ماهنامه علمى پژوهشى



مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

## شبیهسازی گردابه زمینی در کانال هوای یک موتور هواپیما در جهت وزش باد از روبروی موتور

عطيه ميهندوست<sup>1</sup>، اميد جهانيان<sup>2</sup>\*، حميد حسنزاده<sup>3</sup>

1- دانشجوی کارشناسیارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل

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

3- دانشجوى دكترى، مهندسي مكانيك، دانشگاه صنعتى نوشيرواني بابل، بابل

\* بابل، صندوق پستى 484، jahanian@nit.ac.ir

چکیدہ	اطلاعات مقاله
موتور جتی که در نزدیکی زمین با سرعت کم و قدرت پیشرانش زیاد کار میکند میتواند جدایش جریانی از سطح زمین تا ورودی موتور را تجربه کند که منجر به تشکیل گردابه زمینی میشود. با شناخت بهتر از نحوه شکل گیری این پدیده میتوان از رویدادهایی همچون ورود اشیاء خارجی به موتور، سرج موتور، استال در کمپرسور و ارتعاش فن جلوگیری نمود. در تحقیق حاضر، تشکیل گردابه زمینی در کانال هوای موتور هواپیما با	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 30 بهمن 1395 پذیرش: 08 اردیبهشت 1396 ارائه در سایت: 66 خرداد 1396
استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بررسی و از نمونهای با ابعاد 1/30 نمونه واقعی برای شبیهسازی استفاده شده است. سیال هوا، تراکمپذیر، 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 رابطهی تجربی مورفی مقایسه شد. نتایج نشان میدهد با کاهش نسبت سرعت بیبعد، هسته گردابه و با رسیدن به نسبت سرعت بیبعد بحرانی، گردابه زمینی از بین میرود. در نسبت سرعتهای بیبعد برابر با مقدار 130، 66، 44 و 33 گردابه تشکیل شد و در 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 4.64 طبق بررسی انجام شده گردابه از بین رفته است. در این مقاله برای بررسی غیریکنواختی توزیع فشار کل در صفحه فن از ضریب اعوجاج جریان استفاده شده است. مقادیر این ضریب در حضور گردابه در نسبتهای سرعت بیبعد 33، 46	<i>کلید واژگان:</i> دینامیک سیالات محاسباتی گردابه ورودی موتور جت آسیب اشیاء خارجی
132 بهترتیب برابر 0.391 0.31 70.47 و 0.395 میباشد. 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 میشود.	

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

### Atiyeh Mihandoust, Omid Jahanian<sup>\*</sup>, 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	ABSTRACT
Original Research Paper Received 18 February 2017 Accepted 28 April 2017 Available Online 27 May 2017	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,
Keywords: Computational fluid dynamic Ground vortex Inlet vortex Jet engine Foreign Object Damage (FOD)	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- $\omega$ 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.

#### 1- مقدمه

هنگامی که موتور در شرایط استاتیک و یا نزدیک به استاتیک (در زمان حرکت زمینی با موتور روشن<sup>۱</sup> و یا بلند شدن)، در سرعتهای کم کار می کند احتمال تشکیل گردابه ای بین دهانه ورودی موتور و زمین وجود دارد که معمولاً با اصطلاح گردابه ورودی (گردابه زمینی) شناخته می شود.

گردابه ورودی به مدت شش دهه است که شناخته شده، اما سازوکار آن هنوز به طور کامل درک نشده و روش های مناسب برای جلوگیری از آن نیز در حال توسعه است. این «گردابه» مانند همه جریانات گردابی و حلقوی ممکن است خرده های ریز و گرد و غبار را از روی سطح زمین به داخل کانال ورودی موتور بکشاند. مکش اشیای خارجی منجر به تضعیف جدی فن، فرسایش تیغه های کمپرسور و استاتور و همچنین اختلال در عملکرد خنک کننده تربین می شود که ممکن است تاثیر بدی روی ایمنی پرواز داشته باشد و هزینه های بالایی جهت تعمیر به همراه خواهد داشت و نهایتاً سبب کاهش ایجاد جدایش در لبه ورودی آ، اتلاف فشار سکون و اعوجاج جریان ورودی را نام برد که روی عملکرد موتور تاثیر گذاشته و کاهش راندمان موتور، ارتعاش فن، استال در کمپرسور و سرج موتور را به دنبال خواهد داشت. با توجه به فن، استال در کمپرسور و سرج موتور را به دنبال خواهد داشت. با توجه به نوبه است ان می 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 پیشرانش پرواز در فلوریدا تحقیقاتی را در راستای بررسی مشکل ایجاد شده به وسیلهی 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 نقطهی 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 فالکوهار دو محقق کمپانی بوئینگ تحقیقاتی آزمایشگاهی در



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

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

زمینه شکل گیری 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 ظاهرسازی 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 گردایی 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 گردایی 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 از عقب هواپیما پرداختند [6].

هو و جرمی با استفاده از کد تجاری انسیس- فلوئنت که برمبنای معادلات میانگین رینولدز ناویر – استوکس<sup>۲</sup> است به بررسی گردابه ورودی تحت شرایط باد جانبی در کانال ورودی موتور پرداختند. ایشان با استفاده از لوله مکش در یک مدل جعبه انتها 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 است. با افزایش شیب متوسط جریان بالادست، محدوده تشکیل گردابه (پایدار است. با افزایش شیب متوسط جریان بالادست، محدوده تشکیل گردابه (پایدار پذیر استفاده کردند. در حالیکه سرعتهای جریان کاملا در محدوده پذیر استفاده کردند. در حالیکه سرعتهای بدست آمده در ناحیه ورودی پدیر استفاده کردند. در حالیکه سرعتهای بهدست آمده در ناحیه ورودی پدیر استفاده کردند. در حالیکه سرعتهای بدست آمده در ناحیه ورودی پدیر استفاده کردند. در حالی که سرعتهای بدست آمده در ناحیه ورودی پدیر استفاده کردند. در حالی که سرعتهای بدست آمده در ناحیه ورودی پدیر استفاده کردند. در حالی که سرعتهای به کار برده شده در تراکهناپذیر بود. این شرایط بر دقت نتیجههای بهدست آمده در ناحیه ورودی پدیرسی آنها برابر 100000 و 20000 بود که بهنسبت برای جریان و لایهمرزی کم است [7].

ترپ و گیرادی از موسسه تکنولوژی برزیل، با استفاده از روشهای دینامیک سیالات محاسباتی مطالعات وسیعی برای شناخت جزئی تر و بیشتر مشخصههای گردابه ورودی کردند. آنها شبیهسازی سهبعدی را برای بدنه موتور هواپیمای دی ال آر – اف 6<sup>4</sup> 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 نمی شود [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

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Taxiing <sup>2</sup> Lip

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Reynolds Average Navier-Stokes (RANS)
<sup>4</sup> DLR-F6

<sup>4</sup> 

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 [10,9].

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<sup>۰</sup> بررسی کردند. مهمترین نتیجه گیری 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 [12,1].

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<sup>۲</sup> همراه با اعوجاج فشار کل صفحه اندازه گیری کردند. آنها در تحقیق خود اثر نسبت سرعت بیبعد<sup>۲</sup> و نسبت ارتفاع بیبعد<sup>۴</sup> و نزدیک شدن به ضخامت لایه مرزی را تحت شرایط جهات 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 نمی کرد بلکه سبب بلند شدن اشیای خارجی از سطح زمین شده و جذب اشیای خارجی را افزایش می داد [8].

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

برای تشکیل گردابهزمینی باید لولهی فرضی جریان مکشی<sup>۵</sup> (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 بی بعد (رابطه 2) می باشد [13].

$$h^* = \frac{h}{D_l} \tag{1}$$

$$U^* = \frac{U_i}{U_{\infty}} \tag{2}$$

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 می شود.

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

زمین افزایش یافته و در نتیجه گردابه زمینی قوی تر میشود. اگر چه با کاهش بیش تر نسبت سرعت بی بعد (افزایش سرعت جریان باد خارجی)، اندازه یلوله فرضی جریان مکشی و میزان تماس آن با سطح زمین کاهش می ابد. در نتیجه اتصال گردابه زمینی رفته فته کاهش می یابد. ایشان با استفاده از نتایج آزمایشگاهی خود رابطه ای جهت مشخص کردن نسبت سرعت بحرانی به دست آوردند که این دو پارامتر را در بر می گیرد. نسبت سرعت بحرانی نسبت سرعت بی بعدی 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 می رود. در نسبتهای سرعت بی بعد بیش تر از این مقدار گردابه زمینی تشکیل شده و در نسبتهای سرعت بی بعد کم تر از این نسبت نیز، گردابه زمینی تشکیل نمی گردد [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 <sup>\*</sup>از هواپیمای ای تی 3 <sup>۲</sup> بررسی شد. برای انجام این کار، یک مدل سهبعدی با به کارگیری دینامیک سیالات محاسباتی توسعه داده شده است. همان طور 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 بی بعد، 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 دقيق تشريح شده است.

#### 2- تعريف مسأله و پيكربندي

به منظور 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 شبیه سازی شده است. این هندسه در نرمافزار کتیا<sup>۸</sup> تولید شده و سپس وارد نرمافزار انسیس<sup>۹</sup> شده است. است. در این شبیه سازی همانند استراتژی تحقیقات پیشین [6-11] مجرای کانال هوای ورودی موتورجت به صورت 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 (صفحهی فن) در "شکل 2" مشخص شده است. در این شکل ابعاد، 1/30 ابعاد واقعی است.

با توجه به این که اثر جریان آزاد باید آشکار دیده شود در نتیجه فضایی در اطراف کانال ورودی موتور جت به صورت "شکل 3" در نظر گرفته شده است. ابعاد این مکعب مستطیل در هر راستا 22 برابر طول مشخصه (قطر

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> F-16 <sup>2</sup> PIV

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Non-dimensional velocity ratio

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Ground clearance ratio

<sup>5</sup> Sucked stream-tube

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> AI-222 <sup>7</sup> AT3

CATIA

<sup>9</sup> ANSYS



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 هواپیما<sup>()</sup> قرار داشته و سایر وجوه 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 بی بعد ثابت بمانند [15]. دو گروه بی بعد که در آنالیز تشابهی بهدست می آیند عدد رینولدز و عدد ماخ است که مقدار آن ها به ترتیب برابر 10<sup>3</sup> × 5.6 و 0.388 می باشد. برای مقیاس کردن اگر نمونه اصلی به اندازه 1/30 کوچک شود برای ثابت نگهداشتن 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

1 Tailwind

با توجه به ابعاد واقعی کانال هوای موتور ای آی - 222، نسبت ارتفاع بی بعد 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 بی بعد استفاده شده است. نسبت سرعتهای بی بعد مورد بررسی در تحقیق در جدول 1 ارائه شده است.

#### 3- شبیهسازی عددی و معادلات حاکم بر جریان

برای حل جریان از نرمافزار انسیس- فلوئنت استفاده شده که بر پایه روش حجم محدود<sup>۲</sup> است. برای در نظر گرفتن اثری که موتور بر جریان هوای داخل داخل مدل کانال هوای ورودی می گذارد در انتهای مجرای کانال، شرط فشار خروجی<sup>۳</sup> با مشخص بودن دبی عبوری هدف اعمال شده است (شکل 4).

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

$$\frac{P_0}{P_c} = (1 + 0.5 \times (k - 1) \times M^2)^{\frac{k}{k-1}}$$
(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 ورودی<sup>†</sup> در زمان بررسی مقادیر متفاوت سرعت جریان باد خروجی تغییر میکند.

جدول 1 نسبتهای سرعت بی بعد مورد بررسی در وضعیت وزش باد از روبرو هواپیما Table 1 Non-dimensional velocity ratios under headwind condition





<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Finite Volume

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

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Pressure Outlet

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Velocity inlet

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

<b>Table 2</b> Boundary conditions selection for each domain zone		
نوع شرط مرزی	نماد	صفحه (یا ناحیه)
عدم لغزش يا همان ديوار	Nacelle	بدنه کانال هوا
عدم لغزش يا همان ديوار	Ground plane	سطح زمين
عدم لغزش يا همان ديوار	Intake fillet	لبه ورودى
فشار خروجی (با در نظر	Fan-Face	صفحهی ورودی فن
گرفتن دبی عبوری هدف)		
م خا خا	Top	وجه بالاي ناحيهي
فسار مروجي	Тор	محاسباتي
م خا خا	Tailwind	وجه جهت وزش باد از
فسار مروجي		پشت موتور هواپيما
فشليخم	Headwind	وجه جهت وزش باد از
فسار فروجي		روبروى موتور هواپيما
فشار خرمح	Downwind	وجه وزش باد جانبي
فسار فروجي		(وجه پایین دست)
فشار خروجى	Upwind	وجه وزش باد بالادست

هوا به صورت تراکم پذیر فرض شده و چگالی آن از رابطه گاز ایده آل محاسبه می گردد. برای شبیه سازی جریان آشفته نیز از مدل آشفتگی کا - امگا اس اس تی <sup>(</sup> استفاده شده است [1، 16,7,5].

با استفاده از روش متوسط گیری، معادلات متوسط و نوسانی حاکم بر جریان آشفته بهدست میآیند. در اینجا 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 اس تی در شرایط پایا هستند که ضرایب ثابت در جدول 3 از ترکیب ضرایب ثابت دو مدل کا- اپسیلون<sup>۲</sup> و کا- امگا<sup>۲</sup> با استفاده از رابطه (9) محاسبه میشوند [17-19].

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

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} (\rho u_{j} u_{i}) = -\frac{\partial P_{s}}{\partial x_{i}} + \frac{\partial}{\partial x_{j}} (t_{ji} + \rho \tau_{ji})$$

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ \rho u_{i} \left( h + \frac{1}{2} u_{i} u_{i} + k \right) \right] = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ u_{i} (t_{ji} + \rho \tau_{ji}) + \left( \frac{\mu}{2\pi} + \frac{\mu}{2\pi} \right) \frac{\partial h}{\partial x} + \frac{h}{2\pi} \right]$$
(5)

$$\left(\frac{\mathbf{P}\mathbf{r}_{L}}{\mathbf{P}\mathbf{r}_{T}} + \frac{\mathbf{P}\mathbf{r}_{T}}{\mathbf{P}\mathbf{r}_{T}}\right)\frac{\partial \mathbf{x}_{j}}{\partial \mathbf{x}_{j}} + \left(\mu + \sigma^{*}\frac{\rho k}{\omega}\right)\frac{\partial k}{\partial \mathbf{x}_{i}} \right]$$
(6)

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

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

$$\emptyset = F_1 \emptyset_1 + (1 - F_1) \emptyset_2 \tag{9}$$

$$\varphi_t = \frac{\alpha_1 \alpha}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)} \tag{10}$$

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

k-ω SST

$$k - \epsilon$$
  
 $k - \omega$ 

o Transient

 $F_{1} = \tanh\left\{\left\{\min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right); \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}y^{2}}\right]\right\}^{4}\right\}$ (12)

$$F_{2} = \tanh\left\{\left[\max\left(2\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y};\frac{500\nu}{y^{2}\omega}\right)\right]\right\}$$
(13)  
$$\omega \quad \partial u_{i}$$

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

از روش حل کوپل 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 بهغیر از فشار از روش بادسو مرتبه دو م<sup>6</sup> استفاده شده تا بیشترین دقت حاصل شود. برای گسستهسازی فشار نیز از روش پرستو<sup>5</sup> استفاده شده است، زیرا این روش برای گرادیانهای زیاد فشار بسیار مطلوب میباشد. برای شتاب در روند همگرایی نیز روش شبه گذرا<sup>۷</sup> با گام <sup>5-1</sup>0 ثانیه به کار گرفته شده است.

#### 4- استقلال از شبکه و راستی آزمایی مدل

برای تولید شبکه از قسمت شبکهبندی <sup>۲</sup>یرمافزار 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 گرادیان 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. موتور جت و قسمت تصویر شده آن بر روی زمین شبکه درشت ر 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" بهترتیب تغییرات مکانی در راستای محور x و z که نسبت به قطر دهانهی ورودی بیبعد شدهاند، رسم شده است. همان طور 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 بهعنوان 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]

e 3 Turb	ulence model constants	s [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	

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Coupled <sup>5</sup> Second order upwind

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-06

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.6.47.7

<sup>5</sup> PRESTO!

(8)

<sup>7</sup> Pseudo Transient

<sup>8</sup> Meshing



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 تغ**ییرات فشار استاتیک در راستای محور z برحسب تعداد سلول

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

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

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

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

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

در رابطه (16)، k برابر با 1.4 میباشد. همان گونه که بیان شد با استفاده از نسبت سرعت بحرانی به دست آمده از رابطه (15) نسبت سرعت بیبعد مشخصی تعیین می شود که در نسبتهای سرعت کمتر از آن گردابه تشکیل نشده و در مقادیر بیشتر، گردابه تشکیل می شود. با توجه به این که نسبت در معادله، نسبت سرعت بیبعد بحرانی برای از بین رفتن گردابه زمینی، 80.48 به دست میآید. لذا در نسبتهای سرعت بیبعد کمتر از این مقدار طبق مرز ارائه شده گردابهی زمینی تشکیل نمی گردد و در نسبتهای سرعت بیبعد بالاتر گردابه تشکیل می گرد و در نسبتهای سرعت مختلف (مطابق جدول 1) تحلیل شده است. همان طور که در "شکل 8" مشخص شده است، در نمونه بررسی شده شماره 5 با نسبتهای سرعت بیبعد در نمای نگرفته اما در سایر شرایط، گردابه ایجاد شده است. این نتایج در تطابق کامل با مرز پیش بینی شده تئوری رابطه (15) دارد.

مورفی و مکمنوس در سال 2011 با استفاده از روش اتصال داده <sup>(</sup>های 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.

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

با توجه به نسبت ارتفاع بی بعد تحقیق حاضر، نسبت سرعت بحرانی با توجه به رابطه (17) برابر با 20.58 می باشد. اکنون نتایج حاصل از شبیه سازی با این مرز (نسبت سرعت بحرانی 20.58) مقایسه می شود. با توجه به این که در تحقیق حاضر در جهت وزش باد از روبرو در نسبت سرعت 26.4 گردابه زمینی تشکیل می شود، این نمونه با این مرز اختلاف دارد و در ناحیه عدم تشکیل گردابه و پایین مرز ارائه شده آنها قرار گرفته است. علت اختلاف با این مرز این است که اولاً نسبتهای ارتفاع بی بعد یکه آزمایش مورفی و مکنوس در آن انجام شده و رابطه (17) به دست آمده در بازه 4.0-2.50 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 می کنند.

#### 5- بحث و بررسی نتایج

#### 1-5- حالت بدون وزش باد خارجي (سرعت جريان برابر با صفر)

برای نشان دادن تشکیل گردابه، خطوط جریان در سطحی موازی صفحه *x-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

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Data- fitting





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 به خوبی 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 می یابد.

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].

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

یکی از مشاهدات قابل توجه موتیکا [20] تاثیر جهت وزش باد بر تغییر مکان گردابه است. وی بیان کرد برای ارتفاعهای ثابت موتور از زمین، جهت وزش باد در تغییر مکان گردابه تاثیر 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 x-z در وضعیت بدون وزش باد خارجی



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



Fig. 11 Inlet vortex and temperature variations on it شكل 11 گردابه ورودى و تغييرات دما بر روى آن

روبرو باعث حرکت گردابه به سمت زیر ورودی کانال می گردد. همان طور 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 گردابه یه زیر کانال جابجا شده 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 کاملا قطع شده و گردابهی زمینی ناپدید می شود.

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

با مقایسه بررسی های حاصل از شکل گیری 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 می شود. در "شکلهای 13 و 14" مکان هستهی گردابه (تمرکز چرخش) در صفحهی نزدیک سطح زمین با فلش مشخص شده است.

#### 5-4- ضريب اعوجاج جريان

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



(e)  $U^* = 26.4$ 

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

در بدترین قطاع 60 درجه در صفحه فن ورودی موتور است. منظور از بدترین 🦳 جریان را در 60 درجه از صفحه فن دارد. مقدار این ضریب با توجه به رابطه قطاع ناحیهای است که بیشترین افت میانگین صفحهای فشار کل و اعوجاج (18) محاسبه می شود [16].



Fig. 13 Formation of one vortex core under No-wind condition at 2-D velocity streamlines on the near ground plane **شکل 1**3 تشکیل یک هستهی گردابهی زمینی در وضعیت بدون وزش جریان باد

خارجی در الگوی سرعت جریان دوبعدی بر روی صفحهی نزدیک زمین



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

97

عطیه میهندوست و همکا*ر*ان

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> 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 بی بعد 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 شدهاست. با کاهش بیش تر نسبت سرعت بی بعد به مقدار 33 (افزایش سرعت جریان باد محیطی به 4 متر بر ثانیه)، با توجه به این که اتصال گردابهها با زمین به کم ترین میزان نمونههای مورد بررسی رسیده (شکل (b)) و گردابهها در حال از بین رفتن می باشند، لذا ضریب اعوجاج جریان نیز حدود 0.25 درصد کاهش یافته است.

#### 6- نتیجه گیری

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 بهدست 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 بی بعد، هسته گردابه جابجا شده و با رسیدن به نسبت سرعت بی بعد بحرانی، گردابه زمینی از بین می رود. در نسبت سرعتهای 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.
- 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

 $DC_{60} = \frac{P_{\rm ff} - P_{60}}{q_{\rm ff}}$ 

4 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.

(18)

با توجه به "شکل 15" در نسبت سرعت بی بعد برابر با 132 (سرعت جریان باد محیطی برابر با 1 متر بر ثانیه)، دو گردابه زمینی در دو جهت مخالف هم در ناحیه ی 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 صفحه ینزدیک زمین نشان می دهد. در "شکل 16" دو ناحیه ی تیره رنگ در مکان چرخش بردارهای سرعت ناشی از حضور دو هسته ی گردابه می باشد. هم چنین نواحی تیره رنگ دیگری که در شکل در راستای کانال کشیده شده نیز نشان دهنده ی افت فشار ناشی از کشیده شدن بخشی از جریان های گردابی در راستای وزش

با کاهش نسبت سرعت بی بعد 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 بیان گر افت فشار در هستهی گردابه بوده و چرخش بردارهای سرعت مکان و جهت چرخش مرکز گردابه زمینی را نشان می دهد.







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

مورد بررسی شماره 5 با نسبت سرعت بیبعد 26.4 مطابقت نكرده كه دليل اين امر را مي توان اين گونه توضيح داد كه رابطه نیمهتجربی به دستآمده توسط مورفی و مکمنوس در نسبتهای ارتفاع بیبعد پایین و بین 0.4-0.25 به دست آمده و همچنین وی در تحقیق خود ضخامت لایه مرزی را نیز در نظر گرفته که در تحقیق حاضر این ضخامت در نطر گرفته نشده است. با این حال در بقیه موارد شبیه سازی نتایج عددی با این مرز مطابقت می کنند.

در این تحقیق با بررسی ضریب اعوجاج جریان در صفحه فن موتور، ملاحظه شد که این نوع از جریان های گردابی بر جریان متوسط فشار کل در کانال موتور تأثیر گذاشته و موجب اعوجاج و غیریکنواختی جریان شده است. مقدار این ضریب و تغییرات آن بسته به شرایط مختلف و وضعیت گردابه زمینی، متغیر میباشد.

این میزان کوچکسازی میتواند هزینه محاسباتی و همینطور آزمایشگاهی را بسیار کاهش داده و میتوان تشکیل گردابه ورودی را در انواع موتورها بررسی کرده و روشهای مختلف ممانعت از تشکیل گردابه و رفتار جریان ورودی را مورد تجزیه و تحلیل قرار داد.

#### 7- فهرست علائم

$CD_{\omega}$	تابع مدل آشفتگی
D	قطر صفحهی دایروی(mm)
е	انرژی داخلی ویژه ( <sup>1</sup> -Jkg)
Ε	انرژی کل(J)
$F_1$	تابع ترکیبی اول
$F_2$	تابع ترکیبی دوم
1	آنتالپی ویژه (Jkg <sup>-1</sup> )، فاصله از نیمه لبه برجسته کانال
n	هوای موتور تا سطح زمین (mm)
$h^*$	نسبت ارتفاع بيبعد
Н	فاصله مرکز صفحه ورودی کانال از سطح زمین (mm)
k	نسبت ظرفیت گازها در فشار ثابت به حجم ثابت، نرخ
	اضمحلال آشفتگي انرژي جنبشي ويژه
М	عدد ماخ
Р	فشار متوسط کل (kgm <sup>-1</sup> s <sup>-2</sup> )
Pr	عدد پرانتل
q	فشار دینامیکی میانگین کل (kgm <sup>-1</sup> s <sup>-2</sup> )
$S_{ij}$	مولفههای تانسور نرخ تنش
$\bar{S}_{ij}$	مولفههای تانسور نرخ کرنش
$t_{ij}$	تانسور تنش لزج ميانيگين
$u_i$	بردار سرعت در جهت i ( <sup>-1</sup> )
U	سرعت جریان ( <sup>ns-1</sup> )
$\overline{U}$	میانگین صفحهای سرعت (ms <sup>-1</sup> )
$U^*$	نسبت سرعت بىبعد
علايم يونانى	
μ	لزجت دینامیکی (kgm <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> )
ζ	ضریب افت فشار کل
Ц.	ل:حت آشفته(kgm <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> )

 $\mu_t$ چگالی جرمی میانگین (<sup>3-</sup>kgm) ρ

-*	IIF
$\rho^*$	ىسبى چكالى
$ au_{ij}$	مولفه های تانسور تنش
$\phi$	متغير
Е	نرخ انحلال لزجت
γ	ضريب اتميسيته
Ω	چرخش میانگین
$\sigma_k$	ضرایب ثابت در معادله نرخ اضمحلال
$eta^*$ , $\sigma^*$ , $\sigma_k$	ضرایب ثابت در معادله آشفتگی انرژی جنبشی
$\delta_{ij}$	دلتای کرونکر
$\delta^{*}$	ضخامت جابجایی لایه مرزی (mm)
ω	نرخ اضمحلال ويژه
$\widetilde{\omega}$	نرخ اضمحلال ویژه برای محاسبه لزجت ادی
ν	مقدار محلی لزجت مولکولی سینماتیکی (m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> )
$\nu_t$	لزجت سینماتیکی آشفتگی (kgm <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> )
زيرنويسها	
0	حالت سکون

crit	بحراني
ff (fan face)	صفحه فن
i	ورودى كانال هواى موتور
l	قسمت برجسته لبه ورودى كانال
L	ناحیه آرام

وضعيت استاتيك	

ناحيه آشفته

جریان آزاد یا خارجی

#### 8- مراجع

S

Т

 $\infty$ 

[1] N. Horvath, Inlet Vortex Formation Under Crosswind Condition, M. S. Thesis, Worcester Polytechnic Institute, Worcester, Massachusetts, 2013.

هوای موتور

- [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. Yadlin, 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. Yadlin, A. Shmilovich, Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 9-12, Vol. 56, 2006.
- W. H. Ho, H. Dumbleton, M. Jermy, Effect of upstream velocity gradient on [7] 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 inletvortex 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.

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.6.47.7

- 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, Tarbiat Modares Unitersity, Tarbiat Modares Universit Tehran, Iran, Vol. 14, No. 7, pp. 176-182, 2014, (in Persian فارسى)
- [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, 1<sup>st</sup> 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] E. P. Manter, Two acution oddy viscosity, turbulence model. 64.
- [18] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for