

بررسی آیرودینامیکی یک ورودی منطبق بر بدنه با استفاده از شبیه‌سازی عددی

حمید حسن‌زاده افروزی^۳دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابلمحیط بیگلریان^۲دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه صنعتی شریف
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۱۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۲/۲۱)مهدی میانسری^۱گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی،
واحد قائمشهر، ایران

چکیده

در تحقیق حاضر، جریان آشفته در یک ورودی منطبق بر بدنه با استفاده از شبیه‌سازی عددی مورد ارزیابی قرار گرفت. در محاسبات انجام شده سه هندسه مختلف، از قبیل ورودی استاندارد ناکا و دو هندسه با ساختار پیشنهادی مورد مطالعه قرار گرفته و اثرات ضخامت لایه مرزی (0.31 ، 0.8 ، 0.56) و ($0.2 < \text{سرعت بی بعد} < 1.6$) بر عملکرد آن‌ها مورد ارزیابی قرار گرفت. برای شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان تراکم‌ناپذیر و آشفته از مدل $k - \omega$ استفاده شد. البته، در ابتدا، ورودی استاندارد ناکا با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شد. نتایج نشان می‌دهد که افزایش ضخامت لایه مرزی اثر منفی در بازده فشاری رم در هندسه‌ها داشته، در حالی که افزایش سرعت در ابتدا موجب افزایش بازده و سپس موجب کاهش بازده می‌شود. همچنین، مقدار بازده هندسه‌های نوین به بازده ورودی استاندارد ناکا بسیار نزدیک می‌باشد. در حالی که هندسه‌های نوین در نسبت سرعت‌های بالا، نیروی پسا کمی داشته (که عامل مهمی در مصرف سوخت است) و طرح مناسب‌تری از هندسه استاندارد ناکا می‌باشند.

واژه‌های کلیدی: ورودی منطبق بر بدنه، جریان آشفته، بازیابی فشار رم، نیروی پسا

Aerodynamic Analysis of a Submerged Inlet, Using Numerical Simulation

M. Miansari

Department of Mechanical Eng.
Qaemshahr Branch, Islamic Azad
University, Qaemshahr, Iran

M. Biglarian

School of Mechanical Eng.
Sharif University of Technology

H. Hassanzadeh Afrouzi

Mechanical Eng. Group
Babol University of Technology

(Received: 02/May/2018 ; Accepted: 12/March/2018)

ABSTRACT

In the present study, turbulent flow in submerged inlets was studied, using numerical simulation. In the calculations, three different geometries, namely NACA standard inlet and two geometries with proposed structures were studied and the effects of boundary layer thickness (0.31 , 0.8 and 0.56) and $0.2 < \text{dimensionless velocity} < 1.6$ on their performance were investigated. $k - \omega$ model was applied to simulate three-dimensional, incompressible, and turbulent flow. At first, NACA standard inlet was validated, using reliable experimental data. Results show that increasing boundary layer thickness has a negative effect on RAM pressure efficiency in all geometries, while velocity increase initially increases the efficiency and then decreases it. In addition, the efficiency of new geometries is close to one for NACA standard inlet. Moreover, the novel geometries are of lower drag force in high velocity ratios and are better NACA standard case.

Keywords: Submerged Inlet, Turbulent Flow, Ram Pressure Retrieval, Drag Force

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): m.miansari@qaemiau.ac.ir

۲- کارشناس ارشد: biglarian.mohit@gmail.com

۳- دانشجوی دکتری: hamidhasanzade@yahoo.com

است. به طور کلی هوای مورد نیاز در هواپیما را می توان به دو دسته کلی زیر تقسیم کرد: هوای مورد نیاز سیستم: به عنوان مثال هوای مورد نیاز برای خنک کاری بدنه هواپیما، تحت فشار قرار دادن سوخت در باک سوخت و دیگری هوای مورد نیاز مسافران جهت تهویه مطبوع می باشد [۲].



شکل (۱): ورودی منطبق بر بدنه (یک نمونه واقعی).

در حالت کلی دو نوع ورودی هوا وجود دارد: ورودی های خارج از سطح بدنه^۴ که در خارج از سطح بدنه و در جریان آزاد قرار دارند و ورودی های منطبق بر بدنه که منطبق بر سطح بدنه بوده و با جریان آزاد برخورد مستقیم ندارند. هر کدام از این نوع ورودی ها ویژگی های منحصر به خود را دارند. اما دارای مزیت نسب به ورودی های منطبق بر بدنه هستند. از عیب این نوع ورودی ها می توان به نیروی پسا^۵ آیرودینامیکی بیشتر اشاره کرد. به طور کل به دلیل نیروی پسا^۵ کمتر در ورودی های منطبق بر بدنه، صنایع هواپیماسازی تمایل بیشتری به این نوع ورودی دارند. البته از این نوع ورودی ها در صنعت اتومبیل سازی (اتومبیل های سواری و مسابقه ای) نیز استفاده می گردد. یک ورودی هوا به صورت ایده آل نباید فشار کل^۶ ورودی را کاهش دهد و به طور همزمان تنها باعث افزایش بسیار کمی در نیروی پسا شود. صنایع هواپیمایی بسیار مایلند که با کاهش نیروی پسا مصرف سوخت را کاهش دهند [۳].

فهرست علائم و اختصارات

V_1	سرعت جریان در ورودی استاندارد ناکا
V_0	سرعت جریان آزاد
$VR = \frac{V_1}{V_0}$	نسبت سرعت در ورودی استاندارد ناکا به سرعت جریان آزاد
δ	ضخامت لایه مرزی
D	ارتفاع ورودی استاندارد ناکا
C_d	ضریب پسا
$\frac{A_\infty}{A}$	مساحت تسخیر شده
p_0	فشار استاتیک جریان آزاد
P_{T0}	فشار کل جریان آزاد
P_{T1}	فشار کل در خروجی ناکا
$\eta = \frac{P_{T1} - p_0}{P_{T0} - p_0}$	بازده بازیابی فشار ^۱

۱- مقدمه

تمامی موتورها یک قسمت ورودی برای آوردن هوای آزاد به داخل موتور دارند که مجرای ورودی نامیده می شود. مجرای ورودی تاثیر به سزایی در میزان تراست خالص موتور دارد. این مجرا در شکل و اندازه مختلفی با توجه به موتور و سرعت هواپیما و خودرو وجود دارد. کابین هواپیماهای تجاری می بایستی در ارتفاع های بالا تحت فشار باشند تا شرایط مناسب و ایمنی برای مسافران ایجاد شود. به منظور افزایش فشار از هوای گرفته شده از توربین استفاده می شود. هوای گرفته شده از موتور در اصطلاح هوای تخلیه شده^۲ نامیده می شود که در محدوده دمایی ۲۰۰ درجه سانتی گراد قرار می گیرد [۱]. این هوا نیازمند خنک سازی بوده که توسط سامانه های خنک سازی هوا انجام می شوند. این سامانه های هوایی، هوای خنک مورد نیازشان را با استفاده از هوای رم ورودی^۳ دریافت می کنند. در شکل ۱ نمونه ای از کانال ورودی هوا روی بدنه یک هواپیما نشان داده شده

4- Air scoop
5- Drag Force
6- Total Pressure

1- Ram Pressure Recovery (RPR)
2- Bleed Air
3- RAM Air Inlet

بازده بازیابی فشار برای همه ورودی‌هایی که در بالادست بال قرار داشتند، جایی که لایه مرزی نازک است، برای نسبت سرعت ۰/۷ و زاویه حمله صفر مشاهده شده است. بدترین نتایج به‌دست‌آمده از دیواره واگرا از بهترین نتایج دیواره موازی بهتر می‌باشد. هال^{۱۰} و همکاران [۴] در سال ۱۹۴۸ نتایج آزمایشگاهی بر روی ورودی‌های استاندارد ناکا که در چهار موقعیت مختلف بر روی هواپیمای مدل جنگی قرار داشتند را برای محدوده ماخ بین ۰/۳۰ تا ۰/۸۷۵ در تونل باد سرعت بالا را ارائه دادند. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد که با افزایش ماخ ضخامت لایه مرزی نیز افزایش می‌یابد که علت این امر را می‌توان گذار از رژیم آرام به آشفته دانست. مقدار بازده بازیابی فشار واحد بسیار زیادی متأثر از نسبت دبی جرمی می‌باشد. آن‌ها همچنین در بررسی تجربی دیگری بر روی ورودی‌های استاندارد ناکا (برای ماخ بین ۰/۳ تا ۰/۸۷۵) پرداختند. در این بررسی زاویه حمله بین ۲- تا ۶ درجه متغیر بوده و این امر سبب شده تا نسبت دبی جرمی تغییرات وسیعی از صفر تا ۱/۸ وابسته به اثرات ناپایداری جریان و ماخ پروازی داشته باشد. لازم به ذکر است نسبت دبی جرمی نسبت دبی عبوری از ورودی به دبی جریان آزاد از همان سطح مقطع می‌باشد. بیشترین بازیابی فشار برای حالتی به‌دست آمد که ورودی در نزدیک‌ترین فاصله از دماغه قرار داشت بدین معنی که افزایش ضخامت لایه مرزی سبب کاهش بازده می‌گردد. همچنین به‌طور کلی، افزایش زاویه حمله سبب کاهش بازیابی فشار می‌شود. بدون هدایت‌کننده‌ها مقدار بازیابی فشار با افزایش نسبت دبی افزایش می‌یابد تا در محدوده ۰/۶ تا ۰/۸ به بیشینه مقدار خود برسد، سپس با افزایش بیشتر نسبت دبی مقدار بازیابی فشار کاهش می‌یابد. استفاده از هدایت‌کننده‌ها^{۱۱} سبب افزایش بیشینه بازیابی فشار در نسبت دبی بالاتر می‌شود [۷]. دو ورودی استاندارد ناکا در تونل باد کوچک توسط مسمان^{۱۲} [۸] در سال ۱۹۴۹ آزمایش شد. با توجه به سخت بودن انجام آزمایش‌ها در رژیم گذر صوتی^{۱۳} نتایج این محدوده دقیق نیستند اما می‌توان مقایسه‌های کیفی انجام داد. نسبت عرض به عمق و

یک ورودی هوا در حالت بهینه نایبستی نیروی پسای بدنه را افزایش و مقدار انرژی جریان تحویل داده شده در خروجی را کاهش دهد. گرچه هیچ ورودی نمی‌تواند ایده‌آل باشد اما با بررسی پارامترهای موثر می‌توان به این حالت نزدیک‌تر شد. برای داشتن نیروی پسای کمتر بهتر است از ورودی‌های منطبق بر بدنه استفاده شود. همچنین، از دیگر مزیت‌های این نوع ورودی‌ها نداشتن آسیب‌اشیای خارجی^۱ می‌باشد. ورودی‌های منطبق بر بدنه را با توجه به دیواره‌های آن‌ها می‌توان به سه دسته کلی تقسیم‌بندی کرد: ۱. دیواره موازی^۲، ۲. دیواره همگرا^۳ و ۳. دیواره واگرا^۴. ورودی با دیواره واگرا (منحنی ناکا) برای اولین بار توسط کمیته مشورتی ملی هوانوردی^۵ آمریکا (و یا در اصطلاح ناکا) ارائه گردید. در این نوع از ورودی‌ها گردابه‌هایی^۶ تشکیل می‌گردد. این گردابه‌ها بر روی لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطح شیب‌دار ورودی اثر گذاشته و آن را به سمت لبه‌ها انتقال می‌دهد. این گردابه‌ها مقداری از لایه مرزی را به قسمت انتهایی ورودی برده و از آنجا وارد جریان خارجی می‌کنند [۴].

در سال ۱۹۴۷ گالت^۷ [۵] نتایج آزمایشگاهی ورودی استاندارد ناکا واقع بر یک مدل $\frac{1}{5}$ هواپیمای جنگنده در تونل باد را ارائه نمود. دو ورودی در کنار بدنه و درست در بالای بال‌ها قرار داشتند توزیع فشار بر روی لبه حمله^۸، سطح شیب‌دار و افت فشار کل به‌صورت تابعی از زاویه حمله و نسبت سرعت محاسبه شدند. مدل $\frac{1}{4}$ هواپیما جنگنده با دو محل متفاوت از قرارگیری ورودی‌های هوا توسط دلانی^۹ در سال ۱۹۴۸ [۶] تست شدند. همچنین دو مدل از ورودی (دیواره واگرا و موازی) با استفاده از هدایت‌کننده‌ها و بدون استفاده از آن‌ها مورد بررسی قرار گرفتند. اثر طول کانال بین ورودی تا موتور نیز آزمایش شده است. مقدار بالای

1- Foreign Object Damage (FOD)

2- Parallel Walls

3- Convergent Walls

4- Divergent Walls

5- National Advisory Committee for Aeronautics (NACA)

6- Vortices

7- Gault

8- Lip

9- Delany

10- Hall

11- deflector

12- Mossman

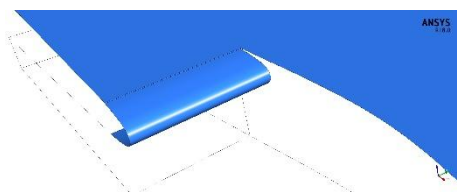
13- Transonic

است. نتایج برای دو حالت با پس‌فشارهای^۸ مختلف ارائه شدند. نتایج نشان داد وقتی مقدار پس‌فشار به اندازه کافی کاهش یابد تا در خروجی جریان فراصوتی شود برخورد شوک با لایه مرزی در دیواره بالایی رخ می‌دهد. اما اگر فشار در خروجی به اندازه کافی افزایش یابد که جریان در کانال زیرصوتی شود، جریان در قسمت پایین کانال با استفاده از جریان چرخشی به قسمت کم‌فشار می‌رود (حالت ۲). این امر سبب خرابی لایه مرزی و اعوجاج^۹ جریان در پایین دست می‌شود. در حالت دو افت فشار کل نصف افت فشار در حالت اول می‌باشد. در ورودی‌های منطبق بر بدنه عامل اعوجاج و چرخش^{۱۰} جریان بسیار مورد اهمیت می‌باشد. بنابراین، آن‌ها در مطالعه دیگری به بهینه‌سازی هندسه نمونه‌ای از ورودی‌های منطبق بر بدنه پرداختند و در بخش ورودی یک پره مستطیلی اعمال کردند تا اثر اعوجاج و چرخش را کاهش دهند. اثر ارتفاع، طول و زاویه پره مورد مطالعه قرار گرفت. طول و ارتفاع بهینه به ترتیب در محدوده ۹-۱۲ میلی‌متر و ۱۸-۲۴ میلی‌متر صورت گرفت. همچنین نتایج نشان داد که زاویه پره اثر قابل توجهی بر عامل چرخش دارد. به گونه‌ای که اگر زاویه برخورد پره مثبت باشد، بخش پایین پره دارای فشار کمتری بوده و سبب ایجاد گردابه پاد ساعتگرد شده و با چرخش جریان هم جهت بوده و سبب تقویت آن می‌شود. [۱۲]. پرز و همکارانش [۱۳] در سال ۲۰۰۷ به بررسی عددی بهبود عملکرد استاندارد ناکا با کمک تولیدکننده‌های گردابه^{۱۱} پرداختند. نتایج نشان داد که تولیدکننده‌های گردابه سبب برهم خوردن لایه مرزی شده و تاثیر به‌سزایی در عملکرد سامانه دارد. نرخ بهبود رم^{۱۲} و دبی جرمی به ترتیب به ۵۷/۵٪ و ۲۰/۵٪ می‌رسند. این درحالی است که افزایش نیروی پسا چشمگیر نمی‌باشد. لجون^{۱۳} و مارکوس^{۱۴} [۱۴] به بررسی عددی ورودی منطبق بر بدنه پرداختند. آن‌ها اثر ۴ زاویه مختلف (۴، ۷، ۱۰ و ۱۵ درجه) بر عملکرد استاندارد ناکا و نیروی پسا را با کمک *CFD* مورد مطالعه قرار

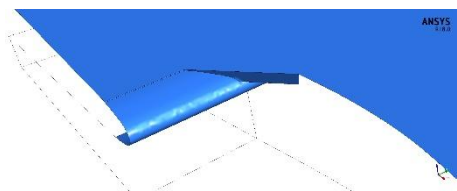
زاویه سطح شیب‌دار به ترتیب برابر ۴/۲ و ۷ درجه می‌باشد. یکی از ورودی‌ها دیواره موازی و دیگری دیواره واگرا بوده است. محدوده عدد ماخ برای دیواره موازی بین ۰/۲ تا ۰/۹۴ و برای دیواره واگرا بین ۰/۲ تا ۰/۹۶ می‌باشد. ورودی با دیواره واگرا دارای عملکرد بهتری در ماخ‌های بالا می‌باشد افزون بر این که بازیابی فشار بهتری نیز نسبت به دیواره موازی از خود نشان می‌دهد. در هر دو ورودی مقدار بازیابی فشار با کاهش نسبت دبی کاهش می‌یابد. در سال ۱۹۹۸ فرخی^۱ [۹] در رابطه با مفهوم جدیدی به نام تولیدکننده هوشمند گردابه‌ها (*STVG*)^۲ و کاربرد آن‌ها در توربین‌های گازی صحبت کرده است. استفاده از تولیدکننده هوشمند گردابه‌ها از افت انرژی در توربین‌ها در حالت خارج از طراحی^۳ جلوگیری می‌کند. از این نوع تولیدکننده گردابه‌ها در ایرفویل *NACA 4415* استفاده شد. نتایج نشان داد که مقدار کاهش نیروی پسا بسیار ناچیز بوده اما افزایش نیروی برآ برای زوایای بیشتر از ۸/۷ درجه بسیار قابل توجه می‌باشد. در سال ۲۰۰۲ دوین^۴ و همکاران [۱۰] به بررسی عددی و تجربی ورودی استاندارد ناکا با استفاده از یک جفت تولیدکننده گردابه (*VG*) پرداختند. آن‌ها مدلی از تولیدکننده گردابه را در مقاله ارائه ندادند. محل ورودی استاندارد ناکا در پایین دست تولیدکننده گردابه‌ها یعنی در جایی که گردابه‌ها تولید می‌شوند، قرار داده شدند. در مدل‌سازی جریان آشفته از مدل *RNG* استفاده شده است. از آنجا که نسبت ضخامت لایه مرزی ۱/۴۲ برابر عمق گلویی (ارتفاع ورودی ناکا) می‌باشد که این مقدار زیاد بوده و همین امر سبب کاهش بازیابی فشار رم شده است. ریزش به سمت پایین^۵ ناشی از تولیدکننده گردابه سبب می‌شود تا ضخامت لایه مرزی کاهش یابد و در نتیجه جریان پر انرژی وارد کانال شود. تاسکینگلو^۶ و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۰۲ به بررسی عددی ورودی هوای منطبق بر بدنه پرداختند. مدل جریان آشفته نیز $K-\omega$ ویلکاکس^۷ بوده

8- Back Pressure
9- Distortion
10- Swirl
11- Vortex Generator
12- Ratio Recovery Ram
13- Lejon
14- Marcus

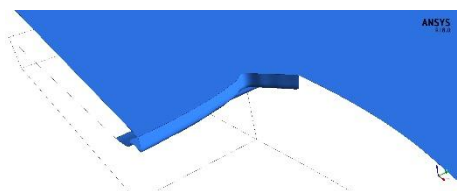
1- Farrokhi
2- Smart Tetrahedral Vortex Generators
3- Off Design
4- Devine
5- Downwash
6- Taskinoglu
7- Wilcox



(الف) ورودی استاندارد ناکا



(ب) پرشدگی مثلی شکل لبه حمله (طرح ۱)



(ج) قوس به سمت جلو لبه حمله (طرح ۲)

شکل (۲): هندسه‌های مورد بررسی در تحقیق حاضر.

۲-۱- معادلات حاکم

برای انجام شبیه‌سازی عددی در تجزیه و تحلیل ورودی‌های منطبق بر بدنه فرض‌های برای ساده سازی معادلات در نظر گرفته می‌شود. با توجه به سرعت‌هایی در محدوده زیر ۰/۲ ماخ، جریان تراکم‌ناپذیر فرض شده و برای رژیم جریان آشفته، پروفیل سرعت در ورودی از قانون $\frac{1}{\sqrt{y}}$ پرانتل به دست آورده می‌شود.

برای شبیه‌سازی جریان آشفته با توجه به محدوده عدد رینولدز در مسئله حاضر از مدل $k-\omega SST$ استفاده می‌شود [۱۶].

معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = S_m \quad (1)$$

در معادله (۱)، S_m به‌عنوان عبارت چشمه است که مقدار آن صفر در نظر گرفته می‌شود.

معادله بقای اندازه حرکت:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{V}) + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

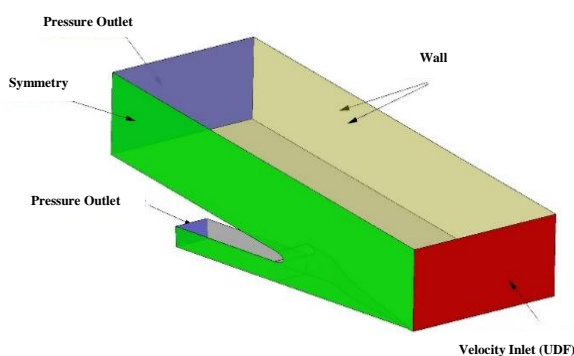
دادند. گردابه‌ها در گوشه‌های ورودی ایجاد می‌شود که سبب برهم خوردن لایه مرزی می‌شود. نتایج نشان داد که در دبی جرمی‌های پایین‌تر ($0/10-0/20 kg/s$) زاویه ۷ درجه و در دبی جرمی بالاتر ($0/30-0/35 kg/s$) زاویه ۱۵ درجه بازده فشار رم مناسب‌تری را ایجاد کردند. به عبارتی اگر مقدار دبی عبوری از استاندارد ناکا کمتر از $0/2 kg/s$ باشد زاویه شیب صفحه ورودی استاندارد ناکا می‌بایست ۷ درجه باشد تا بیشترین بازده را داشته باشد و برای دبی‌های عبوری بین $0/3 kg/s$ تا $0/35 kg/s$ این زاویه می‌بایست ۱۵ درجه باشد. همچنین، نیروی پسا با ثابت در نظر گرفتن دبی جرمی در زوایای پایین‌تر کمتر بوده است.

با توجه به کارهای انجام شده می‌توان دریافت که تجزیه و تحلیل عددی انجام شده در رابطه با ورودی‌های منطبق بر سطح بسیار کم می‌باشد. از آنجا که روش دینامیک سیالات محاسباتی روشی مطمئن و جایگزینی مناسب بجای آزمایشات پرهزینه آزمایشگاهی می‌باشد از این رو در این مقاله به بررسی ۳ نوع ورودی منطبق بر سطح پرداخته شده است. در ابتدا حل عددی با نتایج آزمایشگاهی اعتبار سنجی شده و در ادامه به بررسی حالت‌های دیگر و اثر لایه مرزی بر هر کدام از آن‌ها پرداخته می‌شود.

۲- روش حل و هندسه مورد مطالعه

شبیه‌سازی سه بعدی بر روی ۳ هندسه با ورودی‌های مختلف صورت گرفته است. هندسه ۱، ورودی با دیواره‌های منحنی واگرا می‌باشد. در این نوع ورودی‌ها دیواره‌ی آن‌ها انحنا خاصی دارد که در اصطلاح آن‌ها را ورودی استاندارد ناکا نامیده می‌شود (شکل ۲-الف). برای ساخت هندسه ورودی استاندارد ناکا جهت اعتبار سنجی از مرجع [۱۵] استفاده شده است. ابعاد فضای محاسباتی نیز دقیقاً برابر تونل باد می‌باشد، یعنی ارتفاع و عرض فضای محاسباتی اطراف ورودی به ترتیب برابر ۸ و ۱۸ اینچ می‌باشد. هندسه‌های ۲ و ۳ به ترتیب، هندسه‌های جدیدی بوده، به‌گونه‌ای که در هندسه ۲، قسمت اتصال لبه حمله به دیواره ورودی پر شدگی مثلی شکل دارد (شکل ۲-ب) و در هندسه ۳، لبه حمله ورودی استاندارد ناکا دارای قوس به سمت جلو می‌باشد (شکل ۲-ج). از این پس هندسه‌های مورد بررسی با شماره‌های آن‌ها معرفی می‌شوند.

برای اعمال ضخامت لایه مرزی‌های متفاوت از UDF استفاده شده است. در خروجی تونل باد و خروجی کانال منطبق بر بدنه شرط فشار خروجی^۵ اعمال شده است. از آنجا که هندسه متقارن می‌باشد، برای کاهش هزینه‌های محاسباتی، از شرط مرزی تقارن^۶ استفاده شده است. برای سایر سطوح نیز از شرط مرزی دیواره^۷ استفاده شده است (شکل ۳).



شکل (۳): شرایط مرزی اعمال شده در شبیه‌سازی.

از آنجا که در تونل باد جریان از یک سمت وارد و از سمتی دیگر خارج می‌شود در نتیجه می‌بایستی مرز خروجی نیز در حل عددی لحاظ گردد. محل مرز خروجی همانند دیواره‌ها مشخص نمی‌باشد و لازم است تا مرز خروجی تا حدی دور گردد که بر روی جواب‌های به‌دست آمده اثر نگذارد. در شکل ۴ محل مرز خروجی نشان داده شده است. برای بررسی اثر محل قرارگیری مرز خروجی بر جواب‌ها، نمودار تغییرات بازده بازیابی فشار بر حسب فاصله مرز خروجی از لبه حمله ورودی که بر حسب عمق ورودی بی‌بعد شده است و در شکل ۵ آورده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است با افزایش فاصله تغییرات بازده کمتر شده و با افزایش بیشتر از $x/d = 15$ تغییرات چندانی ایجاد نمی‌گردد، از این‌رو، فاصله محل خروجی از نقطه مرجع برابر ۸۰۰ میلی‌متر (تقریباً ۳۰ اینچ) در نظر گرفته می‌شود. در تحقیق حاضر برای همبستگی فشار و سرعت از

در معادله ۲، P فشار استاتیکی (Pa)، $\rho \bar{g}$ نیروهای گرانشی ($kg/m.s$) و \vec{F} نیروهای خارجی (N) است که صفر فرض شده است. τ تانسور تنش که به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{V} + \vec{V}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{V} \cdot I \right] \quad (3)$$

که در آن، μ لزجت مولکولی (m/s) و I تانسور همانی است و \vec{V}^T سرعت چرخشی است.

معادلات $k - \omega$ SST به‌صورت زیر ارائه می‌گردد:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (k u_i) = \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \bar{G}_k - Y_k + S_k \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) = \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \bar{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \right) \quad (5)$$

در معادلات بالا \bar{G}_k نرخ تولید انرژی جنبشی از گردیدان سرعت متوسط و G_ω نرخ تولید ω از جریان متوسط هستند. Γ_k و Γ_ω بیان‌گر نفوذ موثر روابط k و ω هستند. Y_k و Y_ω نرخ اضمحلال، k و ω به‌دلیل اغتشاش^۲ هستند. S_k و S_ω نیز مقادیر چشمه هستند [۱۶].

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (6)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (7)$$

در روابط بالا، σ_k ، σ_ω و μ_t به‌ترتیب نشان‌دهنده عدد پранتل توربلانس^۳ برای k و ω و لزجت توربلانس^۴ می‌باشند [۱۶].

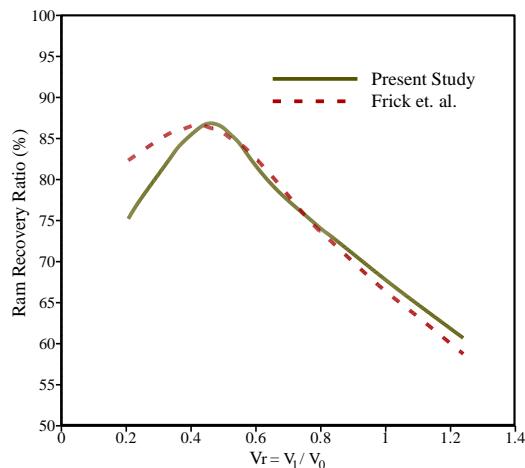
۲-۲- شرایط مرزی

با توجه به انجام آزمایشات در تونل باد شرایط مرزی نیز همانند آن انتخاب می‌گردد. در ورودی از شرط سرعت و

5- Pressure Outlet
6- Symmetry
7- Wall

1- Dissipation rate
2- Turbulence
3- Turbulent Prantel Number
4- Turbulent Viscosity

در شکل ۶ روند این تغییرات نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل نیز مشخص است اختلاف بین نتایج بسیار کم بوده و حل عددی توانسته به خوبی روند تغییرات و نقطه بیشینه را پیش‌بینی کند. برای نسبت‌های سرعت کمتر از ۰/۵ جواب‌های عددی با تجربی مقداری اختلاف دارد که ناشی از تغییر رژیم جریان از آشفته به آرام می‌باشد. نتایج بازده بازیابی فشار برای تعداد شبکه‌های متفاوت در جدول ۱ آورده شده است. همان‌طور که مشخص است با افزایش تعداد شبکه به دو برابر مقدار خطا تقریباً یک درصد می‌باشد، به همین دلیل از شبکه با تعداد سلول $5/2 \times 10^5$ برای سایر شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است.



شکل (۶): مقایسه بین حل عددی و نتایج آزمایشگاهی [۱۵] برای ورودی استاندارد ناکا

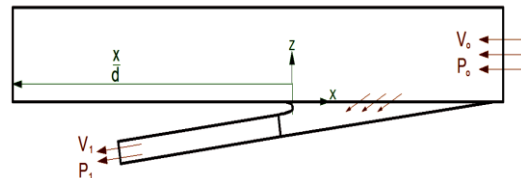
جدول (۱): نتایج استقلال از شبکه.

تعداد شبکه	بازده بازیابی فشار (%)
$3/2 \times 10^5$	۵۲/۵
$5/2 \times 10^5$	۶۱/۸
$9/2 \times 10^5$	۶۲/۲

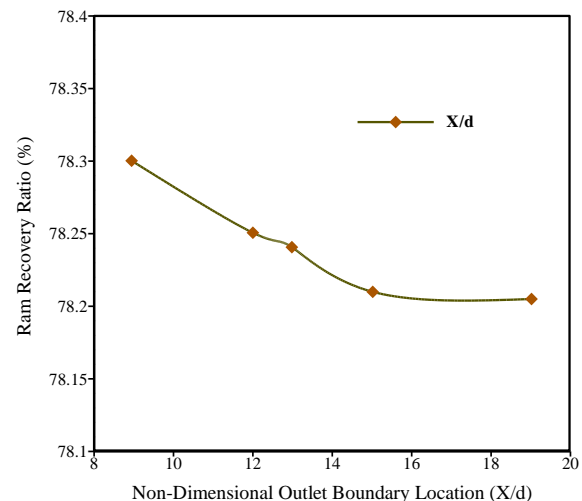
۳- نتایج و بحث

در این بخش به بررسی نتایج به دست آمده از ورودی‌های استاندارد مختلف (ناکا و دو هندسه با ساختار نوین) پرداخته می‌شود. ابتدا اثر سرعت و ضخامت لایه مرزی بر

روش کوپل^۱ استفاده شده و گسسته‌سازی مرتبه دو برای همه معادلات استفاده شده است. مقدار باقیمانده 10^{-5} برای همه پارامترها در نظر گرفته شده و حل تا جایی ادامه پیدا کرده که مقادیر نیروی پسا در همه دیواره‌ها ثابت شود.



شکل (۴): محل قرارگیری مرز خروجی، بی بعد شده توسط عمق کانال ورودی.



شکل (۵): تغییرات بازده فشار بر حسب محل قرارگیری مرز خروجی.

۳-۲- اعتبارسنجی استقلال از شبکه

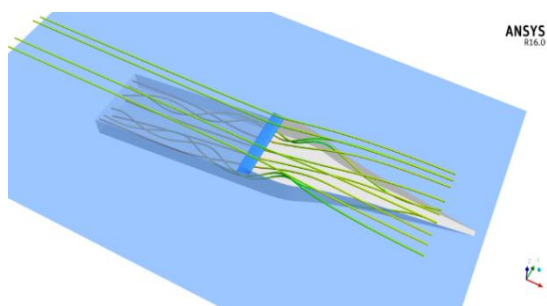
برای مقایسه داده‌های عددی ورودی استاندارد ناکا (هندسه ۱) با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۲]، از نمودار بازده بازیابی فشار (η) بر حسب تغییرات سرعت (V_1/V_0) استفاده می‌کنیم. بازده بازیابی فشار مطابق معادله (۸) تعریف می‌گردد.

$$\eta = \frac{P_{T1} - p_0}{P_{T0} - p_0} \quad (8)$$

در این رابطه، p_0 فشار استاتیک جریان آزاد، P_{T0} فشار کل جریان آزاد و P_{T1} فشار کل در خروجی ناکا می‌باشد.

1- Couple

از شکل ۷ دو حالت که تقریباً حالت بیشینه و کمینه بوده ($\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 0.5$) و ($\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 1.2$) و اختلاف رفتاری و الگویی جریان مشخص تر می باشد، انتخاب شده و مورد بررسی قرار می گیرد. با عبور جریان از روی ورودی استاندارد ناکا در لبه های کناری به دلیل تشکیل گردابه مقداری از جریان وارد فضای استاندارد ناکا شده و مقداری بدون تاثیر گرفتن از این گردابه از روی استاندارد ناکا عبور می کند. همچنین گردابه تشکیل شده باعث مکش جریان به داخل کانال شده و سبب ایجاد جریان چرخشی در سمت دیواره ی کانال می شود (شکل ۸). با توجه به خطوط جریان، در حالت ($\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 0.5$) جریان چرخشی کمتری نسبت به حالت ($\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 1.2$) وارد کانال می گردد، در نتیجه افت کمتر و بازده بیشتری دارد. در نسبت سرعت ۱/۲ به دلیل افزایش چرخش جریان، جریان ثانویه تشکیل شده نیز قوی تر می باشد. برای نمایش بهتر جریان چرخشی، مقایسه کانتور چرخش جریان ارائه شده است (شکل ۱۰). جریان چرخشی در ابتدای ورودی تشکیل شده و قبل از رسیدن به لبه حمله با جدا شدن از دیواره وارد کانال می گردد. این دو جریان به صورت لوله ورتکس^۱ وارد کانال می شوند. در نسبت سرعت بالاتر قدرت این جریان چرخشی باعث افت انرژی بیشتر می گردد به همین دلیل مقدار بازیابی فشار کاهش می یابد.



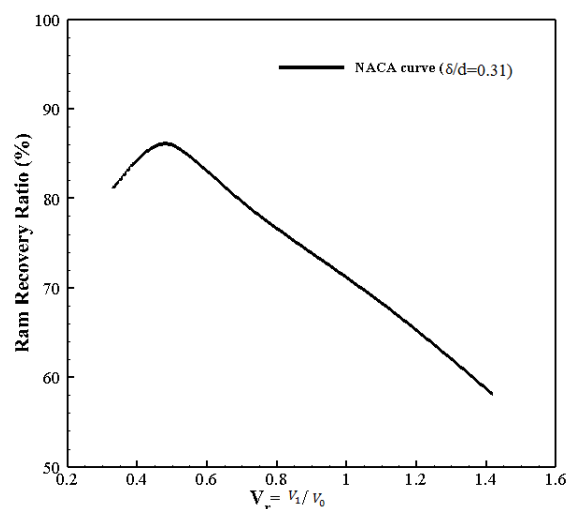
شکل ۸: نحوه ورود جریان به داخل ورودی استاندارد

ناکا از نمای ایزومتریک ($\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 1.2$)

بازده و نیروی پسا بررسی گردید و سپس عملکرد و رفتار تمامی ورودی ها مورد مقایسه قرار گرفت.

۳-۱- ورودی استاندارد ناکا

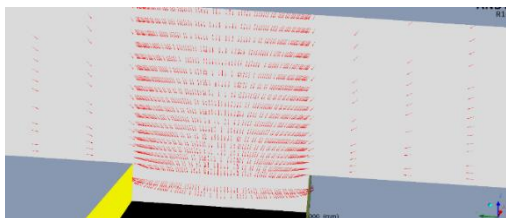
در شکل ۷ تغییرات بازده بر حسب نسبت سرعت برای ورودی استاندارد ناکا نشان داده شده است. همان طور که در شکل مشخص است مقدار بازده ناکا با تغییرات نسبت سرعت تغییرات محسوسی دارد، به این صورت که در ابتدا با افزایش نسبت سرعت مقدار بازده افزایش یافته و بعد از رسیدن به نقطه بیشینه شروع به کاهش می کند. در نسبت سرعت کم افت ناشی از گردابه های تشکیل شده در لبه های دیواره کم می باشد اما از طرفی با کاهش نسبت سرعت ضخامت لایه مرزی افزایش یافته که افت غالب در این محدوده می باشد، به همین دلیل با کاهش نسبت سرعت، بازده کاهش می یابد. همچنین عامل گرادیان فشار معکوس باعث افزایش بیشتر ضخامت لایه مرزی می گردد. از طرفی با افزایش نسبت سرعت انتظار می رود بازده افزایش یابد اما از سویی دیگر افت ناشی از گردابه ها اثر غالب جریان بوده و در نسبت سرعت های بالا نیز بازده کاهش می یابد. از مکانیک سیالات می دانیم افت فشار در رژیم جریان آشفته تقریباً با توان دوم سرعت متناسب است، از این رو با افزایش سرعت در ورودی ناکا (یا همان نسبت سرعت) افت فشار با شیبی ثابت کاهش می یابد.



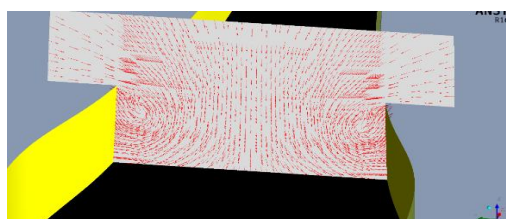
شکل ۷: نمودار بازده بر حسب نسبت سرعت برای

ورودی NACA در $\frac{\delta}{d} = 0.31$

همچنین، با عبور جریان از روی دیواره و تخریب لایه مرزی، جریان چرخشی قوی‌تر شده و سبب مکش جریان و انتقال آن به داخل کانال می‌گردد.



الف: مقطع ابتدایی ورودی استاندارد ناکا

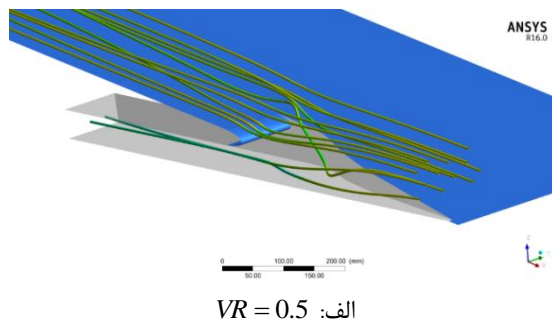


ب: مقطع میانی ورودی استاندارد ناکا

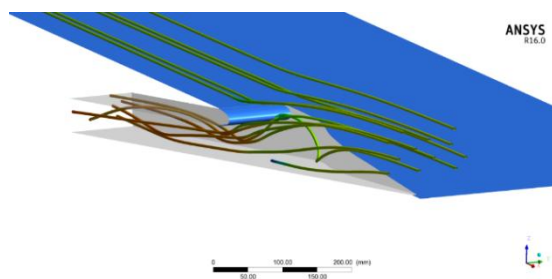
شکل (۱۱): بردارهای سرعت در مقطع میانی ورودی

$$\left(\frac{\delta}{d} = 0.31, VR = 1.2\right) \text{ استاندارد ناکا}$$

اثر ضخامت لایه مرزی بر روی بازده ورودی را در شکل ۱۲ می‌توان مشاهده کرد. افزایش ضخامت لایه مرزی اثری بر رفتار کلی نمودار نداشته و تنها باعث می‌شود مقداری نقطه بیشینه بازده در نسبت سرعت کمتر رخ دهد. در هر مرحله ضخامت لایه مرزی ۱۶۰٪ افزایش داده شده که این مقدار افزایش سبب کاهش ۱۵ درصدی بازده شده است. شکل ۱۲ نشان می‌دهد وجود دیواره واگرا و سطح مقطع کم در ابتدای ورود، نمی‌تواند مانع از ورود کامل جریان لایه مرزی به داخل استاندارد ناکا شود و این امر حساسیت نصب این نوع ورودی به محل قرارگیری بر وسیله مورد استفاده را بیشتر اذعان می‌کند. به همین دلیل برای رسیدن به حداکثر بازده بهره‌برداری، می‌بایست این نوع از ورودی‌ها را در قسمت‌هایی که ضخامت لایه مرزی کم می‌باشد نصب کرد. به عنوان مثال در قسمت دماغه هواپیما، ابتدای بال و یا ابتدای کاپوت در خودروها محل‌های مناسب برای این نوع از ورودی‌ها می‌باشد. در شکل ۱۳ لوله ورتکس با قدرت برابر برای دو ضخامت لایه مرزی نشان داده شده است. در قدرت برابر با افزایش لایه مرزی فضای اشغالی توسط این گرده‌های بیشتر شده و در نتیجه افت انرژی نیز بیشتر خواهد بود.



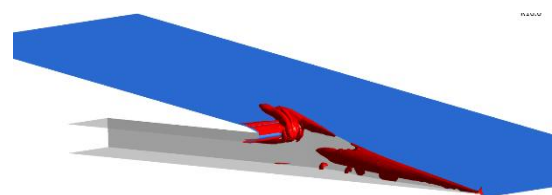
الف: $VR = 0.5$



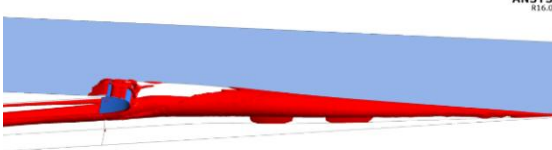
ب) $VR = 1.2$

شکل (۹): خطوط جریان در ورودی استاندارد ناکا در

$$\frac{\delta}{d} = 0.31$$



الف: $VR = 0.5$



ب) $VR = 1.2$

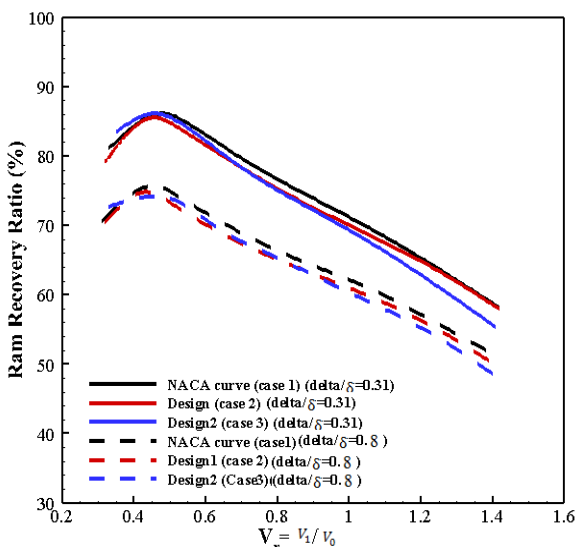
شکل (۱۰): تشکیل جریان چرخشی در ورودی استاندارد

$$\frac{\delta}{d} = 0.31 \text{ ناکا در}$$

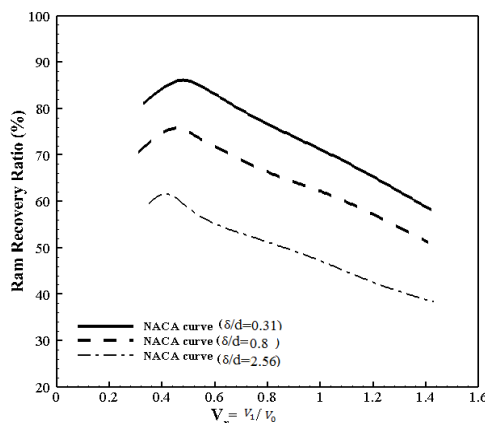
با مقایسه بردارهای سرعت در مقطع ابتدایی با مقطع میانی (شکل ۱۱) می‌توان دریافت که در ابتدا تنها ریزش جریان به داخل کانال وجود داشته و گرادبه تشکیل شده در دیواره‌های کناری بسیار ضعیف می‌باشد. اما با پیشروی جریان در طول لبه استاندارد ناکا مقدار بیشتری از جریان وارد کانال شده و چون این جریان متاثر از جریان لایه مرزی بیرونی می‌باشد می‌توان نتیجه گرفت مقدار بیشتری از جریان کم‌انرژی لایه مرزی وارد ورودی می‌گردد.

۲-۳- هندسه‌هایی با ساختار نوین

در شکل ۱۴ مقایسه عملکرد سه نوع هندسه استاندارد ناکا، و دو هندسه نوین ((شکل ۲-ب) و (شکل ۲-ج)) با یکدیگر نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است رفتار این سه نوع ورودی به یکدیگر بسیار نزدیک بوده و در نسبت سرعت بالاتر هندسه ۳ (شکل ۲-ج) عملکردی ضعیف‌تری از خود نشان می‌دهد ولی در نقطه بیشینه این سه نوع یک مقدار را نشان می‌دهند. این تغییرات نشان می‌دهد نحوه ورود جریان و چگونگی هدایت آن به داخل استاندارد ناکا در میزان بازیابی فشار بسیار اهمیت دارد. همچنین با افزایش ضخامت لایه مرزی مقدار بازده برای هر سه نوع هندسه کاهش یافته و رفتار این نوع ورودی‌ها در مقابل افزایش ضخامت لایه مرزی همانند یکدیگر می‌باشد. خطوط جریان و لوله ورتکس برای سه نوع ورودی در شکل‌های ۱۵-۱۶ نشان داده شده است. با توجه به کانتور گردش جریان و یا لوله ورتکس، این جریان که حامل افت انرژی می‌باشد برای هندسه ۳ قوی‌تر بوده و حتی در گوشه کانال جریان گردابه‌ایی نسبتاً قوی تشکیل شده است. این امر موجب کاهش بازده نسبت به دو ورودی دیگر می‌شود (شکل ۱۶).



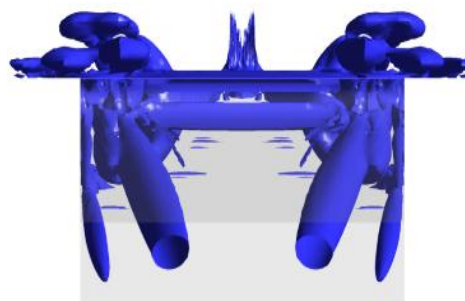
شکل (۱۴): مقایسه عملکرد سه نوع هندسه با یکدیگر (هندسه‌های ۱، ۲ و ۳).



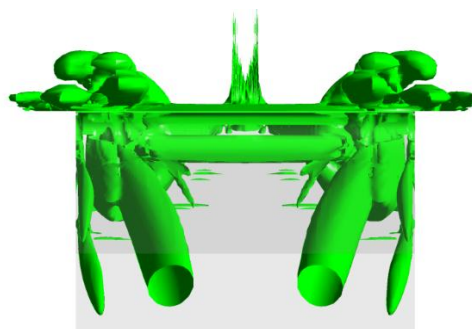
شکل (۱۲): اثر لایه مرزی بر بازدهی ورودی استاندارد ناکا



الف: $\frac{\delta}{d} = 0.31$

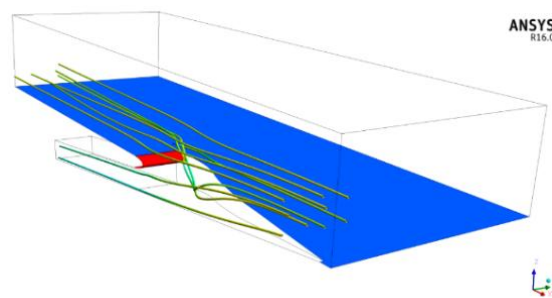
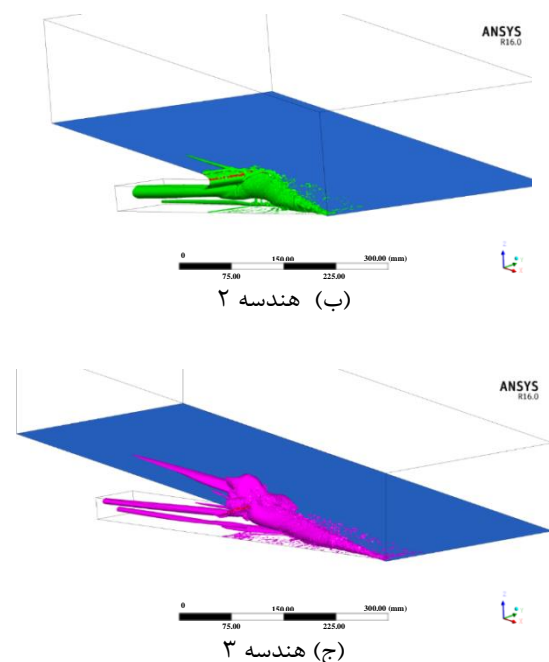


ب: $\frac{\delta}{d} = 0.8$

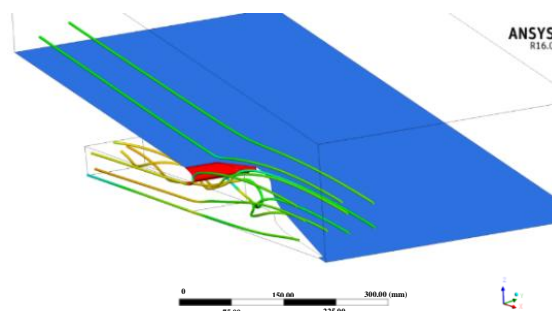


ج: $\frac{\delta}{d} = 2.56$

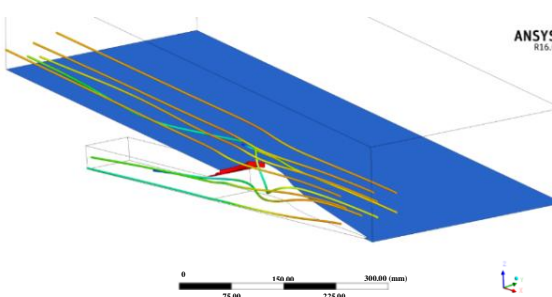
شکل (۱۳): لوله ورتکس تشکیل شده در $VR = 0.5$



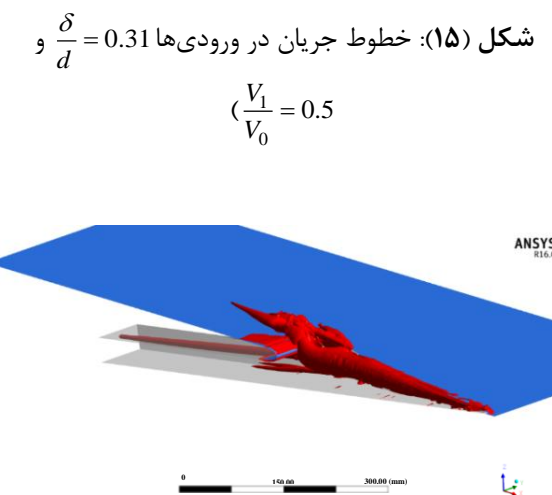
(الف) استاندارد ناکا



(ب) هندسه ۲



(ج) هندسه ۳



(الف) استاندارد ناکا

شکل (۱۶): لوله ورتکس برای ورودی (($\frac{\delta}{d} = 0.31$ و

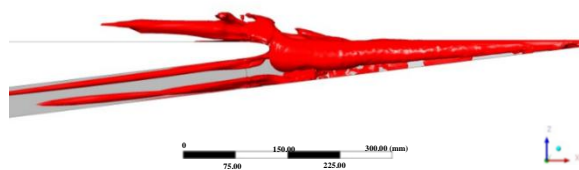
$$\left(\frac{V_1}{V_0} = 0.5\right)$$

شکل (۱۵): خطوط جریان در ورودی‌ها $\frac{\delta}{d} = 0.31$ و

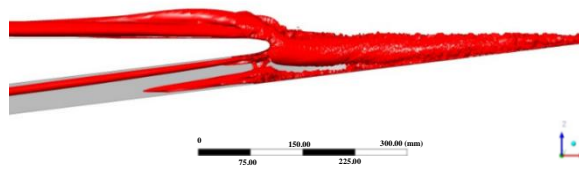
$$\left(\frac{V_1}{V_0} = 0.5\right)$$

همان‌طور که مشاهده شد، اختلاف چندانی بین بازده هندسه‌های ۲، ۳ و استاندارد ناکا وجود ندارد. فقط در نسبت سرعت‌های بالا، هندسه (۲) نسبت به دو هندسه دیگر بازده فشاری کمتری دارد. هندسه (۳) در قسمت لبه حمله به دلیل وجود تداخل جریان در ناحیه مثلی و ناحیه قوسی که به سمت جلو آمده در سرعت‌های بالا هم باعث کاهش بازده و هم سبب افزایش ضریب نیروی پسا می‌شود. پارامتر مهم مقایسه‌ای دیگر نیروی پسا می باشد، به گونه‌ای که کاهش بسیار کم نیروی پسا، بسیار در عملکرد موثر می‌باشد [۱۷]. در شکل ۱۷ تغییرات ضریب نیروی پسا با نسبت سرعت در ضخامت لایه مرزی متفاوت برای سه هندسه مورد نظر نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل نشان داده شده با افزایش نسبت سرعت ضریب نیروی پسا افزایش می‌یابد و در نسبت سرعت بزرگتر از یک نمودار روند نزولی می‌گیرد. نکته مهم در مقایسه ضریب نیروی پسا به بازده بازیابی فشار در اثر ضخامت لایه مرزی می‌باشد. مقدار ضریب نیروی پسا با افزایش ضخامت لایه مرزی تغییر چندانی نمی‌کند و این امر نشان می‌دهد که C_h به مقدار رینولدز جریان خارجی چندان وابسته نمی‌باشد. با توجه به شکل، در نسبت سرعت پایین هندسه شماره ۳ بیشترین ضریب و هندسه استاندارد ناکا کمترین ضریب را دارد، گرچه مقدار ضریب پسا هندسه شماره (۲) به مقدار

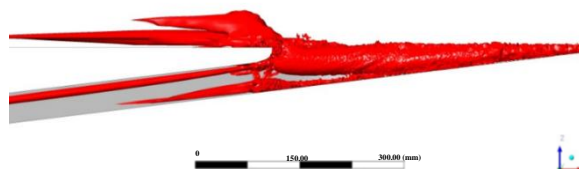
شکل ۱۸ گردابه تشکیل شده در سه هندسه مورد بررسی را در نسبت سرعت ۰/۴ و نسبت ضخامت مرزی ۰/۳۱ نشان می‌دهد. در هندسه ۳ بزرگترین هسته گردابه بعد از لبه حمله مشاهده شده که این ناحیه در هندسه استاندارد ناکا کمترین مقدار می‌باشد. از آنجا که گردابه‌های تولیدشده انرژی جریان را مستهلک و تبدیل به انرژی حرارتی می‌کنند، در نتیجه ناحیه جدایش بزرگتر و قوی تر شده و این امر سبب افزایش نیروی پسا می‌گردد. بنابراین، در هندسه استاندارد ناکا به دلیل گردابه کمتر، نیروی پسای کمتری هم انتظار می‌رود. نزدیکی مقدار نیروی پسا در هندسه استاندارد ناکا و هندسه ۲ در نسبت سرعت ۰/۴ هم با توجه به شکل ۱۸ قابل توجیه است. شکل ۱۹ انرژی آشفتگی هندسه‌های ۲ و استاندارد ناکا را در نسبت سرعت ۱/۲ و نسبت ضخامت ۰/۳۱ نشان می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رود، ناحیه انرژی آشفتگی در هندسه شماره ۲ به مقدار جزئی از هندسه استاندارد ناکا کمتر بوده و همین امر سبب کاهش C_d در آن می‌شود.



(الف) استاندارد ناکا



(ب) هندسه ۲



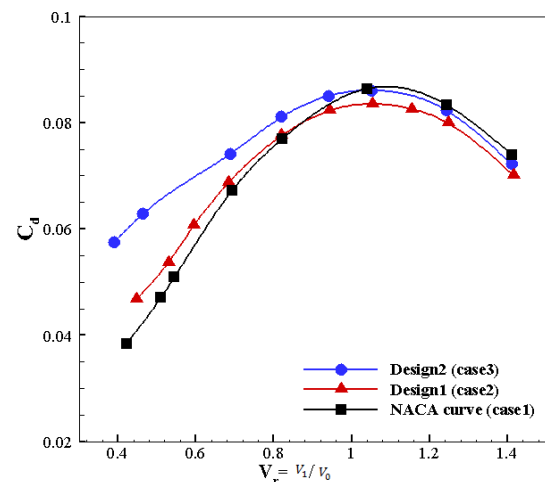
(ج) هندسه ۳

شکل (۱۸): نمایش هسته گردابه تشکیل شده در

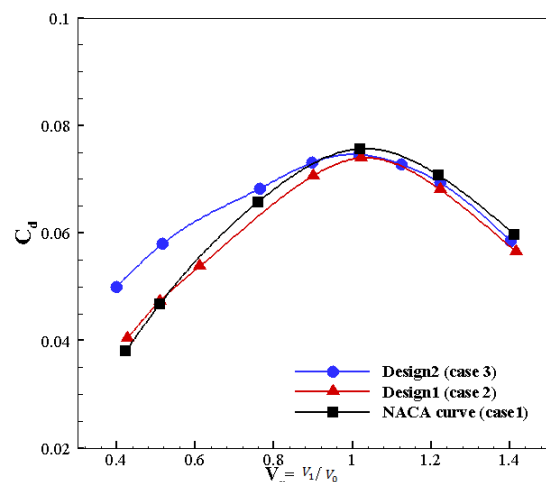
ورودی‌های مختلف در نسبت سرعت $V_1/V_0 = 0.4$ و نسبت

ضخامت لایه مرزی $\delta/d = 0.31$.

هندسه استاندارد ناکا نزدیک می‌باشد. با افزایش نسبت سرعت اختلاف بین C_d در NACA با دو هندسه دیگر کاهش یافته و از سرعتی نیروی پسا در هندسه‌های ۲، ۳ از هندسه استاندارد ناکا کمتر شده است. برای مثال در نسبت سرعت بیشتر از ۰/۸ و در $\delta/d = 0.3$ مقدار C_d هندسه شماره ۲ و ۳ به ترتیب از NACA کمتر می‌شود. به طور کلی هندسه ۲ در نسبت سرعت‌های بالاتر کمترین C_d را داشته و با افزایش ضخامت لایه مرزی هندسه ۲ در نسبت سرعت‌های کمتر به C_d کمتری نسبت به هندسه استاندارد ناکا دست می‌یابد. از این رو می‌توان گفت هندسه ۲ با توجه به بازده برابر با هندسه استاندارد ناکا و داشتن ضریب پسای کمتر هندسه مناسب‌تری بوده است.



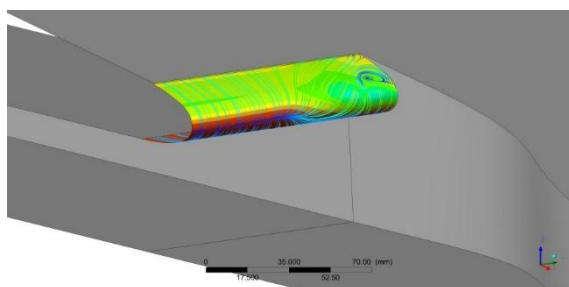
(الف) $\delta/d = 0.31$



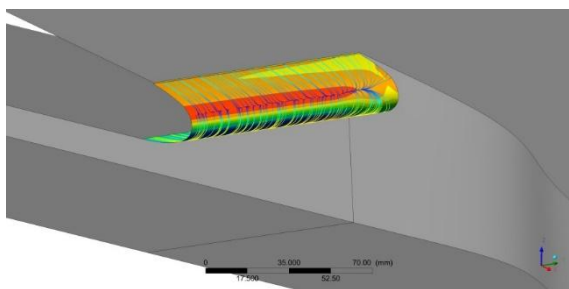
(ب) $\delta/d = 0.8$

شکل (۱۷): تغییرات ضریب نیروی پسا با نسبت سرعت مختلف.

می‌یابد. در نسبت سرعت بالا با توجه به کم شدن نیروی پسای نشستی، مقدار پسای ناحیه کم‌فشار بسیار مهم می‌باشد. بگونه‌ای که با کاهش این ناحیه می‌توان نیروی پسا را کاهش داد. در هندسه ۲ با قرار دادن زائده مثلثی در این قسمت نه تنها ناحیه کم‌فشار در نزدیکی دیوار کم می‌شود بلکه باعث نزدیک شدن گردابه تشکیل شده به سطح می‌گردد، در نتیجه مقدار نیروی پسا به‌طور کلی کاهش می‌یابد.



$$\frac{V_1}{V_0} = 0.4 \text{ (الف)}$$



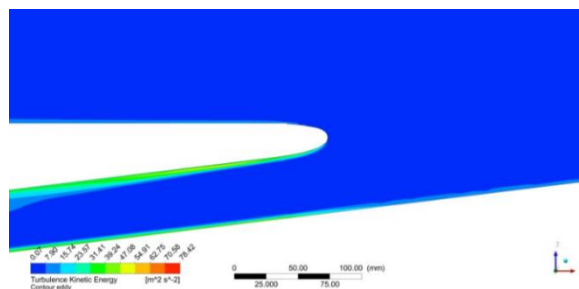
$$\frac{V_1}{V_0} = 1.2 \text{ (ب)}$$

شکل (۲۰): خط جریان بر روی لبه ورودی در هندسه

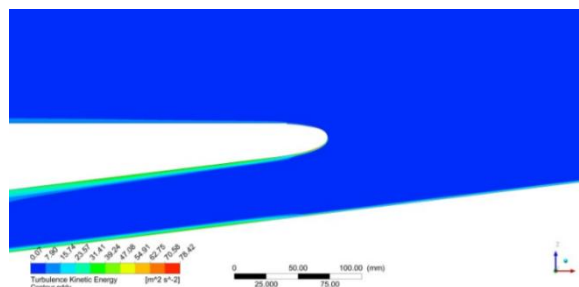
استاندارد ناکا در نسبت ضخامت لایه مرزی $\frac{\delta}{d} = 0.3$

۴- نتیجه‌گیری

در مطالعه حاضر عملکرد ۳ نوع ورودی (NACA و هندسه‌های با طراحی‌های نوین (هندسه با پرشدگی مثلثی شکل در قسمت اتصال لبه حمله به دیواره ورودی و هندسه‌ای که لبه حمله ورودی استاندارد ناکا با قوس به سمت جلو می‌باشد)) به کمک CFD مورد بررسی و تجزیه و تحلیل قرار گرفته شد. نتایج محاسبه‌شده با حل عددی تطابق بسیار خوبی با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد اثر لایه مرزی در هر سه نوع ورودی یکسان بوده و باعث کاهش کلی بازده



(الف) استاندارد ناکا



(ب) هندسه ۲

شکل (۱۹): کانتور انرژی آشفتگی در ورودی‌های مختلف

در نسبت سرعت $\frac{V_1}{V_0} = 1.2$ و نسبت ضخامت لایه مرزی

$$\frac{\delta}{d} = 0.3$$

در شکل ۲۰ خط جریان بر روی لبه ورودی در هندسه استاندارد ناکا در نسبت ضخامت لایه مرزی $0.3/$ برای دو نسبت سرعت مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل نیز مشخص می‌باشد، در نسبت سرعت پایین به‌دلیل مساحت تسخیر شده^۱ (نسبت مساحت در دوردست جریان نسبت به مساحت ورودی $(\frac{A_{\infty}}{A})$ ، خط سکون در داخل لبه حمله قرار گرفته و مقدار نیروی پسا ناشی از پیچش جریان (نیروی پسای نشستی)^۲ تا حد بسیار زیادی به شکل لبه‌های ورودی وابسته است [۱۷]. همچنین در نزدیکی دیواره به دلیل تشکیل جریان ثانویه، مقدار کاهش فشار شدید می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت سرعت، خط سکون به سمت بیرون لبه حرکت کرده و از وابستگی نیروی پسای نشستی به لبه حمله کاسته می‌شود. از طرف دیگر، به‌دلیل افزایش سرعت در کانال ورودی اتلاف انرژی سیال در داخل کانال افزایش یافته و در نتیجه مقدار نیروی پسا در مجموع افزایش

1- Captured Area
2- Spillage Drag

- of Low Speed Auxiliary Air Inlets, Using Vortex Generators”, The 20th AIAA Appl. Aerodyn. Conf., St. Louis, Missouri, USA, 2002.
11. Taskinoglu, E.S. and Knight, D. “Numerical Analysis of Submerged Inlets”, the 20th AIAA Appl. Aerodyn. Conf. St. Louis, Missouri, 2002.
 12. Taskinoglu, E.S., Jovanovic, V., Knight, D.D., and Elliot, G.S. “Multi-objective Design Optimization and Experimental Measurements for a Submerged Inlet”, The 42nd AIAA Aerosp. Sci. Meeting and Exhibit. Reno, NV, 2004.
 13. Pérez, C.C., Ferreira, Sandro. B., DaSilva, A., Figueira, L.F., Jesus, A.D., Batista, A, Oliveira, A., and Lara, G. “Numerical Study of the Performance Improvement of Submerged Air Intakes Using Vortex Generators”, The 25th Int. Cong. Aeron. Sci. Hamburg, Germany, 2006.
 14. Lejon, M. “Aerodynamic Investigation of Air Inlets on Aircrafts with Application of Computational Fluid Dynamics”, PhD Dissertation, Mälardalen University, School of Innovation, Design and Engineering, 2011.
 15. Frick, C.W., Davis, W.F., Randall, L.M. and Mossman, E.A. “An Experimental Investigation of NACA Submerged-Duct Entrances,” NACA Report ARC-5I20, 1945.
 16. “ANSYS Fluent 16.0 Users’ Manual and Documentation”, Fluent. Inc., Lebanon, USA, 2015.
 17. Vale, C. and Ringrow, H. “A300/A310 Family Optimized Air-Vent Inlet NACA Duct”, <https://studylib.net/doc/18225585/a300-a310-family-optimized-air-vent-inlet-naca-duct>.

جریان خروجی می‌گردد؛ از این‌رو، محل نصب این نوع ورودی‌ها بسیار مهم بوده و می‌بایست در مکان‌هایی نصب گردد که حداقل ضخامت لایه مرزی را داشته باشد. ضرایب بازیابی فشار نشان می‌دهد که ورودی‌های هندسه‌های نوین ۲، ۳ و استاندارد ناکا از لحاظ بازده بازیابی فشار بسیار نزدیک به یکدیگر بوده و تفاوت چندانی نمی‌کنند. با این وجود در نسبت سرعت‌های بالا ضریب پسای هندسه‌های ۲ و ۳ از هندسه استاندارد ناکا بهتر بوده است. با توجه به اهمیت ضریب پسا در مصرف سوخت، هندسه ۲ در نسبت سرعت‌های بالا پیشنهاد می‌شود.

۵- مراجع

1. White, F.M. “Fluid Mechanics”, Seventh Edition, McGraw Hill, NY, 2011.
2. Sacks, A.H. and Spreiter, J.R. “Theoretical Investigation of Submerged Inlets at Low Speed,” NACA Report TN-2323, 1951.
3. Seddon, J. and Goldsmith, E.L. “Intake Aerodynamics”, New York, N.Y., American Institute of Aeronautics and Astronautics, London, Collins Professional and Technical Books, 1985.
4. Hall, C.F. and Frank, J.L. “Ram-Recovery Characteristics of NACA Submerged inlets at High Subsonic Speeds”, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, November, 1948
5. Gault, D.E. “An Experimental Investigation of NACA Submerged Air Inlets on a 1/5-Scale Model of a Fighter Airplane”, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, 1947.
6. Delany, N. “An Investigation of Submerged Air Inlets on a 1/4-Scale Model of a Typical Fighter-Type Airplane”, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, 1948.
7. Hall, C.F. and Barclay, F.D. “An Experimental Investigation of NACA Submerged Inlets at High Subsonic Speeds I: Inlets Forward of the Wing Leading Edge”, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, 1948.
8. Mossman, E.A., “A Comparison of Two Submerged Inlets at Subsonic and Transonic Speeds”, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington, 1949.
9. Farokhi, S. “Propulsion System Design with Smart Vortex Generators”, AIRCR DES, Vol. 1, No. 3, pp. 127-143, 1998.
10. Devine, R., Watterson, J., and Cooper, A. “An Investigation into Improving the Performance