مطالعه عددی میدان جریان حاصل از برخورد دو جت آشفته بر روی یک سطح صاف و فوا*ر*ه حاصل از آن

سید پرویز علوی تبریزی^۳ دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز سید مجتبی موسوی نائینیان^۱ و مصطفی مافی^۲ دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

چکیدہ

شناخت رفتار جتهای برخوردی آشفته و جریان فوارهای حاصل از آن در طراحی هواپیماهای عمود پرواز هنگام برخاستن از سطح زمین اهمیت قابل ملاحظهای دارد. در تحقیق حاضر، میدان جریان حاصل از برخورد دو جت آشفته تقارن محوری بر روی یک سطح صاف مطالعه شده است. پارامترهای میدان جریان و آشفتگی برای ناحیه برخوردی جتها و فواره تشکیل شده در حالتهای مختلفی که با تغییر فاصله مرکز به مرکز جتها از هم و تغییر ارتفاع جتها از سطح زمین میدان جریان و آشفتگی برای ناحیه برخوردی جتها و فواره تشکیل شده در حالتهای مختلفی که با تغییر فاصله مرکز به مرکز جتها از هم و تغییر ارتفاع جتها از سطح برخورد بدست میآید، محاسبه شدهاند. پیش بینی یک جریان با استفاده از مدل مرکز به مرکز به مرکز جتها از هم و تغییر ارتفاع جتها از سطح برخورد بدست میآید، محاسبه شدهاند. پیش بینی یک جریان با استفاده از مدل مای آشفتگی دو معادلهای $\mathcal{F} - \mathcal{F}$ و $\mathcal{F} - \mathcal{F}$ ، روش گسسته سازی QUICK و الگوریتم حل SIMPLE انجام شده است. مقایسه نتایج عددی با دادهای تجربی تعای

واژههای کلیدی: جت برخوردی، جریان فوارهای، متد حجم محدود، جریان آشفته

Numerical Study of the Flowfield Generated by Twin Impinging Turbulent Jets on a Flat Plate with Fountain Formation

S.M. Mousavi-Naeynian and M. Mafi Mech. Eng. Dep't. K.N. Toosi Univ. of Tech. S.P. Alavi-Tabrizi Mech. Eng. Dep't. Tabriz Univ.

ABSTRACT

The behavior of multi-jet impinging flows with fountain formation is important for the design of vertical takeoff and landing (VTOL) aircrafts near the ground. In this work, the flowfield generated by the impingement of two axisymmetric turbulent jets on a flat plate was studied. The incompressible flowfield characteristics of twinjet impinging and upwash fountain formation with different jet spacing and height above the ground were considered. The SIMPLE algorithm, the $k - \varepsilon$ and $k - \omega$ two-equation turbulence models and the QUICK convection discretization scheme were employed. The agreement of our calculations with the experimental data is relatively good.

Key Words: Impinging Jet, Fountain Upwash Flow, Finite Volume Method, Turbulent Flow

۱ -استادیار:mousavi@me.kntu.ac.ir ۲-دانشجوی دکترا(نویسنده پاسخگو): mostafa.mafi@gmail.com ۲-استادیار: Alavitabrizi@tabrizu.ac.ir متفاوتی با سیستمهای آیرودینامیکی مختلف برای آن پیشنهاد شد. بهترین این طرحها، هواپیماهائی بودند که نیروی لیفت آنها بر پایه جت تامین میشد که در این میان میتوان به هواپیماهای یاکوولو⁽وهریر^۲ اشاره کرد. در اینگونه هواپیماهای عمود پرواز، فواره تشکیل شده در سطح زیرین هواپیما، نقش مهمی در آیرودینامیک پرواز هواپیما دارد. برخورد فواره تشکیل شده با سطح زیرین هواپیما باعث کاهش لیفت، افزایش دمای بدنه زیرین هواپیما و از همه مهمتر برگشت گازهای داغ خروجی حاصل از احتراق به داخل موتورهای هواپیما میشود، لذا در طراحی بهینه این هواپیماها، فهم خصوصیات و پارامترهای میدان جریان حول بدنه هواپیما، اهمیت بالائی دارد.



1-Yakovlev

2- Harrier

فهرست علائم Η ارتفاع دهانه خروجي جتها از سطح زمين S فاصله مرکز به مرکز جتها از هم Ui سرعت جریان جت در دهانه خروجی قطر دهانه خروجي نازل D مولفه نوساني سرعت طولي u' محور طولى دستگاه مختصات Х محور عرضى دستگاه مختصات У ارتفاع از سطح زمين Ζ انرژی جنبشی آشفته k Е نرخ پراکندگی انرژی جنبشی آشفته نرخ پراکندگی ویژه \emptyset بیشترین سرعت در هر مقطع از عرض جریان U_{max} فوار ہ

فاصله بین خط مرکزی فواره تا نقطهای که سرعت آن نصف بیشترین سرعت در هر مقطع از عرض جریان فواره باشد

۱_ مقدمه

جتهای برخوردی کاربردهای صنعتی روز افزونی دارند که به عنوان مثال میتوان به کاربرد آنها در صنعت هواپیماهای عمود پرواز، صنعت برش قطعات، خشک کردن کاغذ، خنککاری لایهای پرههای توربین، خنک-کاری قطعات الکترونیکی و جتهای پلاسما اشاره کرد. منگام برخورد جریان جت با یک سطح، جریان جت از حالت محوری خارج شده و به صورت شعاعی بر روی سطح برخورد پخش میشود که اصطلاحاً به آن جت دیواره می گویند. حال اگر دو جت که در نزدیکی هم قرار گرفتهاند به روی یک سطح برخورد نمایند، جتهای دیواره حاصل از هر یک با هم برخورد نموده و یک جریان فوارهای رو به بالائی ایجاد می کنند (شکل ۱).

چنین جریانهای سهبعدی پیچیدهای، هنگام پرواز هواپیماهای عمود پرواز که از دو جت جهت تامین نیروی لیفت در هنگام برخاستن از زمین استفاده می کنند، ایجاد میشوند (شکل ۲). از زمانی که ایده طراحی هواپیماهای عمود پرواز در دهه پنجاه میلادی مطرح شد، تحقیقات و مطالعات بسیاری به روی آنها انجام شده است و طرحهای

در سالهای اخیر مطالعات تجربی و عددی مختلفی جهت فهم مکانیزم جریان جتهای برخوردی و جریان فواره ای حاصل از آن انجام شده است.

کوتانسکی و گلیز^۱ در سال ۱۹۸۱ [۱]، مطالعه تجربی دقیقی جهت فهم اثرات پارامترهای جت دیواره بر روی جریان فواره انجام دادند. آنها اثرات مختلف جت دیواره شامل قطر دهانه خروجی جت، سرعت خروجی جت، زاویه برخورد جت به سطح زمین، فاصله مرکز تا مرکز جتها، ارتفاع جتها از زمین و شیب سطح برخوردی را بررسی نمودهاند. نتایج نشان داد که شدت توربولانس در فواره بالا می اشد و با افزایش ارتفاع جتها، شدت توربولانس نیز افزایش می یابد.

استچز^۲ و همکاران درسال ۱۹۸۴ [۲]، رفتار جتهای برخوردی را بر روی یک سطح صاف با تمرکز در ناحیه برخورد به صورت تجربی بررسی کردند. در این نسبت سرعت جریان جت به جریان عرضی آزاد از ۳ تا ۸ تغییر میکند. نتایج نشان داده است که توزیع فشار بر روی سطح برخورد به شدت تحت تاثیر زاویه برخورد میباشد.

ساریپالی^۲ در سال ۱۹۸۷ [۳]، اولین دادههای تجربی را در مورد میدان جریان و آشفتگی ناشی از برخورد دو جت آشفته بر روی یک سطح صاف در حالت سهبعدی ارائه کرد. نتایج بدست آمده از این آزمایش پایه مطالعات گروه کثیری از محققین شد. آزمایش در تونل آب انجام شد. مهمترین مزیت استفاده از تونل آب به جای تونل باد، شده مهمترین مزیت استفاده از تونل آب به جای تونل باد، اندا بودن تجسم سازی حرکت در آب میباشد. از آنجائیکه لزجت سینماتیکی آب نسبت به هوا کوچکتر میباشد، پدیدههای آیرودینامیکی بر روی یک مدل میباشد، با سرعت کمتری نسبت به سرعت معادل آن در هوا (برای عدد رینولدز برابر) قابل مشاهده میباشند، بنابراین مشاهده پدیدههای دینامیکی در آب واضحتر و سادهتر خواهد بود.

آمانو^۲ در سال ۱۹۸۴ [۴]، میدان جریان حاصل از برخورد یک جت بر روی سطح صاف را به صورت عددی مطالعه کرد.

بهروزی^۵ در سال ۲۰۰۰ [۵]، میدان جریان حول یک هواپیمای عمودپرواز را هنگام برخاستن از سطح زمین شبیهسازی و تجزیه وتحلیل نمود. نتایج محاسبات نشان میدهند که جریان فواره تشکیل شده به شدت ناپایدار⁵ میباشد.

در سال ۲۰۰۳، شیشیر^۷ و همکاران [۶]، میدان جریان حاصل از برخورد یک جت متقارن بر روی یک سطح صاف را در حضور جریان عرضی به صورت ناپایدار شبیهسازی و مطالعه کردند. در این تحقیق، اثرات تغییر ارتفاع دهانه جت برخوردی بر روی میدان جریان در زمانهای مختلف پیش بینی شده است.

لی[^] و همکاران در سال ۲۰۰۶ [۷]، میدان جریان حول یک هواپیمای عمودپرواز را که از دو جت جهت تامین نیروی لیفت در هنگام برخاستن از سطح زمین استفاده می کند را به صورت ناپایدار شبیهسازی کرده و اثرات فواره تشکیل شده را بر روی برگشت گازهای داغ حاصل از احتراق به داخل موتورهای هواپیما بررسی نمودند.

در پژوهش حاضر، میدان جریان حاصل از برخورد دو جت آشفته با تقارن محوری بر روی یک سطح و جریان فواره حاصل از آن بررسی شده و تغییر ارتفاع جتها از سطح زمین و فاصله مرکز تا مرکز جتها بر روی خصوصیات فواره تشکیل شده، مطالعه شده است. هندسه مورد مطالعه در شکل ۳ نشان داده شده است.

برای بررسی تاثیر تغییر ارتفاع جتها از سطح زمین روی پارامترهای میدان جریان وآشفتگی، از آب استفاده شده است. نتایج عددی با دادههای تجربی ساریپالی[۳] مقایسه شده است. در این حالت فاصله مرکز به مرکز جتها نسبت به قطر دهانه خروج (S/D) برابر ۹ میباشد. اثرات تغییرات ارتفاع جتها از سطح زمین نسبت به قطر دهانه خروجی در دو حالت ۵/۵، ۳ =H/D بررسی شده است.

برای بررسی تاثیر تغییر فاصله مرکز به مرکز جتها بر روی پارامترهای میدان، از هوا استفاده شد. در این حالت ارتفاع جتها از سطح زمین نسبت به قطر دهانه خروجی (H/D) برابر ۱۲/۸ میباشد. اثرات تغییرات فاصله مرکز به

¹⁻ Kontansky and Glaze

^{2 -} Schetz

^{3 -} Saripalli

^{4 -} Amano

^{5 -} Behrouzi

^{6 -} Unsteady

^{7 -} Shishir

^{8 -} Li

مرکز جتها نسبت به قطر دهانه خروجی در دو حالت ۲۴ , S/D=۳۲ مطالعه شده است.

۲_شبکه بندی و شرایط مرزی مدل محاسباتی

شکل \mathbf{T} هندسه مورد مطالعه در تحقیق حاضر را نشان میدهد. این هندسه نسبت به صفحات X=0 و Y=0 نشان داده شده بر روی آن دارای تقارن میباشد، لذا در حل عددی، ربع هندسه در نظر گرفته شده، شبکه بندی شده است. شکل \mathbf{T} مدل محاسباتی و شکل $\mathbf{\Delta}$ نحوه شبکهبندی را نشان می دهد. نوع شبکه بندی با سازمان می باشد. تراکم شبکه در ناحیه جت برخوردی و فواره بیشتر میباشد.



شکل ۳: هندسه مورد مطالعه در تحقیق حاضر.



شکل ۴: مدل محاسباتی و مختصات دستگاه کارتزین.

همانطور که ذکر شد، برای بررسی تأثیر تغییر ارتفاع جتها از صفحه برخورد بر روی فواره، از سیال آب استفاده شده است. شبکه بندی در این حالت شامل 127,000 سلول می باشد . شرایط مرزی دامنه محاسباتی برای سیال آب عبارتست از: الف) شرط مرزی تقارن در صفحات جلو و چپ دامنه محاسباتی.

ب) شرط مرزی دیواره جامد در صفحات راست، پائین و پشت دامنه محاسباتی.

ج) شرط مرزی سطح آزاد در صفحه بالائی دامنه محاسباتی.



در آزمایش تجربی انجام شده توسط ساریپالی [۳]، سرعت جریان آب در خروجی نازل، یکنواخت و برابر با Uj=6.71 m/s و عدد رینولدز بر پایه قطر دهانه نازل و سرعت خروجی، ⁵Re=1.7 درنظر گرفته شده است. همچنین شدت توربولانس را در 1.5mm زیر دهانه خروجی نازل برابر با 1% = 1% اندازه گیری شده است. لذا همین دادهها جهت شرایط جریان ورودی در شبیه سازی مورد استفاده قرار گرفت. برای بررسی تاثیر تغییر فاصله بین دو جت بر روی خصوصیات فواره از هوا استفاده شده است. شبکه بندی در این حالت شامل 219,000 سلول می باشد. شرایط مرزی دامنه محاسباتی برای هوا عبارتست از: الف) شرط مرزی تقارن در صفحات جلو و چپ، ب) شرط مرزی فشار ثابت در کلیه سطوح آزاد شامل صفحه های بالا، راست و پشت دامنه محاسباتی و ج) شرط مرزی عدم لغزش دیواره در صفحه زیرین دامنه

در این شبیه سازی، سرعت جریان در خروجی جت Uj=110 m/s و عدد رینولدز بر پایه قطر دهانه نازل و سرعت خروجی، $^{5}01*$ Re=1.7 می باشد. انرژی جنبشی آشفته و نرخ پراکندگی انرژی جنبشی آشفته در دهانه خروجی به ترتیب $^{2}S^{2}$ 48.4 m²/S² در نظر گرفته شده است [۴].

۳_نتایج عددی و بحث

محاسباتي.

نتایج عددی برای دو سیال مختلف در این بخش مورد بحث قرار گرفته اند. کلیه نتایج در ارتفاعهای مختلف از سطح زمین (Z/D) و بر روی صفحهای که خطوط مرکزی جتها را به هم متصل می کند (صفحه 0=Y در شکل ۳)، ارائه شده است. جهت مطالعه دقیقتر، نتایج به دست آمده برای دو سیال مختلف به طور جداگانه بررسی می شوند.

۲–۱– نتایج شبیه سازی شده برای سیال آب برای بررسی تاثیرات تغییر ارتفاع جتها از سیال آب استفاده شده است. در دو ارتفاع مختلف 5.5 (H/D=3, جریان و جریان شبیه سازی شده است. خصوصیات میدان جریان و

توربولانس با استفاده از مدلهای $\omega - k - k$ پیشبینی شده است. دادههای تجربی جهت مقایسه نتایج عددی در دسترس میباشد.

ناحیه جت برخوردی: سرعتهای متوسط در ناحیه برخوردی، توسط Uj (سرعت در دهانه خروجی جت) بیبعد شدهاند. شکلهای ۶ و ۷ پروفیلهای سرعت طولی و عرضی جریان را که به روش $k-\varepsilon$ پیش بینی شدهاند را نشان میدهد. شکلهای ۸ و ۹ پروفیلهای سرعت را که با استفاده از مدل $k-\omega$ بدست آمده است را نمایش میدهد. با مقایسه شکلها میتوان نتیجه گرفت که مدل $k-\varepsilon$ مدل $k-\varepsilon$ در ناحیه برخورد جت با سطح زمین در پیشبینی پروفیلهای سرعت دارای خطا میباشد. این خطا به علت ضعف مدل $k-\varepsilon$ در پیشبینی جریانهای چرخشی است. تأثیر سطح زمین بر روی میدان جریان تا ارتفاع Z/D = 0.75 مى باشد. در نواحى كه Z/D = 0.75 است، پروفیل سرعت متوسط در جهت عرضی جریان تقريباً صفر است. در نواحی که تغییرات سرعت عرضی (V) در آن خطی می باشد سرعت طولی (U) تقریبا ثابت می باشد. در حالت H/D=3، افت کوچکی در پروفیل های سرعت طولی جریان در مجاورت سطح زمین مشاهده می شود. این افت به علت تاثیر متقابل هسته پتانسیل جریان جت و سطح زمین میباشد. در حالت H/D=5.5 به علت عدم تقابل هسته پتانسیل جریان جت و سطح زمین، افتی در پروفیلهای سرعت طولی جریان دیده نمی شود.

ناحیه جریان فوارهای: شکل ۱۰ تغییرات سرعت متوسط را در عرض فواره در حالت H/D=5.5 که با استفاده از مدل توربولانسی $\omega - \lambda$ پیش بینی شدهاند را نشان می دهند. (V) ممانطور که مشاهده می شود تغییرات سرعت عرضی (V) در نواحی که Z/D<0.5 می باشد نسبت به نواحی که Z/D<0.5 است قابل مقایسه می باشد. در نواحی Z/D<0.5 سرعت عرضی جریان تقریبا صفر می باشد. شکل ۱۱ سرعت عرضی جریان تقریبا صفر می باشد. شکل ۱۱ پروفیل های سرعت متوسط را در عرض فواره در حالت پروفیل های سرعت مانطور که از روی شکل مشخص می باشد، پیش بینی پروفیل های سرعت با استفاده از مدل



تشابه در فواره: با بررسی دقیق تر پروفیلهای سرعت متوسط، فرضیه تشابهی در فواره مطرح می شود. برای اثبات این فرضیه، پروفیلهای سرعت طولی فواره را توسط U_{max} که بیشترین سرعت در هر مقطع از عرض جریان فواره می باشد و X_{1/2} که فاصله از خط مرکزی فواره تا نقطهای که سرعت آن نصف مقدار بیشترین سرعت هر مقطع (U_{max}/2) می باشد، بی بعد شدهاند. شکل **۱۲**



 $k-\varepsilon$ محاسبه شده با مدل

در ناحیه تشکیل فواره(Z/D=0.1) دارای خطا $k-\varepsilon$ می
باشد.



 U_{max} سرعت طولی جریان را که توسط U_{max} و V_{max} بی بعد شدهاند را نشان می دهد. یک تشابه جالب در $X_{1/2}$ بی بعد شدهاند را نشان می دهد. یک تشابه جالب در پروفیل های پروفیل های سرعت طولی مشاهده می شود. پروفیل های زیر 5.0 Z/D < 0.5 مستثنی هستند، زیرا در ناحیه تشکیل فواره قرار گرفته اند. رابطه منحنی که بر نمودار تشابهی فواره قرار گرفته می شود، عبار تست از: $U/U_{max} = EXP - 0.693 (X/X_{1/2})^2$

H/D=5.5 0.7 - Z/D=0.1 0.6 -+- Z/D=0.3 0.5 - Z/D=0.5 0.4 -*- Z/D=0.75 U/UJ 0.3 0.2 Experimental data Z/D=0.1 [3] 0.1 Experimental data Z/D=0.5 [3] 0 Experimental data Z/D=1 [3] -0.1 -2 -1 0 1 2 XD



شدت توربولانس در فواره: شکل ۱۳ پروفیلهای بی-بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره برای ارتفاع-های مختلف H/D که با استفاده از مدل $k - \omega$ پیش بینی شده اند را نشان میدهد. همانطور که مشاهده میشود با افزایش ارتفاع جتها از صفحه برخورد، شدت توربولانس فواره افزایش مییابد. شدت توربولانس در حالت عددی نسبت به دادههای تجربی کمتر محاسبه شده است. این اختلاف بین نتایج عددی و دادههای تجربی در تحقیق انجام شده توسط بهروزی [۵] نیز گزارش شده است.





کمتر پیشبینی شدن شدت توربولانس نسبت به دادههای تجربی بدین علت میباشد که فواره تشکیل شده ناشی از

برخورد دو جت دیواره ذاتاً ناپایدار است. مشاهدات تجربی نشان داده است که این فواره گاهی به سمت چپ و گاهی به سمت راست خود متمایل می شود. بدیهی است که در این حالت که فواره ناپایدار میباشد شدت توربولانس در فواره بالا میباشد. هنگامی که با استفاده از معادلات متوسط ناویر استوکس و معادلات توربولانس این گونه جریانهای ناپایدار مدل و شبیهسازی می شود به علت متوسط گیری زمانی که بر معادلات اندازه حرکت اعمال شده است، این مدلها قادر به محاسبه و پیشبینی ناپایداری ذاتی جریان نمی باشند و جریان را به صورت پایدار پیشبینی میکنند. بنابراین واضح است که در پیش بینی اینگونه جریانها که ذاتاً ناپایدار می باشند، شدتهای توربولانس کمتر از دادههای تجربی محاسبه می شود. شکل ۱۴ پروفیل بی بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره برای حالت H/D=3 که با استفاده از مدل , پیشبینی شدہاند را نشان میدھد. با مقایسه k-arepsilonشکلهای ۱۳ و ۱۴ مشاهده می شود که مدل توربولانسی نسبت به مدل $k-\mathcal{E}$ در محاسبه مقادیر شدت $k-\omega$ توربولانس بهتر عمل کرده است که علت آن، برتری مدل در پیشبینی جریانهای چرخشی میباشد. نتیجه $k-\omega$ فوق براي حالت H/D=5.5 نيز صادق است.



شکل ۱۴: پروفیل های بی بعد شده شدت توربولانس فواره، محاسبه شده با مدل k-arepsilon .

پ**ارامترهای انتشار و تضعیف فواره**: شکل **۱۵** رشد و انتشار فواره را نشان میدهد. در این شکل مقادیر X_{1/2}/D برحسبZ/D برای دو حالت مختلف 3,5.5 H/D= رسم

شدهاند. رشد فواره در هر دو حالت خطی، یکسان و برابر است با: $dX_{1/2} / dZ = 0.1$ حل عددی مقدار نرخ رشد را کمتر از نرخ رشد اندازه گیری شده به روش تجربی محاسبه کرده است. نرخ رشد در حالت تجربی حدود ۰٫۱۶ بدست آمده است [۳].



شکل1۵: نرخ رشد و انتشار فواره در دو حالت مختلف ارتفاع از سطح زمین.

شکل **۱۶** تضعیف سرعت ماکزیمم در هر مقطع از فواره را بر حسب ارتفاع از سطح زمین نشان میدهد. تضعیف سرعت ماکزیمم متوسط فواره متناسب با معکوس ارتفاع از سطح زمین میباشد و نرخ آن برای هر دو حالت مطالعه شده، یکسان میباشد. مقدار نرخ تضعیف با روش عددی شده، یکسان میباشد. مقدار نرخ تضعیف با روش مددی شده ایت که کمتر از دادههای تجربی بدست آمده از آزمایش ساریپالی[۳] میباشد.



کمتر پیش بینی شدن نرخ رشد و تضعیف فواره در مطالعه عددیی که توسط بهروزی [۵] انجام شده است نیز گزارش شده است. علت کمتر پیش بینی شدن نرخ رشد و تضعیف در فواره، ناپایداری ذاتی جریان فواره است که در این مطالعه با استفاده از معادلههای متوسط اندازه حرکت و مدلهای توربولانسی به صورت پایدار مدل شده است.

۲-۲ ـ نتایج شبیه سازی شده برای سیال هوا

برای بررسی تاثیرات تغییر فاصله جتها از همدیگر (S/D) بر روی میدان جریان، از سیال هوا استفاده شده است. دو حالت مختلف S/D=24,32 مطالعه شدهاند. در هر دو حالت، فاصله ارتفاع دهانه خروجی جریان جت از سطح زمین H/D=12.8 میباشد. خصوصیات میدان جریان و توربولانس با استفاده از مدلهای $\omega - k$ و z - kپیشبینی شده است. دادههای تجربی جهت مقایسه با نتایج عددی در دسترس نمیباشد.

ناحیه جت برخوردی: شکلهای **۱۷** و **۱۸** پروفیلهای سرعت را در جهت طولی جریان و همچنین در جهت عرضی جریان در ارتفاعهای مختلف از سطح زمین که با مدل توربولانسی $k - \omega$ پیش بینی شده است، نشان می دهد.



شکل ۱۷: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی ، محاسبه شده با مدل w - w.

Z/D=10 مشاهده می شود. تاثیر سطح زمین تا ارتفاع Z/D=11 بر جریان جت مشخص می باشد. در ناحیه I>D/D انحراف جریان جت در اثر برخورد با زمین با تغییرات سریع در کاهش سرعت طولی (U) و افزایش سرعت عرضی (V) شروع می شود. سرعت عرضی جریان (V) در ناحیه برخوردی به بیشترین مقدار خود می رسد. تغییرات سرعت عرضی جریان در ناحیه مرکزی جت به صورت خطی می باشد. در ناحیه ای که تغییرات سرعت عرضی، خطی می باشد. سرعت طولی جریان تقریباً ثابت می ماند.

ناحیه جریان فوارهای: شکلهای ۲۰ و ۲۱ پروفیلهای سرعت متوسط را در عرض فواره در ارتفاعهای مختلف از سطح زمین که با استفاده از مدل توربولانسی $k - \omega$ پیشبینی شدهاند را نشان میدهند.



شکل ۲۰: پروفیل سرعت طولی جریان در فواره، محاسبه شده با مدل $k - \omega$.



شکل ۱۹: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی ، محاسبه شده با مدل $k-{\cal E}$.

پروفیلها توسط سرعت خروجی دهانه جت (Uj) بی بعد شدهاند. ناحیه هسته پتانسیل بین دهانه خروجی جت تا



شکل ۲۱: پروفیل عرضی سرعت در فواره، شکل ۸۵: پروفیل محاسبه شده با مدل $k-\omega$

تغییرات سرعت عرضی جریان (V) در نواحی که Z/D < 2.5 × Z/D میباشد، نسبت به نواحی که Z/D < 2.5 × Z/D میباشد، نسبت به نواحی که Z/D < 2.5 × Z/D میباشد. این مقایسه میباشد. در نواحی که Z/D > 2.5 × J/D میباشد. این ناحیه، ناحیه سرعت عرضی جریان صفر میباشد. این ناحیه، ناحیه جریان فوارهای با افزایش Z/D سرعت ماکزیمم فواره کاهش مییابد. نواحی افزایش ازیش Z/D میرعت ماکزیمم در عرض فواره، افزایش میبابد. شکل کاریمم در عرض فواره، افزایش میبابد. شکل میبابد میبابد افزایش افزایش ازیم میبابد ماکزیمم در عرض فواره، افزایش میبابد. شکل میبابد استان در عرض فواره، افزایش میبابد. شکل ۲۲ پروفیلهای سرعت طولی را در عرض فواره برای حالت $k - \varepsilon$

پیش.بینی شدهاند را نشان میدهد. همانطور که مشاهده می شود مدل $\mathcal{E} = k$ ، مقدار سرعت در فواره را کمتر از مدل $k - \omega$ مدل $k - \omega$ شکل **۲۱** پیش.بینی کرده است.



تشابه در فواره: در این مورد نیز فرضیه تشابهی مطرح می شود. برای اثبات این فرضیه، پروفیلهای سرعت را توسط U_{max} و $X_{1/2}$ بیبعد شده است. شکل **۲۳** پروفیلهای S/D بیبعد شده سرعت که برای هر دو حالت مختلف S/D یکسان میباشد، را نشان میدهد. پروفیلهای که در ناحیه تشکیل فواره قرار دارند (3 > Z/D)، مستثنی هستند. منحنی که بر این دادهها برازش میشود، عبارتست از: $U/U_{max} = EXP - 0.693 (X/X_{1/2})^2$

شدت توربولانس در فواره: شکل \mathbf{Y} پروفیلهای بی بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره که با استفاده از مدل شده شدت توربولانس را در عرض فواره که با استفاده از ممدل مدل $\omega - \omega$ پیش بینی شده اند را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود با افزایش فاصله بین دو جت، شدت توربولانس می یابد. شکل \mathbf{Y} پروفیل بی بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره برای حالت $k - \varepsilon$ که با استفاده از مدل $k - \varepsilon$ محاسبه شده است را نشان می دهد. مشاهده می شود که

S/D=24

<u></u>

n X/X 1/2

شکل ۲۵: پروفیل های بی بعد شده شدت توربولانس

 $k - \varepsilon$ فواره، محاسبه شده با مدل

□ Z/D=5

+ Z/D=7.5

◆ Z/D=10

▲ Z/D=12.5

* Z/D=15

2.8

2 1.8

1.6

1.4

1.2

1

0.8

0.6

0.4

0.2 ÷ ÷

0.

-2.8

Turbulernce Intensity / Umax

پارامترهای انتشار و تضعیف فواره: شکل ۲۶ رشد و انتشار در فواره را نشان میدهد. در این نمودار مقادیر X_{1/2} بر حسب Z برای دو حالت مختلف تغییر فاصله بین جتها (S/D)، رسم شدهاند. رشد فواره در هر دو حالت خطی و برابر با $dX_{1/2} / dZ = 0.1$ محاسبه شده است. شکل ۲۷ تضعیف سرعت ماکزیمم در عرض فواره را برای حالتهای مختلف S/D، نشان میدهد. نرخ تضعیف سرعت ماکزیمم فواره برای هر دو حالت، یکسان، خطی، متناسب با معکوس ارتفاع از سطح زمین و برابر با . محاسبه شده است. $d(U_{\,j}\,/\,U_{
m max}\,)/\,d(Z\,/\,D)=1.2$





1.4

1.2

1

0.8

0.6

0.4 0.2 0

-2.8



0

X /X 1/2



Z/D=7.5

Z/D=10

△ Z/D=12.5

∘ Z/D=15

∘ Z/D=20

÷*8°+å_æ

2.8



۴_نتیجهگیری

در کار حاضر، میدان جریان حاصل از برخورد دو جت آشفته با تقارن محوری بر روی یک سطح صاف به صورت عددی شبیهسازی شده و اثرات تغییر در ارتفاع دهانه خروجی جتهای برخوردی نسبت به سطح برخورد (H) و همچنین تغییر در فاصله مرکز به مرکز جتها (S) بر روی یروفیلهای میدان جریان و آشفتگی فواره تشکیل شده، مطالعه شده است. شبیه سازی برای دو سیال مختلف آب و هوا انجام شده است. در همه حالتهای مطالعه شده، عدد رينولدز يكسان ميباشد. نتايج حاصله نشان مي دهند که:

۱- با افزایش ارتفاع جتها از سطح زمین و همچنین افزایش فاصله بین دو جت، شدت آشفتگی فواره افزایش مىيابد،

۲- نرخ رشد فواره بدون در نظر گرفتن از نوع سیال، ارتفاع جتها و فاصله بين آنها، يكسان، خطى و برابر با یش بینی می شود. این نرخ به علت $dX_{1/2} / dZ = 0.1$ ناپایداری ذاتی جریان فواره، کمتر از دادههای تجربی ىدىت آمدە است،

۳- نرخ تضعیف سرعت ماکزیمم فواره برای دو سیال مختلف آب و هوا و در همه حالتهای مختلف، یکسان، متناسب با معکوس ارتفاع از سطح زمین و برابر با . محاسبه شده است. $d(U_i/U_{\text{max}})/d(Z/D) = 1.2$

این نرخ به علت ناپایداری ذاتی جریان فواره، کمتر از
دادههای تجربی بدست آمده است،
۲- مدل
$$\omega - k$$
 نسبت به مدل $z - k$ در پیش بینی
میدان جریان، علی الخصوص در نواحی چرخشی بهتر
عمل میکند،
۵- میدان برعت ماکزیمم در هر مقطع از فواره و $X_{1/2}$
فاصله محور مرکزی فواره تا نقطهای که سرعت آن نصف
فاصله محور مرکزی فواره تا نقطهای که سرعت آن نصف
معرفی میشود و
 $V_{max} = EXP - 0.693 (X/X_{1/2})$ به
عنوان پروفیل سرعت طولی فواره حاصل از برخورد دو
جت آشفته با یک سطح صاف پیشنهاد می گردد.

مراجع

- 1. Kotansky, D.R. and Glaze, L.W. "The Effects of Ground Wall-Jet Characteristics on Fountain Upwash Flow Formation and Development", The 14th Fluid and Plasma Dynamics Conf., Palo Alto, 1981.
- 2. Schetz, J. and Jakubowski A., "Surface Pressure on a Flat Plate with Dual Jet Configurations", J. Aircraft, Vol. 21, No. 7, 1984.
- 3. Saripalli, K.R. "Laser-Doppler Velocimeter Measurement in 3-D Impinging Twin-jet Fountain Flows", Turbulent Shear Flows, Vol. 5, Edited By F. Durst et al., 1987.
- 4. Amano, R.S. and Brandt, H., "Numerical Study of Turbulent Axisymmetric Jets Impinging on a Flat Plate and Flowing into an Aaxisymmetric Cavity", J. Fluids Eng., Vol. 106, pp. 410-417, 1984.
- 5. Behrouzi, P., "Numerical Studies of Twin-Jet Impingement for STVOL Flow Application", J. Chinese Institute of Engineers, Vol. 23, No. 6, pp. 669-676, 2000.
- 6. Shishir, A.P., Scott, M.M. and Venkateswaran, S., "Unsteady Computations of a Jet in Crossflow with Ground Effect", AIAA Fluid Conf., Orlando, 2003.
- 7. Li, Q., Page, G.J. and McGuirk, J.J., "LES of Impinging Jet Flows Relevant to Vertical Landing Aircraft, Using an Unstructured Mesh Approach", The 24th Applied Aerodynamics Conf., San Francisco, California, 2006.