



شبیه سازی گردابه زمینی در کانال هوای یک موتور هواپیما در جهت وزش باد از روبروی موتور

عطیه میهن دوست¹، امید جهانیان^{2*}، حمید حسن زاده³

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل

3- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل

* بابل، صندوق پستی 484، jahanian@nit.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 بهمن 1395

پذیرش: 08 اردیبهشت 1396

ارائه در سایت: 06 خرداد 1396

کلید واژگان:

دینامیک سیالات محاسباتی

گردابه زمینی

گردابه ورودی

موتور جت

آسیب اشیاء خارجی

چکیده

موتور جتی که در نزدیکی زمین با سرعت کم و قدرت پیشران زیاد کار می کند می تواند جدایش جریانی از سطح زمین تا ورودی موتور را تجربه کند که منجر به تشکیل گردابه زمینی می شود. با شناخت بهتر از نحوه شکل گیری این پدیده می توان از رویدادهایی همچون ورود اشیاء خارجی به موتور، سرچ موتور، استال در کمپرسور و ارتعاش فن جلوگیری نمود. در تحقیق حاضر، تشکیل گردابه زمینی در کانال هوای موتور هواپیما با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بررسی و از نمونه ای با ابعاد 1/30 نمونه واقعی برای شبیه سازی استفاده شده است. سیال هوا، تراکم پذیر، سه بعدی و پایا در نظر گرفته شده و مدل جریان آشفته استفاده شده در پژوهش حاضر کا- امگا اس اس تی است. پس از بررسی استقلال از شبکه، مرز عدم تشکیل گردابه با رابطه ی تجربی مورفی مقایسه شد. نتایج نشان می دهد با کاهش نسبت سرعت بی بعد، هسته گردابه جابجا شده و با رسیدن به نسبت سرعت بی بعد بحرانی، گردابه زمینی از بین می رود. در نسبت سرعت های بی بعد برابر با مقدار 132، 66، 44 و 33 گردابه تشکیل شد و در نسبت سرعت بی بعد 26.4 طبق بررسی انجام شده گردابه از بین رفته است. در این مقاله برای بررسی غیریکسوختی توزیع فشار کل در صفحه فن از ضریب اعوجاج جریان استفاده شده است. مقادیر این ضریب در حضور گردابه در نسبت های سرعت بی بعد 33، 44، 66 و 132 به ترتیب برابر 0.391، 0.447 و 0.3957 می باشد. همچنین مشاهده شد که در حالت وزش باد از روبرو بیش تر از یک هسته و در حالت بدون جریان وزش باد خارجی تنها یک هسته گردابه تشکیل می شود.

Numerical simulation of inlet vortex near the inlet air duct of an aircraft engine in headwind condition

Atiyeh Mihandoust, Omid Jahanian*, Hamid Hassanzadeh

Faculty of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology, Babol, Iran

* P.O.B. 484 Babol, Iran, jahanian@nit.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 18 February 2017
Accepted 28 April 2017
Available Online 27 May 2017

Keywords:
Computational fluid dynamic
Ground vortex
Inlet vortex
Jet engine
Foreign Object Damage (FOD)

ABSTRACT

The Jet engines working near the ground, with low speed and high thrust, can experience flow separation between ground and inlet which would lead to vortices called Ground Vortex that have harmful effects on engine performance and can disrupt integrity of inlet flow. Deep understanding of the physics of this phenomenon could omit the injuries of foreign objects damages, engine surge, compressor stall, and fan vibration. In this study, the ground vortex formation near the inlet air duct of an aircraft engine is investigated using computational fluid dynamics. Simulations are performed for a 1:30 scale. The fluid flow is assumed to be compressible air, three-dimensional and steady. The k- ω SST model is employed for incorporating turbulent characteristics. After mesh study, the boundary of Vortex or No-Vortex for results of this study compared with a theoretical and an empirical correlation by Murphy which showed good agreement. Moreover, despite free stream existence, decreasing non-dimensional velocity ratio causes the movement of vortex core and by approaching the critical non-dimensional velocity ratio the ground vortex would gradually disappear. For $U^* = 33, 44, 66, 132$ ground vortex is formed, but for $U^* = 26.4$ ground vortex disappears. The computational method has subsequently been applied to configurations that are difficult to test experimentally including headwind flows. According to this study, the formation of the vortical flow field permanently affects the total pressure distortion on the engine fan face. In this paper, DC_{60} is calculated under headwind condition. These coefficients are 0.39, 0.391, 0.447 and 0.3957 at $U^* = 33, 44, 66, 132$ respectively.

Please cite this article using:

A. Mihandoust, O. Jahanian, H. Hassanzadeh, Numerical simulation of inlet vortex near the inlet air duct of an aircraft engine in headwind condition, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 6, pp. 90-100, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

1- مقدمه

هنگامی که موتور در شرایط استاتیک و یا نزدیک به استاتیک (در زمان حرکت زمینی با موتور روشن¹ و یا بلند شدن)، در سرعت‌های کم کار می‌کند احتمال تشکیل گردابه‌ای بین دهانه ورودی موتور و زمین وجود دارد که معمولاً با اصطلاح گردابه ورودی (گردابه زمینی) شناخته می‌شود.

گردابه ورودی به مدت شش دهه است که شناخته شده، اما سازوکار آن هنوز به‌طور کامل درک نشده و روش‌های مناسب برای جلوگیری از آن نیز در حال توسعه است. این «گردابه» مانند همه جریان‌های گردابی و حلقوی ممکن است خرده‌های ریز و گرد و غبار را از روی سطح زمین به داخل کانال ورودی موتور بکشد. مکش اشیای خارجی منجر به تضعیف جدی فن، فرسایش تیغه‌های کمپرسور و استاتور و همچنین اختلال در عملکرد خنک‌کننده توربین می‌شود که ممکن است تأثیر بدی روی ایمنی پرواز داشته باشد و هزینه‌های بالایی جهت تعمیر به همراه خواهد داشت و نهایتاً سبب کاهش عمر موتور می‌شود. علاوه بر این، از دیگر اثرات گردابه ورودی، می‌توان امکان ایجاد جدایش در لبه ورودی²، اتلاف فشار سکون و اعوجاج جریان ورودی را نام برد که روی عملکرد موتور تأثیر گذاشته و کاهش راندمان موتور، ارتعاش فن، استال در کمپرسور و سرج موتور را به دنبال خواهد داشت. با توجه به پیامدهای ناشی از تشکیل گردابه ورودی، در دهه‌های اخیر محققین توجه زیادی به این موضوع برای درک ویژگی‌های آن داشته‌اند [1-3]. نمونه‌ای از این پدیده در "شکل 1" نشان داده شده است.

در سال 1955 اولین تحقیق بر روی کشش اجسام خارجی به داخل موتور هواپیما انجام شد. در آن سال لوییس و همکارانش در آزمایشگاه تحقیقاتی پیشران پرواز در فلوریدا تحقیقاتی را در راستای بررسی مشکل ایجاد شده به وسیله کشش اجسام خارجی به داخل موتور و در نتیجه سرج موتور و استال کمپرسور طراحی و اجرا کردند. طبق مشاهده ایشان، این مشکل عمدتاً در زمان در حال کار بودن هواپیمای آماده پرواز و یا هنگام تست موتورها بعد از تعمیرات اساسی در آزمایشگاه، بیشتر رخ می‌داد. در نهایت اشاره داشتند که با افزایش سرعت باد مخالف (در سرعت مجاز 15 مایل بر ساعت در مدل مورد بررسی) و افزایش فاصله نقطه سکون از سطح زمین، گردابه‌ی زمینی در ورودی کانال موتور هواپیما تشکیل نشده و مشکلات ناشی از ورود اجسام خارجی تا حد زیادی کاهش می‌یابد [5]. کولهور و فالكوهار دو محقق کمپانی بوئینگ تحقیقاتی آزمایشگاهی در



Fig. 1 Ground vortex on a military turboprop engine visible due to water condensation inside vortex core [4].

شکل 1 گردابه زمینی تشکیل شده در ورودی کانال یک موتور توربوپروپن نظامی قابل مشاهده به دلیل میعان آب در هسته گردابه [4].

زمینه شکل‌گیری گردابه زمینی در ورودی کانال موتور هواپیما انجام دادند. علت ورود این کمپانی بزرگ به این موضوع آسیب‌های جدی وارده به موتورهای هواپیماهای این شرکت به علت ورود اجسام خارجی بود. هدف عمده آن‌ها فهم شرایط لازم برای ایجاد گردابه‌ی زمینی بود. آن‌ها از یک لوله به عنوان نمونه آزمایشگاهی استفاده کردند و با استفاده از نخ آغشته به تتراکلرید تیتانیوم در جریان، پدیده گردابه ورودی را ظاهر سازی و از نظر فیزیکی بررسی کردند. محققان کمپانی بوئینگ با شناخت فیزیک جریان در این پدیده و بررسی مدل جریان گردابی کلین، یک سیستم جت دمنده پس‌زننده جریان به سمت دم هواپیما را برای سرکوب کردن جریان‌های گردابی ورودی اختراع کردند که توسط اداره هوانوردی فدرال در آن زمان ثبت شد [3].

ماهیت پیچیده سیستم‌های گردابی و ناپایداری آن‌ها و محدودیت داده‌های آزمایشگاهی در دسترس منجر به توسعه ابزارها و روش‌های عددی اصولی شده است که به طراح هواپیما اجازه می‌دهد تا مسائل جریان‌های گردابی را به پیرامون هواپیمای کامل تعمیم دهد [6].

یادلین و اسمیلوویچ از کمپانی بوئینگ از دینامیک سیالات محاسباتی برای شبیه‌سازی گردابه ورودی استفاده کردند. آن‌ها به ترتیب به بررسی جریان پیرامون یک موتور تنها و سپس همراه با دیگر موتورها و بدنه تا رسیدن به کل ترکیب‌بندی هواپیما در شرایط مختلف هم چون جهت وزش باد از روبرو و وزش باد از عقب هواپیما پرداختند [6].

هو و جرمی با استفاده از کد تجاری انسیس-فلوئنت که بر مبنای معادلات میانگین رینولدز ناویر-استوکس³ است به بررسی گردابه ورودی تحت شرایط باد جانبی در کانال ورودی موتور پرداختند. ایشان با استفاده از لوله مکش در یک مدل جعبه‌ای تنها باز فرایند شبیه‌سازی را انجام دادند. امکان وجود سه رژیم جریان عمده در این حالت یعنی تشکیل گردابه عادی، تشکیل گردابه‌ی تغییر شکل یافته و عدم تشکیل گردابه، توسط ایشان مشاهده شد و همانند مطالعات پیشین، به این نتیجه رسیدند که آستانه تشکیل گردابه دارای شیب مثبت در نمودار سرعت-بی‌بعد در مقابل نسبت ارتفاع بی‌بعد است. با افزایش شیب متوسط جریان بالادست، محدوده تشکیل گردابه (پایدار یا گردابه تغییر شکل یافته) افزایش می‌یابد. این دو نویسنده از جریان تراکم پذیر استفاده کردند. در حالی که سرعت‌های جریان کاملاً در محدوده تراکم‌ناپذیر بود. این شرایط بر دقت نتیجه‌های به‌دست آمده در ناحیه ورودی و صفحه فن اثرگذار است. همچنین تعداد سلول‌های به‌کار برده شده در بررسی آن‌ها برابر 100000 و 200000 بود که به نسبت برای جریان و لایه مرزی کم است [7].

ترپ و گیرادی از موسسه تکنولوژی برزیل، با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی مطالعات وسیعی برای شناخت جزئی‌تر و بیشتر مشخصه‌های گردابه ورودی کردند. آن‌ها شبیه‌سازی سه‌بعدی را برای بدنه موتور هواپیمای دی ال آر-اف 6⁴ انجام دادند. نتایج بررسی و شبیه‌سازی آن‌ها با نتایجی که تاکنون از آزمایش‌های تجربی به‌دست آمده مطابقت می‌کند. آن‌ها همچنین با انجام آزمایش در دو حالت با لزجت و بدون لزجت، به این نتیجه رسیدند که اثر لزجت برای تشکیل گردابه ورودی لازم است و در نبود لزجت این پدیده تشکیل نمی‌شود [8].

در گزارش بعدی ترپ و گیرادی شبیه‌سازی قبلی خود را برای دو حالت عدم لغزش بر روی دیوار و لغزش بر آن نیز انجام شد. نتیجه به‌دست آمده

³ Reynolds Average Navier-Stokes (RANS)

⁴ DLR-F6

¹ Taxiing

² Lip

زمین افزایش یافته و در نتیجه گردابه زمینی قوی‌تر می‌شود. اگر چه با کاهش بیش‌تر نسبت سرعت بی‌بعد (افزایش سرعت جریان باد خارجی)، اندازه‌ی لوله فرضی جریان مکشی و میزان تماس آن با سطح زمین کاهش می‌یابد. در نتیجه اتصال گردابه زمینی رفته‌رفته کاهش می‌یابد. ایشان با استفاده از نتایج آزمایشگاهی خود رابطه‌ای جهت مشخص کردن نسبت سرعت بحرانی به دست آوردند که این دو پارامتر را در بر می‌گیرد. نسبت سرعت بحرانی نسبت سرعت بی‌بعدی است که در آن تماس لوله فرضی جریان مکشی با سطح زمین و نیز اتصال گردابه زمینی با کانال هوا قطع شده و از بین می‌رود. در نسبت‌های سرعت بی‌بعد بیش‌تر از این مقدار گردابه زمینی تشکیل شده و در نسبت‌های سرعت بی‌بعد کم‌تر از این نسبت نیز، گردابه زمینی تشکیل نمی‌گردد [14,13].

هم‌چنین با استفاده از رابطه‌ی تئوری نیز می‌توان نسبت سرعت بحرانی و مرز تشکیل یا عدم تشکیل گردابه را به دست آورد [14].

در تحقیق حاضر تاثیر جهت وزش باد از روبرو و نیز اثر مقادیر متفاوت سرعت جریان باد خارجی در این جهت بر روی تشکیل گردابه زمینی برای اولین بار در ورودی کانال هوای موتور هواپیما با ابعاد واقعی موتور ای آی-222 از هواپیمای ای تی 3^۶ بررسی شد. برای انجام این کار، یک مدل سه‌بعدی با به‌کارگیری دینامیک سیالات محاسباتی توسعه داده شده است. همان‌طور که بیان شد دو پارامتر بی بعد مهم در تشکیل گردابه زمینی نسبت ارتفاع بی‌بعد و سرعت بی‌بعد می‌باشند. با توجه به ابعاد واقعی کانال هوای موتور مورد بررسی نسبت ارتفاع بی‌بعد، ثابت و برابر با مقدار 2.28 و سرعت جریان ورودی موتور (U_i) در موارد مورد بررسی با توجه به ماخ جریان ورودی تقریباً برابر با 132 متر بر ثانیه می‌باشد. هم‌چنین ایجاد گردابه در حالت بدون وزش باد خارجی (سرعت جریان وزش باد از روبرو برابر با صفر متر بر ثانیه) نیز بررسی شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی با مرز تئوری و مرز نیمه‌تجربی به‌دست آمده توسط مورفی و مک‌منوس مقایسه شده‌است. در این مقاله علاوه بر امکان تشکیل گردابه، تعداد گردابه‌های تشکیل شده در مقادیر متفاوت سرعت باد خارجی و هم‌چنین حالت بدون وزش باد خارجی، ضریب اعوجاج جریان و تأثیر نسبت سرعت بی‌بعد بر مکان گردابه زمینی به صورت دقیق تشریح شده است.

2- تعریف مسأله و پیکربندی

به‌منظور شناخت الگوی جریان ورودی به موتور واقعی در چند رژیم از جریان آزاد و جهات متفاوت وزش باد خارجی، مقیاس 1/30 از کانال هوای موتور ای آی-222 به کمک دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی شده است. این هندسه در نرم‌افزار کتیا^۷ تولید شده و سپس وارد نرم‌افزار انسیس^۸ شده است. در این شبیه‌سازی همانند استراتژی تحقیقات پیشین [6-11] مجرای کانال هوای ورودی موتور جت به‌صورت یک استوانه با در نظر گرفتن هندسه لبه ورودی و انحنای آن مدل شده است. قطر دهانه ورودی مجرای کانال هوای موتور و هم‌چنین قطر مجرای ورودی هوا به داخل موتور (صفحه فن) در "شکل 2" مشخص شده است. در این شکل ابعاد، 1/30 ابعاد واقعی است. با توجه به این‌که اثر جریان آزاد باید آشکار دیده شود در نتیجه فضایی در اطراف کانال ورودی موتور جت به‌صورت "شکل 3" در نظر گرفته شده است. ابعاد این مکعب مستطیل در هر راستا 22 برابر طول مشخصه (قطر

نشان داد که چرخش به‌وجود آمده به واسطه حضور دیواره خارجی بدنه سهم بیشتری نسبت به چرخش به‌وجود آمده ناشی از سطح زمین در تولید گردابه ورودی دارد. این نتیجه با یافته‌های آزمایشگاهی بررسی مکانیزم گردابه ورودی در تونل باد توسط دی سروی و همکارانش از موسسه تکنولوژی ماساچوست نیز مطابقت می‌کند [9,10].

آدام کوزاکیویچ و میچل فرانت از دانشگاه فناوری نظامی لهستان نیز به صورت عددی با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، تاثیر تغییرات در سرعت، زاویه و جهت تندباد روی توسعه گردابه در هواپیمای اف-16^۱ بررسی کردند. مهم‌ترین نتیجه‌گیری آن‌ها این بود که تندباد در سرعت پایین خطرناک‌ترین مورد بررسی است زیرا سرعت پایین تندباد در محدوده وسیعی از زوایا، به تشکیل گردابه کمک می‌کند. پس از گذشت یک سال، این دو محقق اثر زاویه و جهت تندباد را بر تشکیل گردابه زمینی بر روی ورودی کانال موتور هواپیمای دو موتوره در اعداد ماخ متفاوت را بررسی کردند [11,12].

مورفی و مک‌منوس میدان سرعت جریان گردابه را به صورت کمی برای یک مدل مقیاس شده کوچک برای اولین بار با روش تصویر برداری سه‌بعدی^۲ همراه با اعوجاج فشار کل صفحه اندازه‌گیری کردند. آن‌ها در تحقیق خود اثر نسبت سرعت بی‌بعد^۳ و نسبت ارتفاع بی‌بعد^۴ و نزدیک شدن به ضخامت لایه مرزی را تحت شرایط جهت مشخص وزش باد و هم‌چنین بدون وزش باد ارزیابی کردند [13].

جانز و همکارانش از کمپانی بوئینگ به بررسی روش‌های جلوگیری از تشکیل گردابه‌های زمینی پرداختند. با توجه به بررسی آن‌ها وسیله‌های زیادی برای ممانعت یا حذف گردابه ورودی مانند جت‌های دمنده به سمت جریان‌ات گردابی اختراع شده است [2]. با این‌حال هیچ کدام از آن‌ها برای تمام حالت‌های جریان خارجی موفق نبوده‌اند. این سیستم‌ها گاهی نه تنها از ایجاد گردابه ورودی ممانعت نمی‌کرد بلکه سبب بلند شدن اشیای خارجی از سطح زمین شده و جذب اشیای خارجی را افزایش می‌داد [8].

در پنجاه سال گذشته تحقیقات زیادی در زمینه تشکیل گردابه ورودی انجام شد که به تعدادی از آن‌ها اشاره شد.

برای تشکیل گردابه زمینی باید لوله‌ی فرضی جریان مکشی^۵ ناحیه جریان مکشی به داخل موتور) با سطح زمین تماس داشته باشد. این تماس در درجه‌ی اول وابسته به دو پارامتر بی بعد فاصله موتور از سطح زمین (رابطه 1) و نسبت سرعت بی‌بعد (رابطه 2) می‌باشد [13].

$$h^* = \frac{h}{D_l} \quad (1)$$

$$U^* = \frac{U_i}{U_\infty} \quad (2)$$

که در آن h فاصله لبه پایینی کانال ورودی از سطح زمین (پایین‌ترین نقطه لبه برجسته از سطح زمین) بوده که به‌صورت $h = H - D_l/2$ محاسبه می‌شود.

مورفی و مک‌منوس در مقاله‌ی خود وابستگی این دو پارامتر را این‌گونه توضیح دادند که در نسبت‌های سرعت بی‌بعد زیاد (سرعت‌های جریان باد خارجی کم)، اندازه‌ی لوله فرضی جریان مکشی بزرگ است اما میزان چرخش ناشی از نزدیک شدن به لایه مرزی زمین کم است. با کاهش نسبت سرعت بی‌بعد (افزایش سرعت جریان باد خارجی)، چرخش در داخل لایه مرزی

⁶ AI-222

⁷ AT3

⁸ CATIA

⁹ ANSYS

¹ F-16

² PIV

³ Non-dimensional velocity ratio

⁴ Ground clearance ratio

⁵ Sucked stream-tube

می‌شود. با توجه به این که اهمیت عدد ماخ بیشتر از عدد رینولدز است در نتیجه عدد ماخ ثابت نگه داشته شده و عدد رینولدز نیز 1/30 برابر می‌شود. گرچه عدد رینولدز تغییر کرده اما چون رژیم جریان همچنان در محدوده آشفته قرار می‌گیرد می‌توان شبیه‌سازی بر مبنای این مدل مقیاس شده را درست دانست.

با توجه به ابعاد واقعی کانال هوای موتور ای آی-222، نسبت ارتفاع بی‌بعد در این مقاله برابر 2.28 است. حالت اول بررسی شده، حالت بدون وزش باد خارجی است و در حالت دوم سرعت‌های مختلف وزش باد از روبرو هواپیما (جهت نشان داده شده در شکل 3) در نظر گرفته شده است. برای در نظر گرفتن میزان سرعت جریان باد خارجی، از نسبت سرعت بی‌بعد استفاده شده است. نسبت سرعت‌های بی‌بعد مورد بررسی در تحقیق در جدول 1 ارائه شده است.

3- شبیه‌سازی عددی و معادلات حاکم بر جریان

برای حل جریان از نرم‌افزار آنسیس-فلوئنت استفاده شده که بر پایه روش حجم محدود² است. برای در نظر گرفتن اثری که موتور بر جریان هوای داخل داخل مدل کانال هوای ورودی می‌گذارد در انتهای مجرای کانال، شرط فشار خروجی³ با مشخص بودن دبی عبوری هدف اعمال شده است (شکل 4).

در شرط فشار خروجی، مقدار فشار استاتیک طبق رابطه (3) محاسبه می‌گردد. با مشخص بودن عدد ماخ در ورودی کانال موتور و فشار کل طبق رابطه (3) مقدار فشار استاتیک در ورودی کانال موتور به دست می‌آید. در پنج وجه مکعب مستطیل نیز از شرط فشار خروجی استفاده شده است.

$$\frac{P_0}{P_s} = (1 + 0.5 \times (k - 1) \times M^2)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3)$$

شرط عدم لغزش و آدیاباتیک نیز برای دیوارها در نظر گرفته شده است. در جدول 2 شرایط مرزی به کار رفته در شبیه‌سازی به همراه نماد لاتین آن‌ها آورده شده است. لازم به ذکر است که با توجه به جهت بررسی شده در تحقیق حاضر، در وجه وزش باد از روبروی موتور شرط مرزی فشار خروجی به سرعت ورودی⁴ در زمان بررسی مقادیر متفاوت سرعت جریان باد خروجی تغییر می‌کند.

جدول 1 نسبت‌های سرعت بی‌بعد مورد بررسی در وضعیت وزش باد از روبرو هواپیما

Table 1 Non-dimensional velocity ratios under headwind condition

شماره نمونه مورد بررسی	نسبت سرعت بی‌بعد (U^*)
1	132
2	66
3	44
4	33
5	26.4

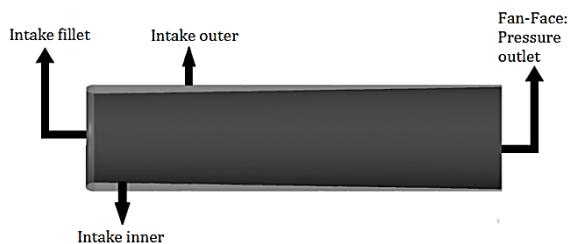


Fig. 4 The boundary of the inlet air duct of an aircraft engine

شکل 4 مرزهای کانال هوای موتور هواپیما

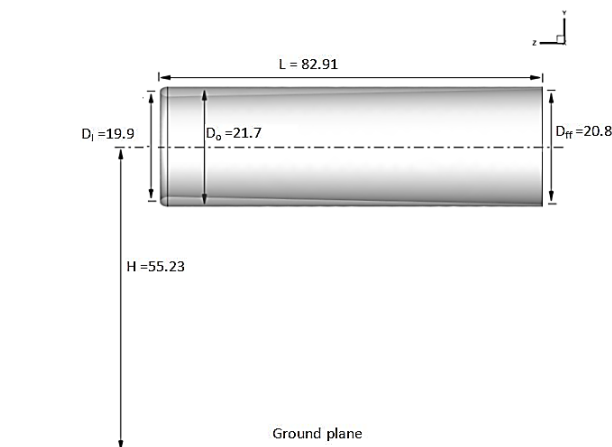


Fig. 2 Dimensioned sketch of a jet engine model, in millimeters.

شکل 2 طرح ابعاد مدل کانال هوای موتور جت مورد بررسی در واحد میلی‌متر

دهانه ورودی) است. در "شکل 3" مدل مورد بررسی بر روی وجه پشتی (وجه وزش باد از پشت هواپیما¹) قرار داشته و سایر وجهه نیز به تناسب جریان عبوری از آن‌ها نامگذاری شده‌اند. قسمت درونی و بیرونی کانال ورودی موتور جت و زمین که سطح جامد است با رنگ تیره در شکل مشخص شده است.

از آنجا که هدف اصلی این مقاله، بررسی جریان در کانال هوای ورودی موتور بوده است، موتور هواپیما به صورت مستقل مدل نشده و به جای آن شرایط مرزی به هندسه اعمال شده است. این رویه در تحقیقات پیشین [6-13] نیز انجام شده است.

در مورد مقیاس کانال هوای موتور جت مدنظر برای مقیاس کردن نمونه واقعی طبق قوانین تشابه باید تمامی اعداد بی‌بعد ثابت بمانند [15]. دو گروه بی‌بعد که در آنالیز تشابهی به دست می‌آیند عدد رینولدز و عدد ماخ است که مقدار آن‌ها به ترتیب برابر 5.6×10^3 و 0.388 می‌باشد. برای مقیاس کردن اگر نمونه اصلی به اندازه 1/30 کوچک شود برای ثابت نگه داشتن عدد رینولدز سرعت جریان نیز به همین تناسب باید بزرگ شود، در این شرایط عدد ماخ 30 برابر بزرگتر شده و رژیم جریان از محدوده زیرصوتی وارد فراصوتی

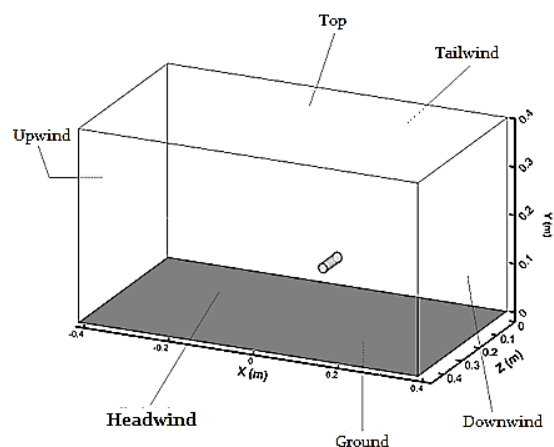


Fig. 3 Dimensioned domain enclosing jet engine model, with labeled faces and coordinate

شکل 3 ناحیه پیرامون مدل کانال هوای موتور جت همراه با نامگذاری صفحات و دستگاه مختصات

² Finite Volume

³ Pressure Outlet

⁴ Velocity inlet

¹ Tailwind

جدول 2 شرایط مرزی به کار رفته در هر کدام از ناحیه‌ها

Table 2 Boundary conditions selection for each domain zone

صفحه (یا ناحیه)	نماد	نوع شرط مرزی
بدنه کانال هوا	Nacelle	عدم لغزش یا همان دیوار
سطح زمین	Ground plane	عدم لغزش یا همان دیوار
لبه ورودی	Intake fillet	عدم لغزش یا همان دیوار
صفحه‌ی ورودی فن	Fan-Face	فشار خروجی (با در نظر گرفتن دبی عبوری هدف)
وجه بالای ناحیه‌ی محاسباتی	Top	فشار خروجی
وجه جهت وزش باد از پشت موتور هواپیما	Tailwind	فشار خروجی
وجه جهت وزش باد از روبروی موتور هواپیما	Headwind	فشار خروجی
وجه وزش باد جانبی (وجه پایین دست)	Downwind	فشار خروجی
وجه وزش باد بالادست	Upwind	فشار خروجی

هوا به صورت تراکم‌پذیر فرض شده و چگالی آن از رابطه گاز ایده‌آل محاسبه می‌گردد. برای شبیه‌سازی جریان آشفته نیز از مدل آشفتگی کا-امگا اس تی¹ استفاده شده است [16,7,5,1].

با استفاده از روش متوسط‌گیری، معادلات متوسط و نوسانی حاکم بر جریان آشفته به دست می‌آیند. در این جا فرض بر آنست که سیال هوا، تراکم‌پذیر و دارای ترکیب ثابت است. روابط (4) تا (6)، روابط متوسط پیوستگی و مومنتوم و انرژی حاکم بر جریان تراکم‌پذیر و روابط (7) و (8)، روابط آشفتگی مدل کا-امگا اس تی در شرایط پایا هستند که ضرایب ثابت در جدول 3 از ترکیب ضرایب ثابت دو مدل کا-اپسیلون² و کا-امگا³ با استفاده از رابطه (9) محاسبه می‌شوند [19-17].

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial P_s}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(t_{ji} + \rho \tau_{ji}) \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_i \left(h + \frac{1}{2} u_i u_i + k \right) \right] &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u_i (t_{ji} + \rho \tau_{ji}) + \left(\frac{\mu}{Pr_L} + \frac{\mu}{Pr_T} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} + \left(\mu + \sigma^* \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} &= \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ &2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (9)$$

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)} \quad (10)$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (11)$$

¹ k- ω SST² k - ϵ ³ k - ω

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right); \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \quad (12)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500 \nu}{y^2 \omega} \right) \right\}^2 \quad (13)$$

$$P_\omega = \gamma \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (14)$$

از روش حل کوپل⁴ در نرم‌افزار فلوئنت برای همبستگی بین فشار و سرعت استفاده شده است که مهمترین مزیت این روش پایداری بالا در حل معادلات است. برای گسسته‌سازی تمامی اسکالرها به غیر از فشار از روش بادسو مرتبه دوم⁵ استفاده شده تا بیشترین دقت حاصل شود. برای گسسته‌سازی فشار نیز از روش پرستو⁶ استفاده شده است، زیرا این روش برای گردان‌های زیاد فشار بسیار مطلوب می‌باشد. برای شتاب در روند همگرایی نیز روش شبه گذرا⁷ با گام⁸ 10^{-5} ثانیه به کار گرفته شده است.

4- استقلال از شبکه و راستی آزمایشی مدل

برای تولید شبکه از قسمت شبکه‌بندی⁸ نرم‌افزار انسیس استفاده شده است. نوع سلول‌ها هرمی می‌باشد و در سطح بیرونی و داخلی کانال هوای موتور از شبکه لایه-مرزی استفاده شده است. برای اعمال فرایند ریز کردن شبکه از ایجاد صفحاتی در زیر ورودی کانال هواپیما روی سطح زمین (محل تشکیل گردابه) استفاده شده است و در ورودی کانال هوا نیز شبکه ریز شده است (شکل 5). ریز کردن شبکه در این نواحی باعث می‌شود که نواحی چرخشی ایجاد شده نزدیک سطح زمین به علت تشکیل گردابه و نواحی جدایش جریان به خوبی دیده شده و دقت حل در آن نواحی که گردان‌های جریان در آن زیاد است بالا می‌رود. بدین ترتیب جزئیات گردابه‌ی ایجاد شده و مکش آن از روی سطح زمین بهتر دیده خواهد شد. برای کنترل شبکه در لبه‌ی ورودی نیز از ریز کردن شبکه روی سطح داخلی کانال ورودی هوا استفاده شده است. همچنین برای کاهش تعداد سلول‌ها از قسمت دهانه ورودی کانال هوای موتور جت و قسمت تصویر شده آن بر روی زمین شبکه درشت‌تر شده و تا سطح‌های فضای محاسباتی (وجه‌های مکعب مستطیل) ادامه یافته است (شکل 5).

برای مستقل شدن جواب‌ها از تعداد نقاط شبکه، محل کمینه فشار استاتیک در صفحه‌ی نزدیک به زمین بررسی شده است. در "شکل‌های 6 و 7" به ترتیب تغییرات مکانی در راستای محور x و z که نسبت به قطر دهانه‌ی ورودی بی‌بعد شده‌اند، رسم شده است. همان‌طور که در شکل‌ها نیز مشخص است دو شبکه با تعداد 3 و 6 میلیون تغییرات زیادی نسبت به یکدیگر نداشته، در نتیجه شبکه 3 میلیونی به عنوان شبکه معیار انتخاب شده و تحلیل‌ها نیز بر روی همین شبکه انجام شده است.

برای راستی‌آزمایی مدل، ابتدا از رابطه‌ی تئوری که با استفاده از دو

جدول 3 ضرایب ثابت در معادلات آشفتگی [18]

Table 3 Turbulence model constants [18]	
$\sigma_{k1} = 0.85$	$\sigma_{k2} = 1.0$
$\sigma_{\omega 1} = 0.5$	$\sigma_{\omega 2} = 0.856$
$\beta_1 = 0.0750$	$\beta_2 = 0.0828$
$\gamma_1 = 0.55$	$\gamma_2 = 0.44$
$a_1 = 0.31$	$\beta^* = 0.09$
$k = 0.41$	

⁴ Coupled⁵ Second order upwind⁶ PRESTO!⁷ Pseudo Transient⁸ Meshing

باد خارجی با میانگین صفحه‌ای سرعت میانگین برابر بوده و نسبت سرعت بی‌بعد بحرانی از رابطه (15) به دست می‌آید [13].

$$\left(\frac{U_i}{U_\infty}\right)_{\text{crit}} = U_{\text{crit}}^* = 4\rho^* \left(\frac{D_l}{D_{\text{ff}}} \frac{h}{D_l} + \frac{D_l}{2D_{\text{ff}}}\right)^2 \quad (15)$$

که در این رابطه، نسبت چگالی (ρ^*) از رابطه‌ی (16)، با توجه به روابط ایزنتروپیک و عدد ماخ (M) برابر با 0.388 به دست می‌آید.

$$\rho^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (16)$$

در رابطه (16)، k برابر با 1.4 می‌باشد. همان‌گونه که بیان شد با استفاده از نسبت سرعت بحرانی به دست آمده از رابطه (15) نسبت سرعت بی‌بعد مشخصی تعیین می‌شود که در نسبت‌های سرعت کمتر از آن گردابه تشکیل نشده و در مقادیر بیشتر، گردابه تشکیل می‌شود. با توجه به این که نسبت ارتفاع بی‌بعد مدل مورد بررسی تحقیق حاضر برابر با 2.28 است، با جایگذاری در معادله، نسبت سرعت بی‌بعد بحرانی برای از بین رفتن گردابه زمینی، 30.48 به دست می‌آید. لذا در نسبت‌های سرعت بی‌بعد کمتر از این مقدار طبق مرز ارائه شده گردابه‌ی زمینی تشکیل نمی‌گردد و در نسبت‌های سرعت بی‌بعد بالاتر گردابه تشکیل می‌شود. مدل حاضر برای 5 نسبت سرعت بی‌بعد مختلف (مطابق جدول 1) تحلیل شده است. همان‌طور که در "شکل 8" مشخص شده است، در نمونه بررسی شده شماره 5 با نسبت‌های سرعت بی‌بعد 26.4 گردابه‌ای شکل نگرفته اما در سایر شرایط، گردابه ایجاد شده است. این نتایج در تطابق کامل با مرز پیش‌بینی شده تئوری رابطه (15) دارد. مورفی و مک‌منوس در سال 2011 با استفاده از روش اتصال داده‌های آزمایشگاهی خود در نسبت‌های ارتفاع بین 0.25 تا 0.4 و همچنین در نظر گرفتن ضخامت جابجایی لایه مرزی ($\delta^*/D_l = 0.11$)، رابطه‌ی (17) را برای به دست آوردن نسبت سرعت بحرانی، به دست آوردند.

$$\left(\frac{U_i}{U_\infty}\right)_{\text{crit}} = 8.5 \times \frac{h}{D_l} + 1.2 \quad (17)$$

با توجه به نسبت ارتفاع بی‌بعد تحقیق حاضر، نسبت سرعت بحرانی با توجه به رابطه (17) برابر با 20.58 می‌باشد. اکنون نتایج حاصل از شبیه‌سازی با این مرز (نسبت سرعت بحرانی 20.58) مقایسه می‌شود. با توجه به این که در تحقیق حاضر در جهت وزش باد از روبرو در نسبت سرعت 26.4 گردابه زمینی تشکیل می‌شود، این نمونه با این مرز اختلاف دارد و در ناحیه‌ی عدم تشکیل گردابه و پایین مرز ارائه شده‌ی آن‌ها قرار گرفته‌است. علت اختلاف با این مرز این است که اولاً نسبت‌های ارتفاع بی‌بعدی که آزمایش مورفی و مک‌منوس در آن انجام شده و رابطه (17) به دست آمده در بازه 0.25-0.4 بوده و ضخامت لایه مرزی هم در تحقیق آن‌ها در نظر گرفته شده است. با این حال نتایج مورد بررسی تحقیق حاضر به جز 1 نمونه در باقی موارد مطابقت می‌کنند.

5- بحث و بررسی نتایج

5-1- حالت بدون وزش باد خارجی (سرعت جریان برابر با صفر)

برای نشان دادن تشکیل گردابه، خطوط جریان در سطحی موازی صفحه $z-x$ در نزدیکی زمین (نمای بالا) در "شکل 9" ترسیم شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است با توجه به گردابه تشکیل شده که محور آن در راستای y (مولفه عمود بر زمین) است مرکز گردابه ورودی دارای بیشترین چرخش بوده و با رنگ سفید روشن نیز مشخص است. خط جریان‌های مماس

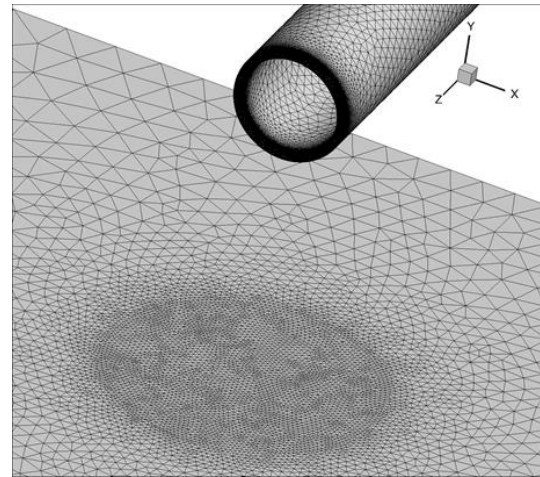


Fig. 5 Mesh generated in ANSYS-Meshing

شکل 5 شبکه تولید شده در نرم‌افزار شبکه‌بندی انسیس

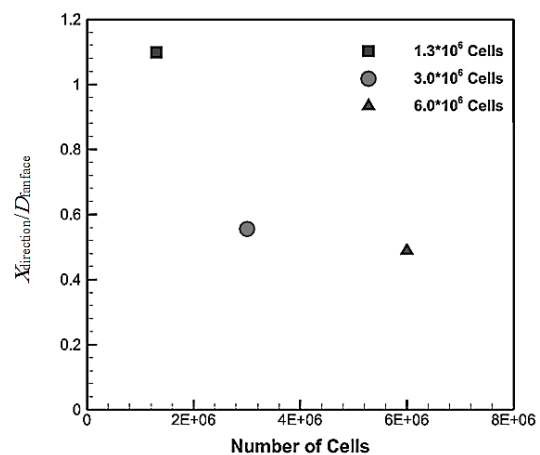


Fig. 6 Changes of static pressure along the Z axis in terms of the number of cells

شکل 6 تغییرات فشار استاتیک در راستای محور x برحسب تعداد سلول

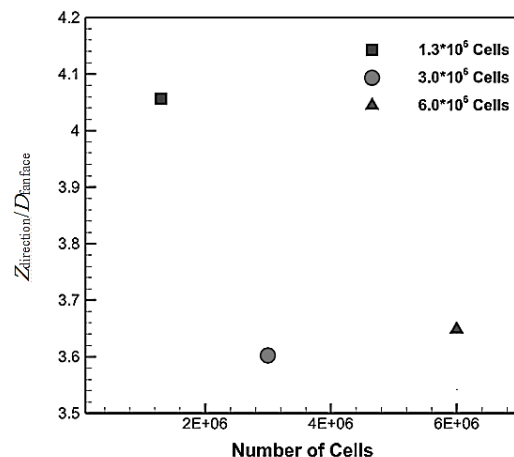


Fig. 7 Changes of static pressure along the Z axis in terms of the number of cells

شکل 7 تغییرات فشار استاتیک در راستای محور z برحسب تعداد سلول

مشخصه سرعت بی‌بعد و ارتفاع بی‌بعد، ناحیه تشکیل گردابه را از ناحیه عدم تشکیل گردابه متمایز می‌کند استفاده می‌شود. (رابطه 15). باید توجه داشت که با توجه به این که ضخامت لایه مرزی در نظر گرفته نشده، سرعت جریان

¹ Data- fitting

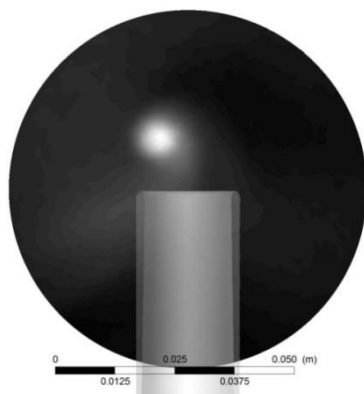


Fig. 10 Temperature contour on the z-x plane

شکل 10 نمای دما از نمای بالا و موازی با صفحه z-x

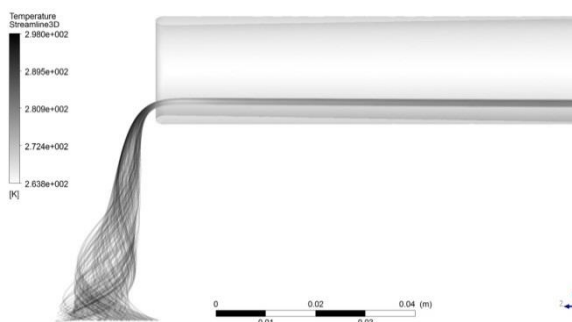


Fig. 11 Inlet vortex and temperature variations on it

شکل 11 گردابه ورودی و تغییرات دما بر روی آن

روبرو باعث حرکت گردابه به سمت زیر ورودی کانال می‌گردد. همان‌طور که موتیکا بیان کرد در "شکل 12"، مکان گردابه در جهت وزش باد از روبرو همراه با افزایش سرعت جریان باد خارجی رفته رفته به سمت زیر کانال تغییر مکان داده است. در "شکل (a) 12" ابتدا گردابه‌ی زمینی در جلوی کانال شکل گرفته و در "شکل (b) 12" مکان گردابه به زیر کانال جابجا شده و در "شکل‌های (c) 12 و (d) 12"، از اتصال گردابه بین زمین و کانال هوای موتور کاسته شده و در "شکل (e) 12"، این اتصال کاملاً قطع شده و گردابه‌ی زمینی ناپدید می‌شود.

5-3- تأثیر وزش باد بر تعداد هسته‌های گردابه‌ی زمینی

با مقایسه بررسی‌های حاصل از شکل‌گیری گردابه در وضعیت بدون وزش باد خارجی و وزش باد از روبرو، نواحی تمرکز هسته گردابه و تعداد گردابه‌های تشکیل شده در ناحیه ورودی کانال متفاوت است. در وضعیت بدون وزش باد تنها و یک گردابه‌ی زمینی شکل گرفته است. این در حالی است که در جهت وزش باد از روبرو هواپیما، بیش‌تر از یک ناحیه تمرکز افت فشار و چرخش گردابه دیده می‌شود. در "شکل‌های 13 و 14" مکان هسته‌ی گردابه (تمرکز چرخش) در صفحه‌ی نزدیک سطح زمین با فلش مشخص شده است.

5-4- ضریب اعوجاج جریان¹

از جمله ضرائبی که در بررسی پدیده گردابه زمینی و اعوجاج ایجاد شده در حضور این گردابه‌ها در صفحه‌ی فن ورودی موتور بررسی می‌گردد، ضریب اعوجاج جریان می‌باشد. این ضریب، معیاری از میزان انحراف و اعوجاج جریان

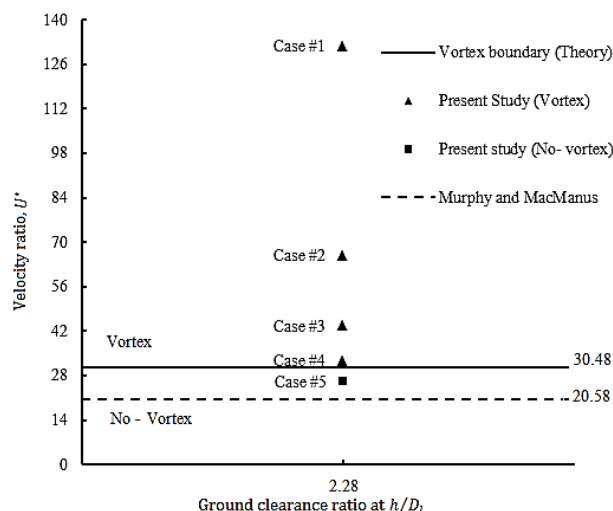


Fig. 8 Present study and experiment results comparison

شکل 8 مقایسه نتایج مطالعه حاضر و نتایج تجربی

بر این صفحه نیز در این شکل نشان می‌دهد که جریان از فضای اطراف کشیده شده و درست در قسمت زیرین لبه ورودی از زمین جدا شده و تشکیل گردابه زمینی را می‌دهند.

در "شکل 11" تحت شرایط بدون وزش باد خارجی گردابه‌ای که از سطح زمین جدا شده و وارد قسمت ورودی شده است به‌خوبی مشخص است. در "شکل 10" کمترین دما در محل جدایش جریان و تشکیل گردابه زمینی اتفاق می‌افتد (ناحیه سفید رنگ)، در "شکل 11" نیز این کاهش دما ادامه یافته و در قسمت لبه ورودی که سرعت جریان، به بیشترین مقدار خود می‌رسد دما نیز کاهش می‌یابد.

در شرایطی که رطوبت نسبی هوا بالا باشد (نزدیک به 100 درصد) و یا ذرات آب در هوا موجود باشد، این کاهش دما می‌تواند تا نقطه شبنم ادامه یابد و باعث تشکیل قطره‌های آب شود، تشکیل این قطره‌ها همانند "شکل 1" باعث آشکار شدن گردابه ورودی می‌شود [2].

5-2- تأثیر جهت وزش باد از روبرو بر مکان گردابه‌ی زمینی

یکی از مشاهدات قابل توجه موتیکا [20] تأثیر جهت وزش باد بر تغییر مکان گردابه است. وی بیان کرد برای ارتفاع‌های ثابت موتور از زمین، جهت وزش باد در تغییر مکان گردابه تأثیر دارد و افزایش سرعت باد در جهت وزش از

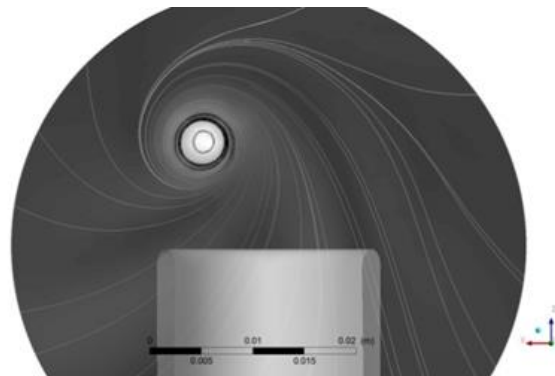


Fig. 9 Rotation of velocity streamlines on z-x plane under no-wind condition

شکل 9 چرخش خطوط سرعت جریان در صفحه z-x در وضعیت بدون وزش باد خارجی

¹ DC₆₀

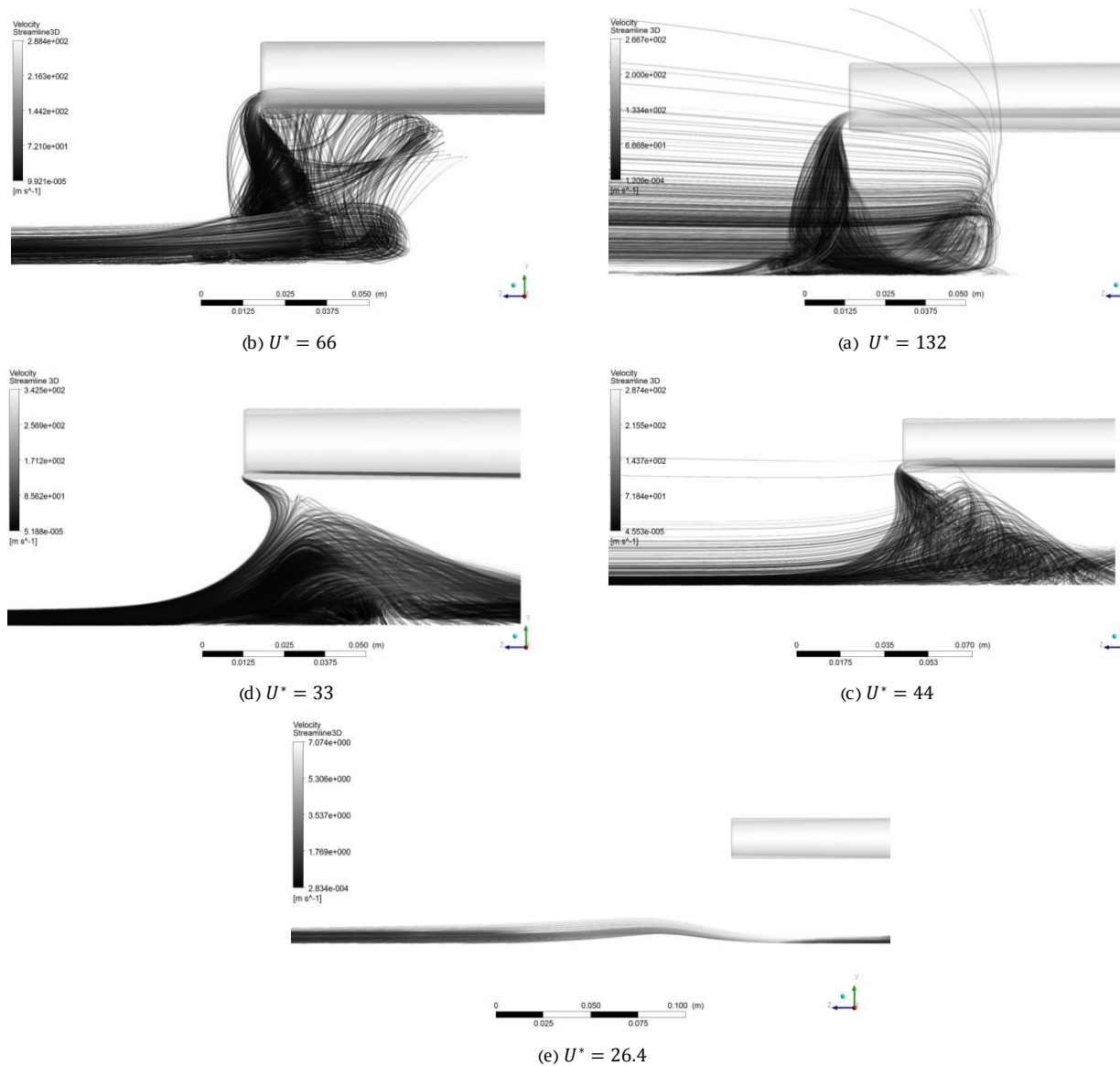


Fig. 12 3-D y-z in-plane velocity streamlines in under headwind condition for different U^*

شکل 12 الگوی جریان ورودی سه‌بعدی در صفحه y-z در نسبت‌های سرعت بی‌بعد مختلف در وضعیت وزش باد از روبرو

جریان را در 60 درجه از صفحه فن دارد. مقدار این ضریب با توجه به رابطه (18) محاسبه می‌شود [16].

در بدترین قطاع 60 درجه در صفحه فن ورودی موتور است. منظور از بدترین قطاع ناحیه‌ای است که بیش‌ترین افت میانگین صفحه‌ای فشار کل¹ و اعوجاج

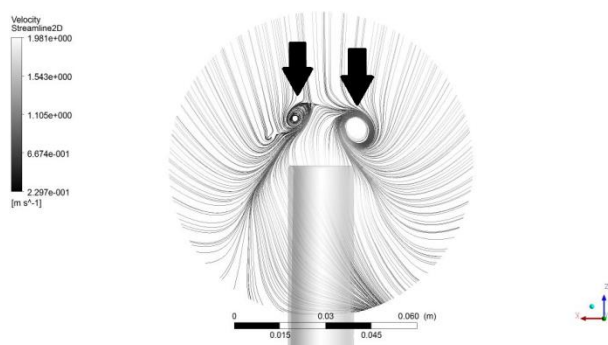


Fig. 14 Formation of two vortex cores under headwind condition at 2-D velocity streamlines on the near ground plane

شکل 14 تشکیل دو هسته‌ی گردابه‌ی زمینی در وضعیت وزش جریان باد از روبرو در الگوی سرعت جریان دوبعدی بر روی صفحه‌ی نزدیک زمین

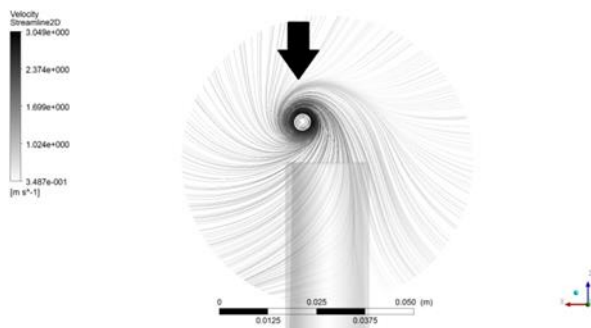


Fig. 13 Formation of one vortex core under No-wind condition at 2-D velocity streamlines on the near ground plane

شکل 13 تشکیل یک هسته‌ی گردابه‌ی زمینی در وضعیت بدون وزش جریان باد خارجی در الگوی سرعت جریان دوبعدی بر روی صفحه‌ی نزدیک زمین

¹ Area-weighted average of total pressure

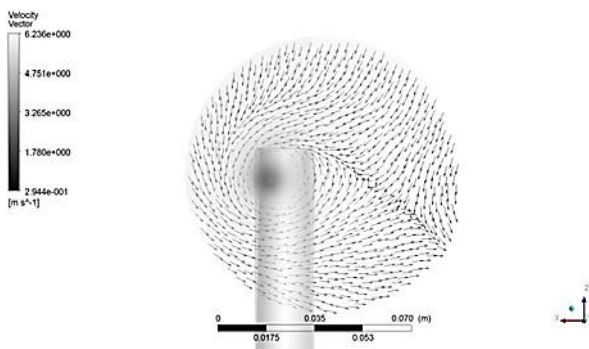


Fig. 17 x-z in-plane velocity vectors with the pressure contour in $U^* = 66$

شکل 17 الگوی بردارهای سرعت به همراه نمایه فشار در صفحه X-Z در نسبت سرعت بی‌بعد 66

با کاهش نسبت سرعت بی‌بعد به مقدار 44 (افزایش سرعت جریان باد محیطی به 3 متر بر ثانیه)، گردابه‌ی دیگر نیز از زمین شروع به جدا کردن کرده و اتصال لوله‌ی فرضی جریان مکشی با سطح زمین کاهش یافته است (شکل (c) 12) و سبب افت حدوداً 12.5 درصد در ضریب اعوجاج جریان شده است. با کاهش بیش‌تر نسبت سرعت بی‌بعد به مقدار 33 (افزایش سرعت جریان باد محیطی به 4 متر بر ثانیه)، با توجه به این‌که اتصال گردابه‌ها با زمین به کم‌ترین میزان نمونه‌های مورد بررسی رسیده (شکل (d) 12) و گردابه‌ها در حال از بین رفتن می‌باشند، لذا ضریب اعوجاج جریان نیز حدود 0.25 درصد کاهش یافته است.

6- نتیجه‌گیری

در این بررسی گردابه ورودی در مدلی که 1/30 نمونه واقعی از موتور جت می‌باشد به کمک نرم‌افزار انسیس-فلوئنت تجزیه و تحلیل شد.

- نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که در نبود جریان آزاد گردابه ورودی تشکیل شده و می‌تواند تا داخل مجرای ورودی موتور ادامه یابد. جدایش جریان تقریباً در ناحیه ورودی کانال؛ بر روی زمین اتفاق می‌افتد.
- همچنین بررسی تغییرات دمایی نشان می‌دهد که دما در هسته گردابه ورودی می‌تواند تا نقطه شبنم کاهش یافته و در صورت بالا بودن رطوبت نسبی امکان تشکیل قطره‌های آب وجود خواهد داشت.
- نتایج نشان می‌دهند با کاهش نسبت سرعت بی‌بعد، هسته گردابه جابجا شده و با رسیدن به نسبت سرعت بی‌بعد بحرانی، گردابه زمینی از بین می‌رود. در نسبت سرعت‌های بی‌بعد برابر با مقدار 132، 66، 44 و 33 گردابه تشکیل شد و در نسبت سرعت بی‌بعد 26.4 طبق بررسی انجام شده گردابه از بین رفته است.
- مشاهده شد که در حالت وزش باد از روبرو تعداد هسته‌های گردابه به بیش‌تر از یک هسته می‌رسد و در حالت بدون جریان وزش باد خارجی تنها یک هسته گردابه تشکیل می‌شود.
- طبق رابطه تئوری نسبت سرعت بحرانی برابر با 30.58 به دست آمد که نتایج عددی برای جریان‌های سرعت بی‌بعد بالاتر از این مقدار نیز عدم تشکیل گردابه ورودی را پیش‌بینی می‌کنند.
- همچنین طبق رابطه ارائه شده توسط مورفی و مک‌منوس نسبت سرعت بی‌بعد بحرانی برابر با 20.58 محاسبه شد که در نمونه

$$DC_{60} = \frac{P_{ff} - P_{60}}{q_{ff}} \quad (18)$$

تغییرات ضریب اعوجاج جریان در مقابل نسبت سرعت بی‌بعد، در 4 نمونه مورد بررسی که گردابه در آن‌ها شکل گرفته است در "شکل 15" ارائه شده است.

با توجه به "شکل 15" در نسبت سرعت بی‌بعد برابر با 132 (سرعت جریان باد محیطی برابر با 1 متر بر ثانیه)، دو گردابه زمینی در دو جهت مخالف هم در ناحیه‌ی جلوی کانال ورودی موتور تشکیل شده و سبب ایجاد اعوجاج در جریان ورودی به کانال هوای موتور شده‌اند. "شکل 16" تشکیل دو گردابه زمینی در جلوی کانال هوای موتور را بر روی صفحه‌ی نزدیک زمین نشان می‌دهد. در "شکل 16" دو ناحیه‌ی تیره رنگ در مکان چرخش بردارهای سرعت ناشی از حضور دو هسته‌ی گردابه می‌باشد. همچنین نواحی تیره‌رنگ دیگری که در شکل در راستای کانال کشیده شده نیز نشان‌دهنده‌ی افت فشار ناشی از کشیده شدن بخشی از جریان‌های گردابی در راستای وزش باد خارجی با سرعت 1 متر بر ثانیه می‌باشد.

با کاهش نسبت سرعت بی‌بعد به مقدار 66 (افزایش سرعت جریان باد خارجی به 2 متر بر ثانیه) مطابق "شکل (b) 12" یکی از گردابه‌ها در راستای زمین کشیده شده و مکان گردابه‌ی دیگر به زیر کانال منتقل شده و سبب افزایش حدوداً 12 درصد در ضریب اعوجاج جریان شده است. انتقال هسته‌ی گردابه به زیر کانال در "شکل 17"، نشان داده شده است. در این شکل نیز ناحیه‌ی تیره رنگ بیان‌گر افت فشار در هسته‌ی گردابه بوده و چرخش بردارهای سرعت مکان و جهت چرخش مرکز گردابه زمینی را نشان می‌دهد.

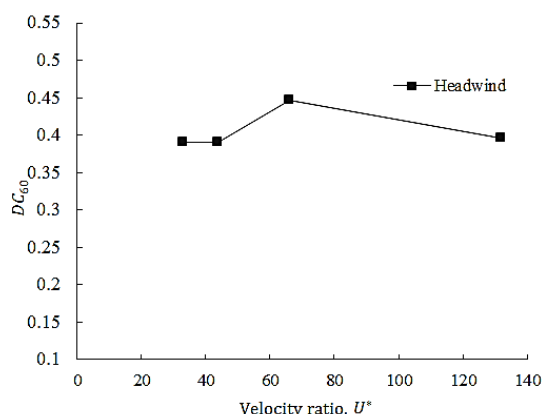


Fig. 15 DC_{60} against velocity ratio

شکل 15 نمودار تغییرات ضریب اعوجاج جریان در مقابل نسبت سرعت بی‌بعد

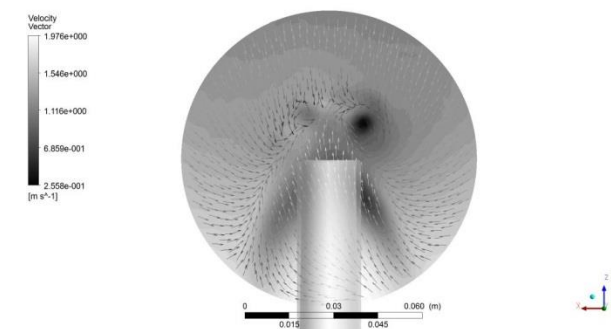


Fig. 16 x-z in-plane velocity vectors with the pressure contour in $U^* = 132$

شکل 16 الگوی بردارهای سرعت به همراه نمایه فشار در صفحه X-Z در نسبت سرعت بی‌بعد 132

نسبت چگالی	ρ^*	مورد بررسی شماره 5 با نسبت سرعت بی بعد 26.4 مطابقت
مولفه های تانسور تنش	τ_{ij}	نکرده که دلیل این امر را می توان این گونه توضیح داد که رابطه
متغیر	ϕ	نیمه تجربی به دست آمده توسط مورفی و مک منوس در
نرخ انحلال لزجت	ε	نسبت های ارتفاع بی بعد پایین و بین 0.25-0.4 به دست آمده و
ضریب اتمیسته	γ	هم چنین وی در تحقیق خود ضخامت لایه مرزی را نیز در نظر
چرخش میانگین	Ω	گرفته که در تحقیق حاضر این ضخامت در نظر گرفته نشده
ضرایب ثابت در معادله نرخ اضمحلال	σ_k	است. با این حال در بقیه موارد شبیه سازی نتایج عددی با این
ضرایب ثابت در معادله آشفتگی انرژی جنبشی	$\beta^*, \sigma^*, \sigma_k$	مرز مطابقت می کنند.
دلتای کرونگر	δ_{ij}	• در این تحقیق با بررسی ضریب اعوجاج جریان در صفحه فن
ضخامت جابجایی لایه مرزی (mm)	δ^*	موتور، ملاحظه شد که این نوع از جریان های گردابی بر جریان
نرخ اضمحلال ویژه	ω	متوسط فشار کل در کانال موتور تأثیر گذاشته و موجب اعوجاج و
نرخ اضمحلال ویژه برای محاسبه لزجت ادی	$\tilde{\omega}$	غیریکنواختی جریان شده است. مقدار این ضریب و تغییرات آن
مقدار محلی لزجت مولکولی سینماتیکی ($m^2 s^{-1}$)	ν	بسته به شرایط مختلف و وضعیت گردابه زمینی، متغیر می باشد.
لزجت سینماتیکی آشفتگی ($kgm^{-1} s^{-1}$)	ν_t	این میزان کوچک سازی می تواند هزینه محاسباتی و همین طور
زیر نویس ها		آزمایشگاهی را بسیار کاهش داده و می توان تشکیل گردابه ورودی را در انواع
حالت سکون	0	موتورها بررسی کرده و روش های مختلف ممانعت از تشکیل گردابه و رفتار
بحرانی	crit	جریان ورودی را مورد تجزیه و تحلیل قرار داد.
صفحه فن	ff (fan face)	

7- فهرست علائم

تابع مدل آشفتگی	CD_ω
قطر صفحه دی بروی (mm)	D
انرژی داخلی ویژه (J/kg)	e
انرژی کل (J)	E
تابع ترکیبی اول	F_1
تابع ترکیبی دوم	F_2
آنتالپی ویژه (J/kg)، فاصله از نیمه لبه برجسته کانال	h
هوای موتور تا سطح زمین (mm)	
نسبت ارتفاع بی بعد	h^*
فاصله مرکز صفحه ورودی کانال از سطح زمین (mm)	H
نسبت ظرفیت گازها در فشار ثابت به حجم ثابت، نرخ	k
اضمحلال آشفتگی انرژی جنبشی ویژه	
عدد ماخ	M
فشار متوسط کل ($kgm^{-1} s^{-2}$)	P
عدد پرانتل	Pr
فشار دینامیکی میانگین کل ($kgm^{-1} s^{-2}$)	q
مولفه های تانسور نرخ تنش	S_{ij}
مولفه های تانسور نرخ کرنش	$\bar{S}_{ij}$
تانسور تنش لزج میانگین	t_{ij}
بردار سرعت در جهت i (ms^{-1})	u_i
سرعت جریان (ms^{-1})	U
میانگین صفحه ای سرعت (ms^{-1})	$\bar{U}$
نسبت سرعت بی بعد	U^*

علائم یونانی

لزجت دینامیکی ($kgm^{-1} s^{-1}$)	μ
ضریب افت فشار کل	ζ
لزجت آشفتگی ($kgm^{-1} s^{-1}$)	μ_t
چگالی جرمی میانگین (kgm^{-3})	ρ

8- مراجع

- [1] N. Horvath, *Inlet Vortex Formation Under Crosswind Condition*, M. S. Thesis, Worcester Polytechnic Institute, Worcester, Massachusetts, 2013.
- [2] C. Johns, The aircraft engine inlet vortex problem, , *AIAA 2002-5894, AIAA's Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO)*, 2002.
- [3] J. L. Colehour, B. W. Farquhar, Inlet vortex, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 1, pp 39-43, 1971.
- [4] Shmilovich, Y. Yadin, Flow control techniques for transport aircraft, *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 3, pp. 489-502, 2011.
- [5] L. A. Rodert, B. F. Garrett, Ingestion of foreign objects into turbine engines by vortices, *National Advisory Committee for Aeronautics (NACA)*, Issue 3330 of Technical note, 1955.
- [6] Y. Yadin, A. Shmilovich, Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, January 9-12, Vol. 56, 2006.
- [7] W. H. Ho, H. Dumbleton, M. Jermy, Effect of upstream velocity gradient on the formation of sink vortices in a jet engine test cell, *Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists, IMECS, Citeseer*, Vol 2, pp. 1767-1772, Hong Kong, March 19-21, 2008.
- [8] L. Trapp, R. D. Motta Girardi, Crosswind effects on engine inlets: The inlet vortex, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, pp. 577-589, 2010.
- [9] L. Trapp, R. Girardi, Evaluation of engine inlet vortices using CFD, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the new horizons forum and aerospace exposition 09 - 12 january 2012, Nashville, Tennessee*, 2012.
- [10] F. De Siervi, H. C. Viguier, E. M. Greitzer, C. S. Tan, Mechanisms of inlet-vortex formation, *Journal of Fluid Mechanics*, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Vol. 124, pp 173-207, 1982.
- [11] Kozakiewicz, M. Frant, Analysis of the gust impact on inlet vortex formation of the fuselage-shielded inlet of an jet engine powered aircraft, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Warsaw, Vol. 51, No. 4, pp. 993-1002, 2013.
- [12] Kozakiewicz, M. Frant, Numerical analysis of the intake vortex formation in the case of a double fuselage shielded inlet, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Warsaw, Vol. 52, No. 3, pp. 757-766, 2014.
- [13] J. P. Murphy, D. G. MacManus, Inlet ground vortex aerodynamics under headwind conditions, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 3, pp. 207-215, 2011.
- [14] J. Murphy, *Intake Ground Vortex Aerodynamics*, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Cranfield University, Cranfield, 2008.

- engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [19] M. R. Ansari, E. Salimi, B. Habibpour, P. Adibi, three dimensional simulation of slug two-phase flow regime in a horizontal channel using vof method, Faculty of Mechanical Engineering, *Tarbiat Modares University*, Tehran, Iran, Vol. 14, No. 7, pp. 176-182, 2014, (in Persian فارسی)
- [20] D. L. Motycka, W. A. Walter, G. L. Muller, An analytical and experimental study of inlet ground vortices, *9th Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada*, November 5-7, 1973.
- [15] D. E. Glenny, N. G. Pyestock, *Ingestion of Debris into Intakes by Vortex Action*, 1st edition, HM Stationery Office, pp 1-50, 1970.
- [16] N. Mishra, D. MacManus, J. Murphy, Intake ground vortex characteristics, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 226, No. 11, pp. 1387-1400, 2011.
- [17] D. C. Wilcox, Formulation of the kw turbulence model revisited, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 11, pp. 2823-2838, 2008.
- [18] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for