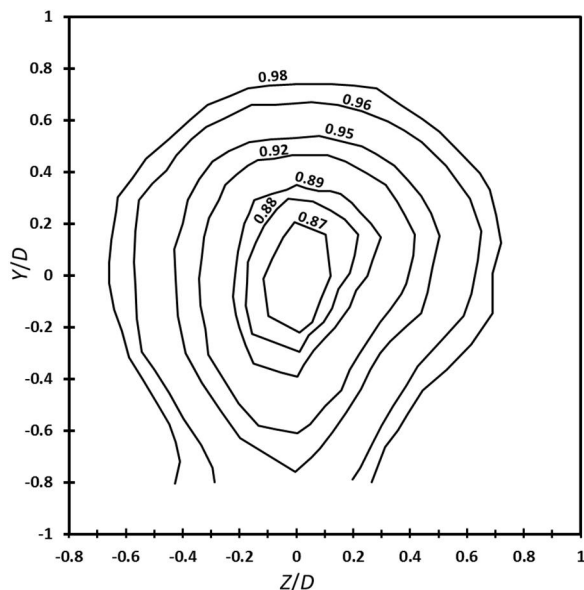


Fig. 12 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$, Rod support model, zero degrees angle of attack

شکل 12 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$, پایه نگهدارنده مدل از نوع میله‌ای، زاویه‌ی حمله صفر درجه

جدول 5 تغییرات ضریب پسای مدل سابوف در اثر تغییر نوع پایه‌ی نگهدارنده در رینولدز 3×10^5 ، زاویه حمله صفر درجه

Table 5 Drag coefficient changes of SUBBOF model because of changing support type, $Re=3 \times 10^5$, zero degrees angle of attack

نوع پایه‌ی نگهدارنده	ضریب پسا
مدل NACA 0012-64	0.1104
مدل NACA 66-021	0.1150
صفحه‌ی تخت	0.1132
میله‌ای	0.1123

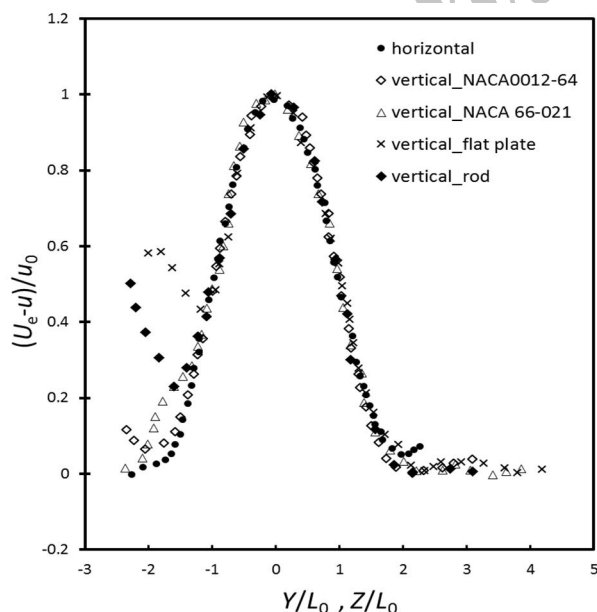


Fig. 13 velocity distribution in Z (horizontal) & Y direction (vertical), $\frac{x}{L}=0.8$, SUBBOF model, NACA 0012-64 support

شکل 13 توزیع سرعت در راستای Z (افقی) و Y (عمودی)، $\frac{x}{L}=0.8$ ، مدل سابوف، پایه‌ی نگهدارنده مدل NACA 0012-64

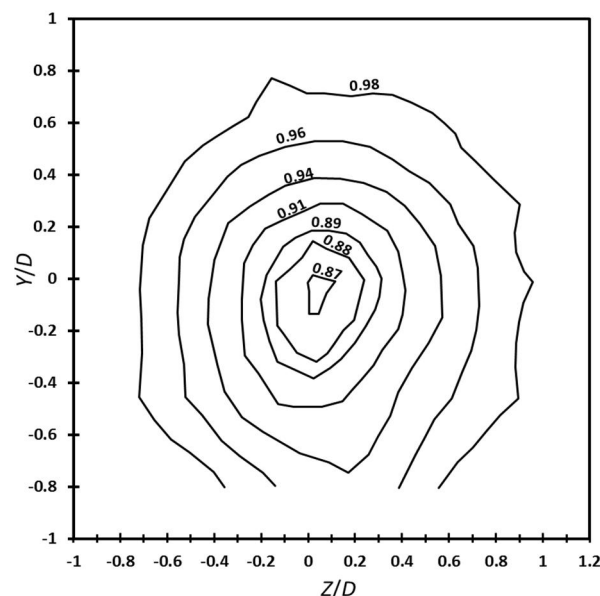


Fig.10 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$, NACA66-021 support model, zero degrees angle of attack

شکل 10 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$ ، پایه نگهدارنده مدل از نوع NACA66-021، زاویه‌ی حمله صفر درجه

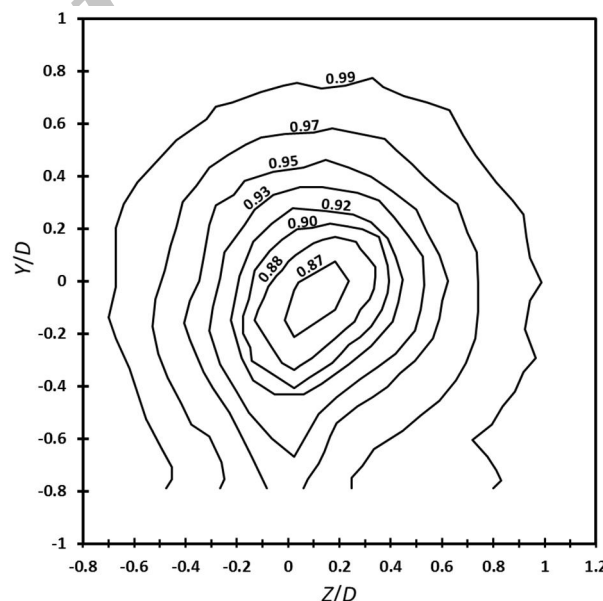


Fig. 11 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$, Flat plate support model, zero degrees angle of attack

شکل 11 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$ ، پایه نگهدارنده مدل از نوع صفحه‌ی تخت، زاویه‌ی حمله صفر درجه

3-3- بررسی اثر هندسه نگهدارنده مدل بر دنباله جریان و انتخاب

نگهدارنده مناسب برای مدل در زاویه حمله ده درجه

وقتی مدل دارای زاویه حمله باشد، به دلیل تداخل بیشتر دنباله مدل و پایه نگهدارنده نسبت به حالت زاویه حمله صفر، باید از پایه‌های نگهدارنده‌ای استفاده کرد که تأثیر کمتری روی دنباله مدل بگذارند. در این بخش نصب مدل متقارن محوری سابوف بر روی سه نوع پایه نگهدارنده‌ی مختلف مورد بررسی گرفت. برای این بخش نیز دنباله مدل دارای زبری پیش‌انداز در



Fig. 14 A view of wiry support in wind tunnel

شکل 14 نمایی از پایه‌ی نگهدارنده سیمی در تونل باد

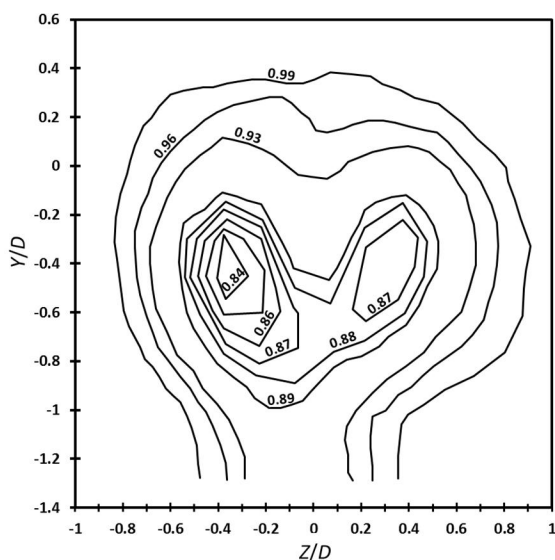


Fig. 15 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_{\infty}}$), $\frac{x}{L}=0.8$, wiry support model, 10 degrees angle of attack

شکل 15 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_{\infty}}$), $\frac{x}{L}=0.8$, پایه نگهدارنده مدل از نوع سیمی، زاویه حمله ده درجه

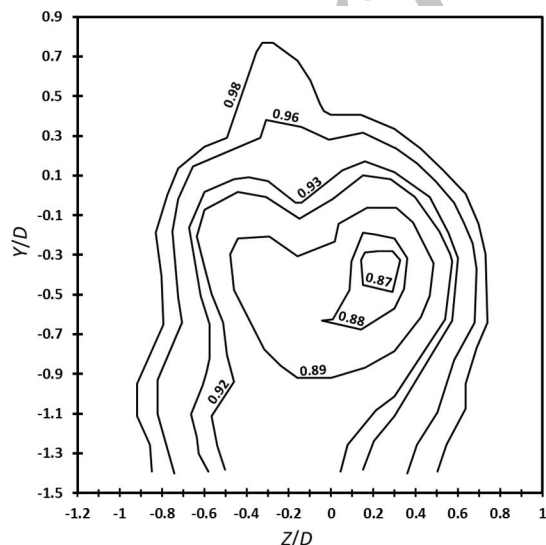


Fig. 16 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_{\infty}}$), $\frac{x}{L}=0.8$, airfoil support model, 10 degrees angle of attack

شکل 16 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_{\infty}}$), $\frac{x}{L}=0.8$, پایه نگهدارنده مدل از نوع ایرفویلی، زاویه‌ی حمله ده درجه

فاصله‌ی $\frac{x}{L}=0.8$ پشت مدل، در سرعت 20 m/s که معادل $Re=3 \times 10^5$ می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفت. قطر پایه‌ی نگهدارنده سیمی و میله‌ای به ترتیب 0.6 mm و 5 mm می‌باشد. جدول 6 مشخصات پایه‌های نگهدارنده مورد بررسی را نشان می‌دهد. همچنین شکل 14 نمایی از مدل به همراه پایه نگهدارنده‌ی سیمی را نمایش می‌دهد. شکل‌های 15، 16 و 17 به ترتیب توزیع سرعت بدون بعد مدل سابوف نصب‌شده بر روی پایه نگهدارنده‌ی سیمی، ایرفویلی و میله‌ای مورد آزمایش در زاویه حمله 10 درجه را نشان می‌دهد. مقایسه‌ی منحنی‌های توزیع سرعت در شکل‌های 15، 16 و 17 نشان می‌دهد که پایه نگهدارنده میله‌ای، پایه‌ی نگهدارنده بهتری است چرا که منحنی توزیع سرعت مربوط به حالت نصب مدل بر روی پایه‌ی نگهدارنده میله‌ای نشان داده شده در شکل 17، در $\frac{Y}{D}$ های منفی، کمترین تأثیر را از حضور پایه نگهدارنده پذیرفته است. به بیان دیگر در شکل‌های 15 و 16، منحنی توزیع نسبت سرعت مربوط به نسبت سرعت‌های $\frac{u}{u_{\infty}}=0.98$ و $\frac{u}{u_{\infty}}=0.96$ تا نسبت‌های $\frac{Y}{D}=-1.2$ ادامه دارد. به علت عدم حضور مدل در این موقعیت تونل یعنی $\frac{Y}{D}=-1.2$ حالت ایده‌آل این است که مقدار نسبت سرعت مساوی با یک باشد اما به علت حضور پایه‌های نگهدارنده‌ی سیمی و ایرفویلی، این انتظار برآورده نشده است و در $\frac{Y}{D}=-1.2$ نیز سرعت به مقدار سرعت جریان آزاد نرسیده است. اما در مورد پایه‌ی نگهدارنده میله‌ای همان طور که در شکل 17 نشان داده شده است، مقدار نسبت سرعت $\frac{u}{u_{\infty}}=0.98$ در $\frac{Y}{D}=-0.6$ پایان یافته و پس از آن مقدار نسبت سرعت به یک رسیده است و در واقع سرعت به جریان آزاد رسیده است. به بیان دیگر در حالت نصب مدل بر روی پایه‌های نگهدارنده‌ی سیمی و ایرفویلی نسبت به پایه‌ی نگهدارنده نوع میله‌ای، توزیع نسبت سرعت مدل تا $\frac{Y}{D}$ های منفی بزرگ‌تری تحت اثر حضور پایه‌ی نگهدارنده می‌باشد. این امر بدان معنی است که در حالت نصب مدل بر روی پایه‌ی نگهدارنده میله‌ای جریان‌سنج سیم داغ کمترین اثر را از حضور پایه نگهدارنده احساس و ثبت کرده است و به طور قطع کمترین اثر پایه‌ی نگهدارنده بر روی توزیع نسبت سرعت در دنباله‌ی مدل به معنی تخمین صحیح‌تر مقدار ضریب پسا خواهد بود.

4-3- بررسی اثر سرعت جریان آزاد، هندسه دماغه مدل متقارن

محوری و نصب زبری پیش انداز روی دماغه و زاویه‌ی حمله پیچ و باو

بر ضریب پسای مدل

در پژوهش حاضر اثر هندسه‌ی دماغه‌ی مدل متقارن محوری بر ضریب پسا با نصب دو نوع دماغه با هندسه متفاوت بر روی مدل مورد بررسی قرار گرفت و به روش اختلاف مومنوم، ضریب پسا برای دو دماغه محاسبه گردید. برای هر نوع دماغه، بررسی‌ها در حالت‌های با و بدون زبری پیش‌انداز و در چهار عدد رینولدز متفاوت صورت پذیرفت تا به طور همزمان اثر تغییرات سرعت و

جدول 6 مشخصات هندسی پایه‌های نگهدارنده مدل سابوف در زاویه حمله 10 درجه
Table 6 geometrical characteristics of SUBBOF model's stands at 10 degree angle of attack

جنس	ماکسیمم ضخامت (mm)	طول وتر (mm)	ارتفاع پایه‌ی نگهدارنده (mm)	نوع پایه نگهدارنده
فلزی	---	---	650	سیمی
چوبی	5	22	105	ایرفویلی
فلزی	---	---	105	میله‌ای

جدول 8 اثر عدد رینولدز و نصب زبری پیش انداز روی دماغه مدل متقارن محوری (دماغه استاندارد) بر ضریب پسای مدل

Table 8 effects of Reynolds number and trip strip on drag coefficient of axisymmetric model (DRDC nose)

عدد رینولدز	زبری پیش انداز	C_{Dr}	C_D
1.04×10^5	عدم نصب	0.0105	0.1620
1.48×10^5	عدم نصب	0.0093	0.1452
2.22×10^5	عدم نصب	---	---
3×10^5	عدم نصب	---	---
1.04×10^5	نصب	0.0137	0.2440
1.48×10^5	نصب	0.0123	0.2100
2.22×10^5	نصب	0.0066	0.1842
3×10^5	نصب	0.0034	0.1273

جدول 9 بررسی اثر زاویه‌ی پیچ و یاء ده درجه، شکل دماغه، نصب زبری پیش انداز بر ضریب پسای مدل در $Re = 2.22 \times 10^5$

Table 9 effects 10 degree pitch and yaw angles of attack, nose shape and mounting trip strip on drag coefficient, $Re = 2.22 \times 10^5$

نوع دماغه مدل	زبری پیش انداز	C_{Dr}	C_D
دماغه استاندارد	نصب	0.0080	0.2420
دماغه استاندارد	عدم نصب	0.0070	0.2170
دماغه سابوف	نصب	0.0080	0.2310
دماغه سابوف	عدم نصب	0.0070	0.2090

افزایش سطح جلویی مدل، علت اصلی افزایش ضریب پسای مدل در زاویه حمله پیچ و یاء به صورت همزمان است. با مقایسه‌ی نتایج در جداول 7 و 9 می‌توان دریافت که ضریب پسای مدل سابوف با زبری پیش انداز در حالت دارای زاویه‌ی حمله‌ی پیچ و یاء نسبت به حالت زاویه حمله صفر، 30 درصد افزایش از خود نشان داده است. همچنین با مقایسه‌ی مقادیر ضریب پسا در جداول 8 و 9 می‌توان مشاهده کرد که این مقدار افزایش در ضریب پسا برای مدل با دماغه‌ی استاندارد در حالت زاویه‌ی حمله‌ی پیچ و یاء به صورت همزمان نسبت به ضریب پسای مدل استاندارد در زاویه‌ی حمله‌ی صفر در حدود 31.5 درصد است.

4- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، توزیع نسبت سرعت در میدان دنباله یک مدل متقارن محوری در چهار فاصله‌ی $\frac{x}{L} = 0.1, 0.4, 0.8, 1$ پشت مدل و همچنین انتخاب فاصله‌ی مناسب داده‌برداری به منظور محاسبه‌ی دقیق‌تر ضریب پسا، انتخاب پایه‌ی نگه‌دارنده‌ی مدل (در زوایای حمله مختلف) با هدف دستیابی به بهترین پایه‌ی نگه‌دارنده دارای کمترین تاثیر بر ضریب پسای مدل، اثر پارمترهای اغتشاشی بر ضریب پسا، بررسی اثر نصب زبری پیش انداز روی دماغه‌ی مدل، تغییرات سرعت جریان آزاد، بررسی اثر هندسه‌ی دماغه‌ی مدل و در نهایت اثر قرار گرفتن مدل در زوایای حمله پیچ و یاء (به صورت همزمان) بر ضریب پسای مدل، مورد مطالعه قرار گرفت که نتایج زیر حاصل گردید.

1- فاصله مناسب داده‌برداری $\frac{x}{L} = 0.8$ در نظر گرفته شد چرا که در این فاصله اهمیت ترم فشاری ضریب پسا کاهش یافته و می‌توان از آن در محاسبات صرف‌نظر کرد و دلیل دیگر اینکه این فاصله نسبت به فاصله $\frac{x}{L} = 1$

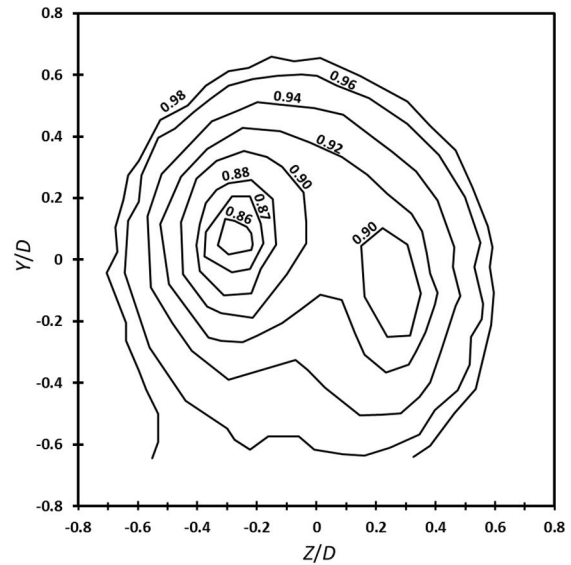


Fig. 17 velocity ratio distribution of SUBBOF model ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$, rod support model, 10 degrees angle of attack

شکل 17 توزیع نسبت سرعت مدل سابوف ($\frac{u}{u_\infty}$), $\frac{x}{L}=0.8$ پایه نگه‌دارنده مدل از نوع میله‌ای، زاویه حمله‌ی ده درجه

نصب زبری پیش‌انداز بر روی مقادیر ضریب پسا نیز مورد بررسی قرار گیرد. نتایج ضریب پسای مدل با دماغه‌های سابوف و استاندارد در حالت‌های با و بدون زبری پیش‌انداز و در چهار عدد رینولدز متفاوت به ترتیب در جدول‌های 7 و 8 ارائه شده است. مطابق جداول 7 و 8 برای هر دو مدل مورد بررسی و در عدد رینولدز مساوی، همواره ضریب درگ مدل با تریپ، بیشتر از ضریب درگ مدل بدون تریپ است. این افزایش ضریب پسا برای حالت با زبری پیش انداز در مقایسه با حالت بدون آن و در عدد رینولدز 1.48×10^5 ، برای مدل‌های سابوف و استاندارد به ترتیب 25.3 درصد و 30.1 درصد گزارش شد. مطابق جدول‌های 7 و 8 برای تمام مدل‌ها و در شرایط با تریپ و بدون تریپ، همواره با افزایش عدد رینولدز، ضریب پسا از خود کاهش نشان داد. در همه‌ی عددهای رینولدز مورد بررسی دماغه‌ی سابوف نسبت به دماغه‌ی استاندارد دارای ضریب پسای کمتری بود و این دماغه به عنوان دماغه‌ی بهینه محاسبه گردید. همچنین اثر قرارگیری مدل در زاویه حمله 10 درجه‌ی پیچ و یاء به صورت همزمان، بر مقدار ضریب پسا مورد بررسی قرار گرفت که نتایج در جدول 9 آمده است. تشکیل گردابه‌های عرضی و جدایش‌های عرضی جریان و

جدول 7 اثر عدد رینولدز و نصب زبری پیش انداز روی دماغه مدل متقارن محوری (دماغه سابوف) بر ضریب پسای مدل

Table 7 effects of Reynolds number and trip strip on drag coefficient of axisymmetric model (SUBBOF nose)

عدد رینولدز	زبری پیش انداز	C_{Dr}	C_D
1.04×10^5	عدم نصب	0.0110	0.1697
1.48×10^5	عدم نصب	0.0104	0.1572
2.22×10^5	عدم نصب	0.0068	0.1215
3×10^5	عدم نصب	0.0041	0.1045
1.04×10^5	نصب	0.0135	0.2277
1.48×10^5	نصب	0.0110	0.1970
2.22×10^5	نصب	0.0074	0.1777
3×10^5	نصب	0.0032	0.1104

6- فهرست علائم

سطح جلوی جریان مدل (m^2)	A
ضریب پسا	C_D
ضریب پسای مومنوم	C_{Dm}
ضریب پسا ناشی از تنش‌های رینولدز	C_{Dr}
نیروی پسا (N)	D
قطر مدل (m)	D
نیروی وارد بر حجم کنترل	\vec{F}
طول مدل (m)	L
نصف ضخامت ناحیه‌ی ویک پشت مدل (m)	l_0
بردار عمود بر المان کوچکی از سطح کنترل	\vec{n}
فشار استاتیکی در ناحیه‌ی دنباله	$P_{s,w}$
فشار استاتیکی در بالادست مدل	P_∞
اختلاف بین فشار استاتیکی در بالادست مدل و ناحیه دنباله	q'
عدد رینولدز	Re
سطح ورودی، خروجی و سطح جانبی حجم کنترل (m^2)	$S_{side} \& S_2 \& S_1$
سرعت در راستای محور X (ms^{-1})	u
سرعت جریان بالادست (ms^{-1})	U_∞
سرعت متوسط جریان در ناحیه دنباله (ms^{-1})	\bar{u}
متوسط توان دوم تنش‌های رینولدز در ناحیه دنباله (ms^{-1})	$\overline{u'^2}$
عدم قطعیت سرعت جریان آزاد	$u(u_\infty)$
عدم قطعیت نیروی پسا	$u(D_{drag})$
عدم قطعیت سرعت	$u(u)$
سرعت متوسط (ms^{-1})	$U_{average}$
سرعت جریان آزاد پشت مدل	U_e
اختلاف بین U_e و سرعت تحت اثر حضور مدل دقیقاً روی محور X	u_0
تنش رینولدز در راستای X	u'
بردار سرعت شامل سه مؤلفه در راستای X ، Y و Z	$\vec{V}=\vec{V}$
تنش رینولدز در راستای Y	v'
تنش رینولدز در راستای Z	w'
فاصله نقطه مورد بررسی از پاشنه مدل (m)	X
فاصله عرضی نقطه‌ی مورد بررسی از محور طولی مدل (m)	$Z\&Y$
لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)	μ
چگالی (kgm^{-3})	ρ

علائم یونانی

7- مراجع

- [1] T. Huang, H. L. Liu, N. Groves, T. Forlini, Measurements of flows over an axisymmetric body with various appendages in a wind tunnel: The darpa suboff experimental program, *National Academy Press, 19th Symposium on Naval Hydrodynamics*, Seoul, Korea, pp. 321-346, 1994.
- [2] A. R. J. M. Lloyd, I. M. C. Campbell, Experiments to investigate the vortices shed from a submarine-like body of revolution, *Proceedings of the 59th meeting of AGARD Fluid Dynamics Panel Symposium*, Monterey, CA, 1986.
- [3] S. Farokhi, R. Taghavi, R. Barrett, Pressure drag reduction concepts for maneuvering submarines, *10th European Drag Reduction Working Meeting*, Berlin, Germany, March 19-20, 1997.
- [4] D. K. Pantelatos, D. S. Mathioulakis, Experimental flow study over a blunt-nosed axisymmetric body at incidence, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 19, No. 8, pp. 1103-1115, 2004.
- [5] C. Suryanarayana, B. Satyanarayana, K. Ramji, A. Saiju,

، به گستره‌ی داده‌برداری در تعداد نقاط و فضای کمتری به‌منظور پوشش ناحیه دنباله نیاز داشت که این از نظر کوتاه شدن زمان انجام آزمایش و هزینه‌ی آن بسیار اهمیت داشت.

2- اثر هندسه پایه نگهدارنده‌ی مدل بر روی شکل و ساختار جریانی میدان دنباله‌ی مدل متقارن محوری در دو زاویه‌ی حمله‌ی صفر و ده درجه نیز مورد بررسی قرار گرفت و ضریب پسای مدل متقارن محوری سابوف نصب شده بر روی پایه‌های نگهدارنده با هندسه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. بر اساس بررسی‌های انجام‌شده پایه‌ی نگهدارنده نوع NACA0012-64 مناسب‌ترین پایه نگهدارنده برای نصب مدل در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه و پایه نگهدارنده نوع میله‌ای مناسب‌ترین پایه نگهدارنده برای نصب مدل در زاویه‌ی حمله‌ی ده درجه انتخاب گردیدند. این پایه‌های نگهدارنده کمترین میزان تأثیر را بر توزیع سرعت میدان دنباله‌ی مدل متقارن محوری مورد بررسی داشتند. تفاوت نوع پایه‌های نگهدارنده بهینه و انتخاب‌شده در زوایای حمله مختلف نشان از اهمیت انتخاب نوع و هندسه‌ی پایه‌ی نگهدارنده، در دستیابی به مقادیر ضریب پسای واقعی و صحیح‌تر دارد.

3- اثر پارامترهای اغتشاشی سرعت در جهت X بر روی مقادیر ضریب پسا در محاسبات پسا مورد بررسی قرار گرفت، که براساس نتایج اهمیت پایی در مقابل مقدار کلی ضریب پسا داشت و در نتیجه می‌توان از آن صرف نظر کرد.

4- نصب زبری پیش‌انداز روی دماغه مدل افزایش ضریب پسا و البته نزدیک‌تر شدن مقدار این ضریب به مقدار واقعی را سبب شد. چرا که با نصب آن بر روی دماغه جریان اطراف بدنه از حالت آرام خارج شده و دچار اغتشاش بیشتری می‌شود که به حالت واقعی نزدیک‌تر است. این افزایش ضریب پسا برای حالت با زبری پیش‌انداز در مقایسه با حالت بدون آن و در عدد رینولدز 1.48×10^5 ، برای مدل‌های سابوف و استاندارد به ترتیب 25.3 درصد و 30.1 درصد گزارش شد.

5- افزایش عدد رینولدز جریان آزاد کاهش میزان ضریب پسا را در پی داشت که علت آن را می‌توان به تاخیر افتادن جدایش جریان در اطراف مدل و کوچک‌تر شدن ناحیه‌ی متأثر از حضور مدل، در جریان پشت مدل دانست که در نهایت منجر به افزایش ضریب پسا شده است.

6- از میان دو دماغه‌ی مورد بررسی با هندسه‌های متفاوت دماغه‌ی مدل سابوف به دلیل ضریب پسای کمتر در حالت‌های با و بدون زاویه حمله به عنوان دماغه‌ی مناسب برای نصب بر روی مدل انتخاب گردید. در عدد رینولدز 2.22×10^5 ، ضریب پسای مدل با دماغه سابوف در حالت زاویه‌ی حمله پیچ و یاو، 4.5 درصد کمتر از مدل با دماغه استاندارد دارای زاویه‌ی حمله‌ی پیچ و یاو گزارش شد. همچنین ضریب پسای مدل سابوف در حالت بدون زاویه‌ی حمله و در عدد رینولدز 3×10^5 ، نسبت به مدل با دماغه‌ی استاندارد 15.5 درصد کاهش از خود نشان داد.

7- قرار گرفتن مدل در زوایای حمله پیچ و یاو به صورت همزمان برای هر دو نوع دماغه افزایش ضریب پسا را سبب شد که این افزایش به دلیل افزایش سطح جلویی مدل رخ داده است.

5- تشکر و قدردانی

گروه نویسندگان مراتب تشکر و قدردانی خود را از آزمایشگاه آئروپنایمیک دانشگاه یزد و دانشگاه صنعتی مالک اشتر ابراز می‌دارد. همچنین نویسندگان از زحمات دکتر علی سعیدی‌نژاد، دکتر فاطمه اسفنده و دکتر مجتبی دهقان منشادی بابت راهنمایی‌های ارزشمندشان در تمامی مراحل تهیه این اثر پژوهشی کمال تشکر را دارند.

- [12] A. Saeidinezhad, A. A. Dehghan, M. Dehghan Manshadi, Experimental investigation of hydrodynamic characteristics of a submersible vehicle model with a non-axisymmetric nose in pitch maneuver, *Journal of Ocean Engineering*, Vol. 100, No. 3, pp. 26–34, 2015.
- [13] M. Javadi, M. Dehghan Manshadi, S. Kheradmand, M. Moonesun, Experimental investigation of the effect of bow profiles on resistance of an underwater vehicle in free surface motion, *Journal of MARINE Science And Technology*, Vol. 14, No. 7, pp. 53–60, 2015.
- [14] N. C. Groves, T. T. Huang, M. S. Chang, *Geometric Characteristics of DARPA SUBOFF Models (DTRC Model Numbers 5470 and 5471)*, Report DTRC/SHD-1298-01, March, 1989.
- [15] M. Mackay, *The Standard Submarine Model: A Survey of Static Hydrodynamic Experiments and Semiempirical Predictions*, DRDC-Atlantic-TR2003-079, Defence R&D Canada-Atlantic, June, 2003.
- [16] C. P. van Dam, Recent experience with different methods of drag prediction, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 35, No. 8, pp. 751–798, 1999.
- [17] M. A. Ardakani, *Low Speed Wind Tunnel*, pp. 15–21, Tehran: Khaje Nasir Toosi University Of Technology, 2010. (in Persian فارسی)
- [18] J. Barlow, W. Rae, A. Pope, *A low Speed Wind Tunnel Testing*, 3rd Edition, Wiley press, pp. 176–179, 1999.
- Experimental evaluation of pumpjet propulsor for an axisymmetric body in wind tunnel, *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Vol. 2, No. 3, pp. 24–33, 2010.
- [6] B. H. Beheshti, F. Wittmer, R. S. Abhari, Flow visualization study of an airship model using a water towing tank, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 8, pp. 450–458, 2009.
- [7] J. M. Jimenez, M. Hultmark, A. I. Smits, The intermediate wake of a body of revolution at high Reynolds number, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 659, No. 22, pp. 516–539, 2010.
- [8] J. M. Jimenez, R. T. Reynolds, A. J. Smits, The effects of fins on the intermediate wake of a submarine model, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 132, No. 3, pp. 8–14, 2010.
- [9] A. Ashok, A. J. Smits, The turbulent wake of a submarine model in pitch and yaw, *The 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, 2013.
- [10] A. Saeidinezhad, A. A. Dehghan, M. Dehghan Manshadi, M. Kazemi Esfeh, Experimental investigation of the vortex structure on a submersible model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 15, pp. 98–109, 2014. (in Persian فارسی)
- [11] M. Dehghan Manshadi, S. Esfandeh, A. A. Dehghan, A. Saeidinezhad, Experimental investigation of the wake of a submarine model by five-hole probe in a wind tunnel, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, pp. 29–40, 2015 (in Persian فارسی)

Archive of SID