

مطالعه عددی میدان جریان حاصل از برخورد دو جت آشفته بر روی یک سطح صاف و فواره 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

چکیده

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 آشفتنگی 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 مدل‌های آشفتنگی دو معادله‌ای $k - \varepsilon$ و $k - \omega$ ، روش گسسته سازی QUICK و الگوریتم حل SIMPLE انجام شده است. مقایسه نتایج عددی با داده‌های تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد.

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 take-off 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 twin-jet 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.

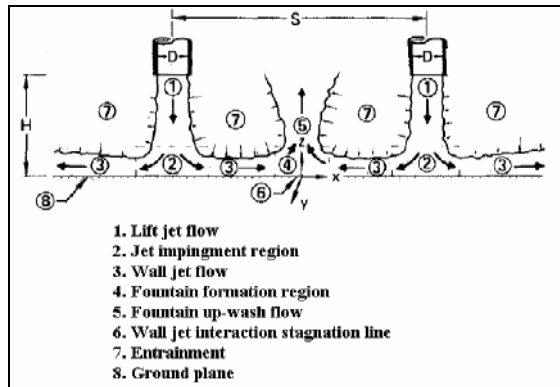
Key Words: Impinging Jet, Fountain Upwash Flow, Finite Volume Method, Turbulent Flow

۱-استادیار: mousavi@me.kntu.ac.ir

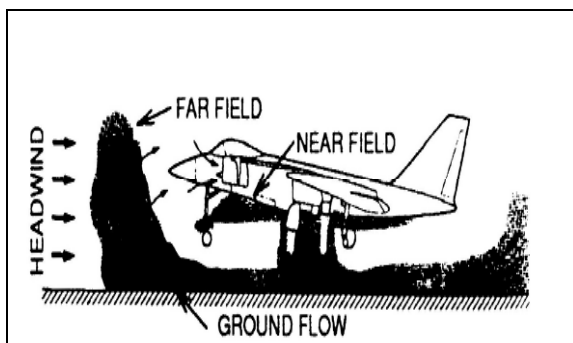
۲-دانشجوی دکتر(نویسنده پاسخگو): mostafa.mafi@gmail.com

۳-استادیار: Alavitabrizi@tabrizu.ac.ir

متفاوتی با سیستم‌های آیرودینامیکی مختلف برای آن پیشنهاد شد. بهترین این طرحها، هواپیماهایی بودند که نیروی لیفت آنها بر پایه جت تامین می‌شد که در این میان می‌توان به هواپیماهای یاکوولو^۱ و هریر^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 بالایی دارد.



شکل ۱: میدان جریان حاصل از برخورد دو جت متقارن بر روی یک سطح صاف و فواره حاصل از آن [۳].



شکل ۲: میدان جریان حول یک هواپیمای عمود پرواز.

فهرست علائم

H	ارتفاع دهانه خروجی جت‌ها از سطح زمین
S	فاصله مرکز به مرکز جت‌ها از هم
U_j	سرعت جریان جت در دهانه خروجی
D	قطر دهانه خروجی نازل
u'	مولفه نوسانی سرعت طولی
x	محور طولی دستگاه مختصات
y	محور عرضی دستگاه مختصات
z	ارتفاع از سطح زمین
k	انرژی جنبشی آشفته
ϵ	نرخ پراکندگی انرژی جنبشی آشفته
ω	نرخ پراکندگی ویژه
U_{max}	بیشترین سرعت در هر مقطع از عرض جریان فواره
$X_{1/2}$	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، خنک‌کاری قطعات الکترونیکی و جت‌های پلاسما اشاره کرد. هنگام 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 می‌گویند. 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 بالایی ایجاد می‌کنند (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 می‌کنند، 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

بهروزی^۵ در سال ۲۰۰۰ [۵]، میدان جریان حول یک هواپیمای عمودپرواز را هنگام برخاستن از سطح زمین شبیه‌سازی و تجزیه و تحلیل نمود. نتایج محاسبات نشان می‌دهند که جریان فواره تشکیل شده به شدت ناپایدار^۶ 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^۸ 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 می‌کند 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 و آشفتگی، 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 $H/D=3, 5/5$ 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

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 گلنز^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 می‌باشد و با افزایش ارتفاع جت‌ها، شدت توربولانس نیز افزایش می‌یابد.

استچز^۲ و همکاران در سال 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^۳ 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، ساده بودن تجسم سازی حرکت در آب می‌باشد. از آنجائیکه لزجت سینماتیکی آب نسبت به هوا کوچکتر می‌باشد، پدیده‌های آیرودینامیکی بر روی یک مدل یکسان، با سرعت کمتری نسبت به سرعت معادل آن در هوا (برای عدد رینولدز برابر) قابل مشاهده می‌باشند، بنابراین مشاهده پدیده‌های دینامیکی در آب واضح تر و ساده تر خواهد بود.

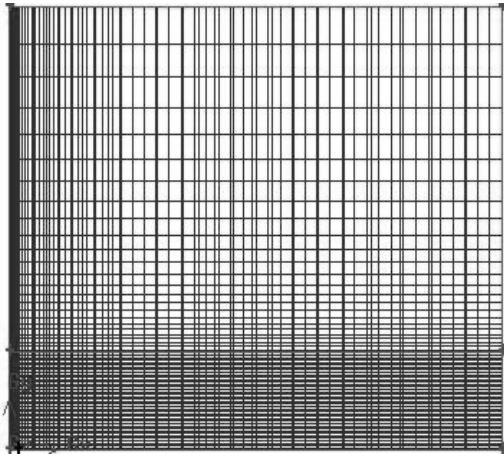
آمانو^۴ در سال ۱۹۸۴ [۴]، میدان جریان حاصل از برخورد یک جت بر روی سطح صاف را به صورت عددی مطالعه کرد.

5 - Behrouzi
6 - Unsteady
7 - Shishir
8 - Li

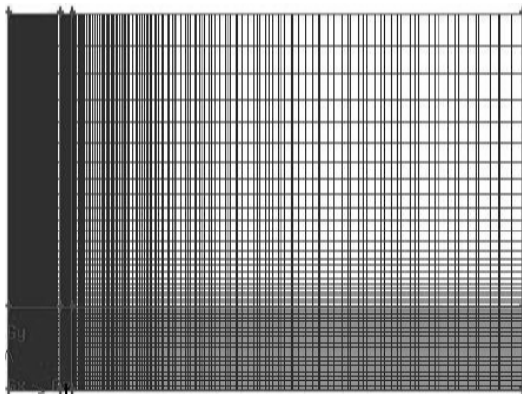
1- Kontansky and Glaze
2 - Schetz
3 - Saripalli
4 - Amano

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

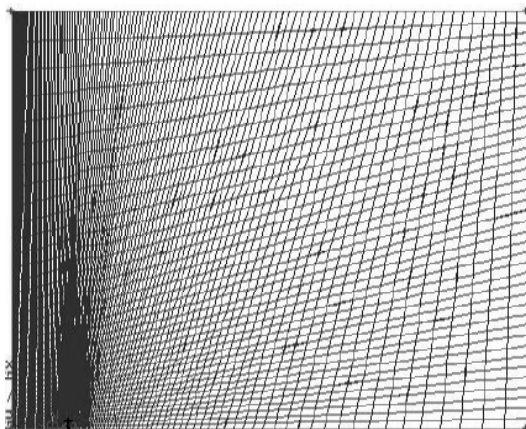
ج) شرط مرزی سطح آزاد در صفحه بالائی دامنه محاسباتی.



الف) شبکه بندی در صفحه تقارن $X=0$.



ب) شبکه بندی در صفحه تقارن $Y=0$.



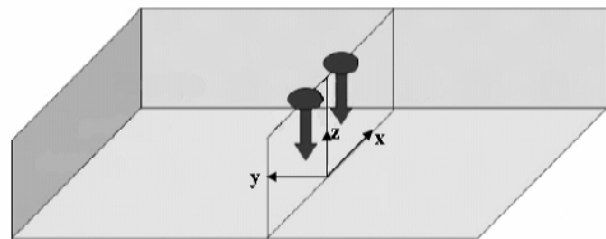
ج) شبکه بندی در صفحه زیرین دامنه محاسباتی ($Z=0$).

شکل ۵: نحوه شبکه بندی دامنه محاسباتی.

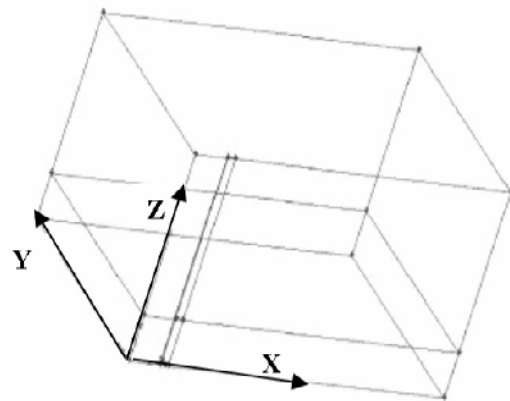
مرکز جتها نسبت به قطر دهانه خروجی در دو حالت ۲۴، $S/D=۳۲$ مطالعه شده است.

۲- شبکه بندی و شرایط مرزی مدل محاسباتی

شکل ۳ 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 ۴ مدل محاسباتی و شکل ۵ نحوه شبکه بندی را نشان می‌دهد. نوع شبکه بندی با سازمان می‌باشد. 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 تاثیر تغییر ارتفاع جتها از صفحه برخورد بر روی فواره، از سیال آب استفاده شده است. شبکه بندی در این حالت شامل 127,000 سلول می‌باشد. شرایط مرزی دامنه محاسباتی برای سیال آب عبارتست از:
الف) شرط مرزی تقارن در صفحات جلو و چپ دامنه محاسباتی.

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

ناحیه جت برخوردی: سرعت‌های متوسط در ناحیه برخوردی، توسط U_j (سرعت در دهانه خروجی جت) بی‌بعد شده‌اند. شکل‌های ۶ و ۷ پروفیل‌های سرعت طولی و عرضی جریان را که به روش $k-\varepsilon$ پیش‌بینی 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 $k-\varepsilon$ 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 $Z/D = 0.75$ می‌باشد. در نواحی که $Z/D > 0.75$ است، پروفیل سرعت متوسط در جهت عرضی جریان تقریباً صفر است. در نواحی که تغییرات سرعت عرضی (V) در آن خطی می‌باشد سرعت طولی (U) تقریباً ثابت می‌باشد. در حالت $H/D=3$ ، افت کوچکی در پروفیل‌های سرعت طولی جریان در مجاورت سطح زمین مشاهده می‌شود. این افت به علت تأثیر 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 نمی‌شود.

ناحیه جریان فواره‌ای: شکل ۱۰ تغییرات سرعت متوسط را در عرض فواره در حالت $H/D=5.5$ که با استفاده از مدل توربولانسی $k-\omega$ پیش‌بینی شده‌اند را نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود تغییرات سرعت عرضی (V) در نواحی که $Z/D < 0.5$ می‌باشد نسبت به نواحی که $Z/D > 0.5$ است قابل مقایسه می‌باشد. در نواحی $Z/D < 0.5$ سرعت عرضی جریان تقریباً صفر می‌باشد. شکل ۱۱ پروفیل‌های سرعت متوسط را در عرض فواره در حالت $H/D=5.5$ که با استفاده از مدل $k-\varepsilon$ پیش‌بینی شده‌اند را نشان می‌دهد. همانطور که از روی شکل مشخص می‌باشد، پیش‌بینی پروفیل‌های سرعت با استفاده از مدل

در آزمایش تجربی انجام شده توسط ساریپالی [۳]، سرعت جریان آب در خروجی نازل، یکنواخت و برابر با $U_j=6.71$ m/s و عدد رینولدز بر پایه قطر دهانه نازل و سرعت خروجی، $Re=1.7*10^5$ در نظر گرفته شده است. همچنین شدت توربولانس را در 1.5mm زیر دهانه خروجی نازل برابر با $\frac{\sqrt{u'^2}}{U_j} = 1\%$ اندازه‌گیری شده است. لذا همین داده‌ها جهت شرایط جریان ورودی در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفت.

برای بررسی تأثیر تغییر فاصله بین دو جت بر روی خصوصیات فواره از هوا استفاده شده است. شبکه بندی در این حالت شامل 219,000 سلول می‌باشد. 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 صفحه‌های بالا، راست و پشت دامنه محاسباتی و
(ج) شرط مرزی عدم لغزش دیواره در صفحه زیرین دامنه محاسباتی.

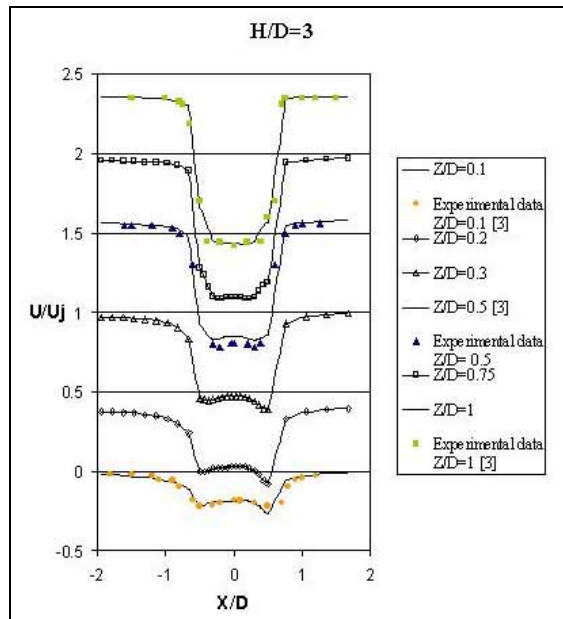
در این شبیه‌سازی، سرعت جریان در خروجی جت $U_j=110$ m/s و عدد رینولدز بر پایه قطر دهانه نازل و سرعت خروجی، $Re=1.7*10^5$ می‌باشد. انرژی جنبشی آشفته و نرخ پراکندگی انرژی جنبشی آشفته در دهانه خروجی به ترتیب 48.4 m²/S² و 10^7 m²/S³ در نظر گرفته شده است [۴].

۳- نتایج عددی و بحث

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

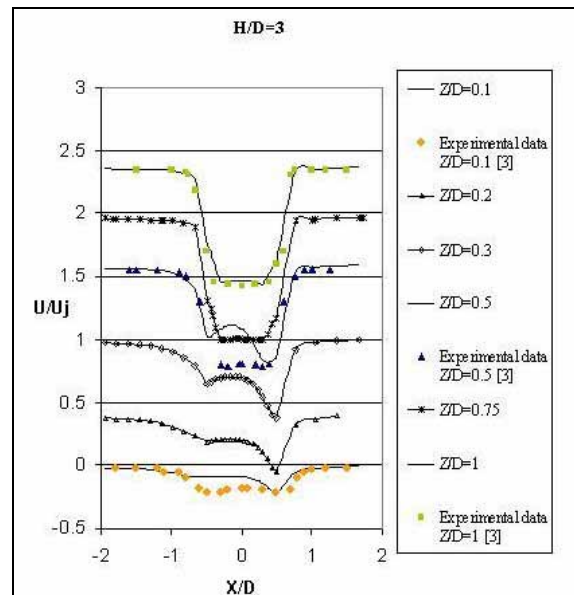
۳-۱- نتایج شبیه‌سازی شده برای سیال آب

برای بررسی تأثیرات تغییر ارتفاع جت‌ها از سیال آب استفاده شده است. در دو ارتفاع مختلف 3، 5.5، $H/D=$ جریان شبیه‌سازی شده است. خصوصیات میدان جریان و

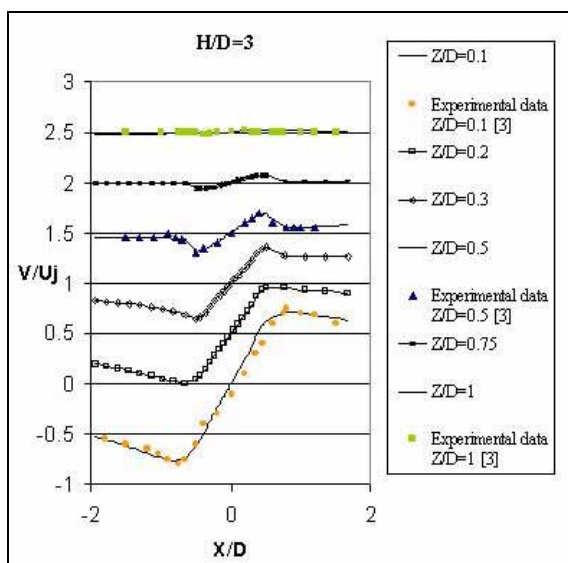


شکل ۸: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k - \omega$.

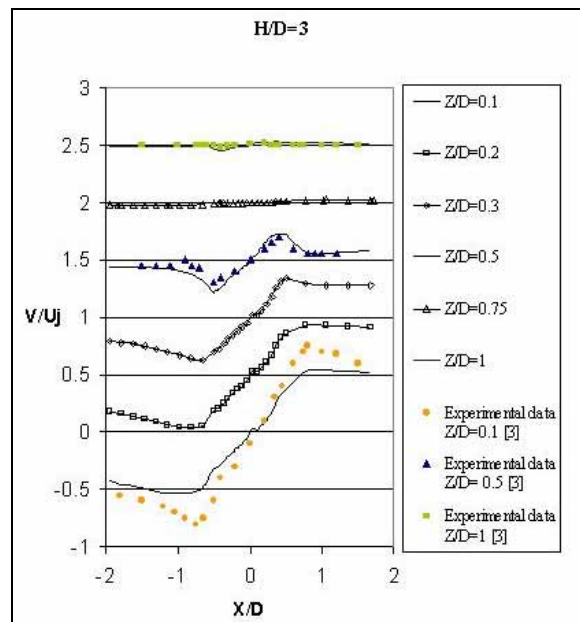
$k - \epsilon$ در ناحیه تشکیل فواره ($Z/D=0.1$) دارای خطا می‌باشد.



شکل ۶: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k - \epsilon$.



شکل ۹: پروفیل سرعت عرضی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k - \epsilon$.

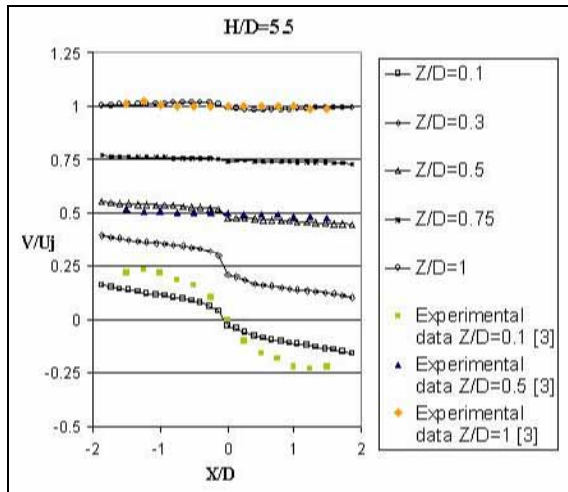
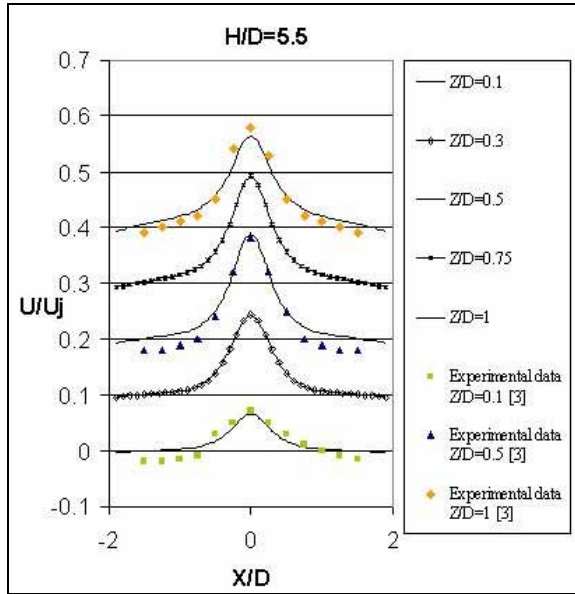


شکل ۷: پروفیل سرعت عرضی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k - \epsilon$.

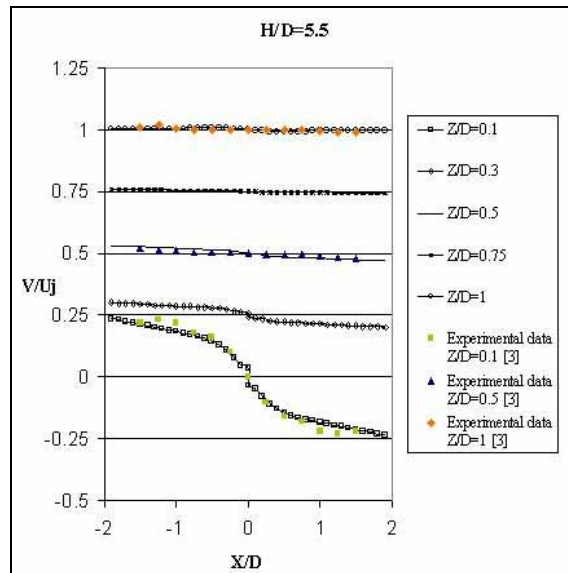
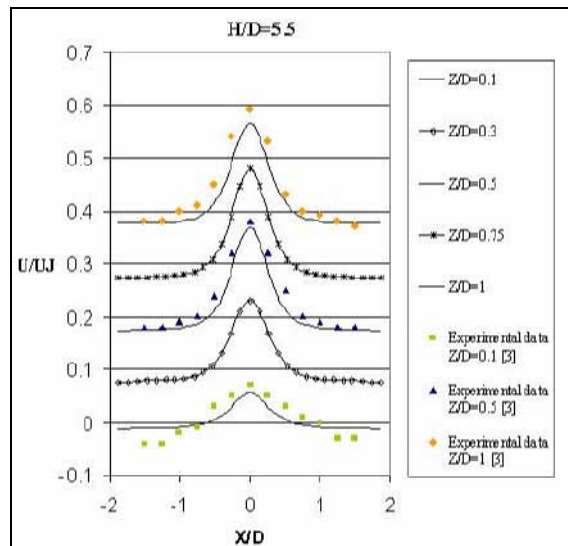
تشابه در فواره: با بررسی دقیق‌تر پروفیل‌های سرعت متوسط، فرضیه تشابهی در فواره مطرح می‌شود. برای اثبات این فرضیه، پروفیل‌های سرعت طولی فواره را توسط U_{max} که بیشترین سرعت در هر مقطع از عرض جریان فواره می‌باشد و $X_{1/2}$ که فاصله از خط مرکزی فواره تا نقطه‌ای که سرعت آن نصف مقدار بیشترین سرعت هر مقطع ($U_{max}/2$) می‌باشد، بی‌بعد شده‌اند. شکل ۱۲

پروفیل‌های سرعت طولی جریان را که توسط U_{max} و $X_{1/2}$ بی‌بعد شده‌اند را نشان می‌دهد. یک تشابه جالب در پروفیل‌های سرعت طولی مشاهده می‌شود. پروفیل‌های زیر $Z/D < 0.5$ مستثنی هستند، زیرا در ناحیه تشکیل فواره قرار گرفته‌اند. رابطه منحنی که بر نمودار تشابه‌ی شکل ۱۲ برازش می‌شود، عبارتست از:

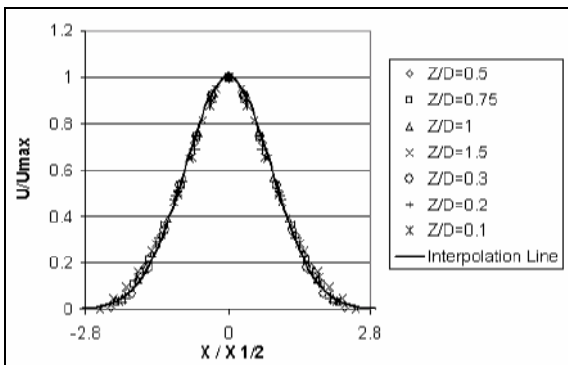
$$U/U_{max} = \text{EXP} - 0.693 \left(X/X_{1/2} \right)^2$$



شکل ۱۱: پروفیل سرعت متوسط در فواره، محاسبه شده با مدل $k - \epsilon$.

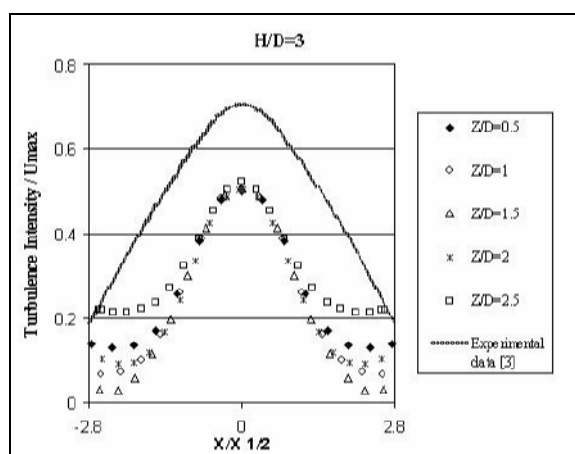


شکل ۱۰: پروفیل سرعت متوسط در فواره، محاسبه شده با مدل $k - \epsilon$.



شکل ۱۲: پروفیل‌های بی‌بعد شده سرعت طولی جریان در ناحیه فواره ای.

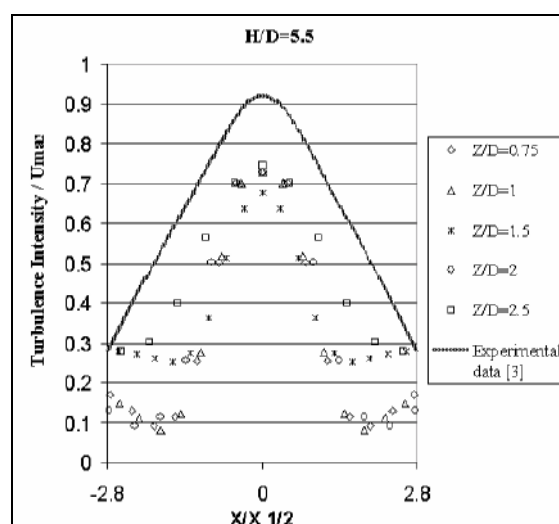
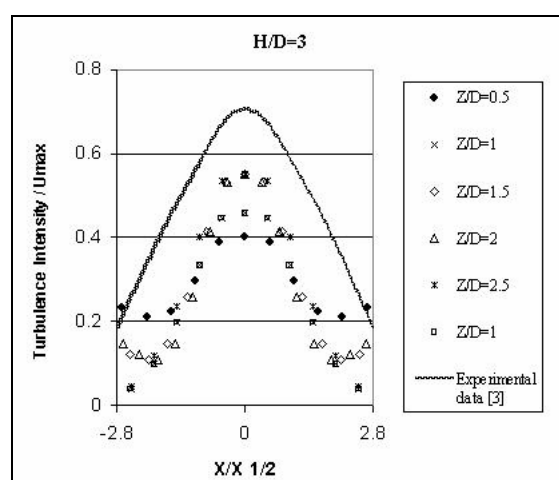
برخورد دو جت دیواره ذاتاً ناپایدار است. مشاهدات تجربی نشان داده است که این فواره گاهی به سمت چپ و گاهی به سمت راست خود متمایل می‌شود. بدیهی است که در این حالت که فواره ناپایدار می‌باشد شدت توربولانس در فواره بالا می‌باشد. هنگامی که با استفاده از معادلات متوسط ناویر استوکس و معادلات توربولانس این‌گونه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



شکل ۱۴: پروفیل‌های بی بعد شده شدت توربولانس فواره، محاسبه شده با مدل $k-\varepsilon$.

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

شدت توربولانس در فواره: شکل ۱۳ پروفیل‌های بی بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره برای ارتفاع‌های مختلف H/D که با استفاده از مدل $k-\omega$ پیش‌بینی شده‌اند 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.



شکل ۱۳: پروفیل‌های بی بعد شده شدت توربولانس فواره، محاسبه شده با مدل $k-\omega$.

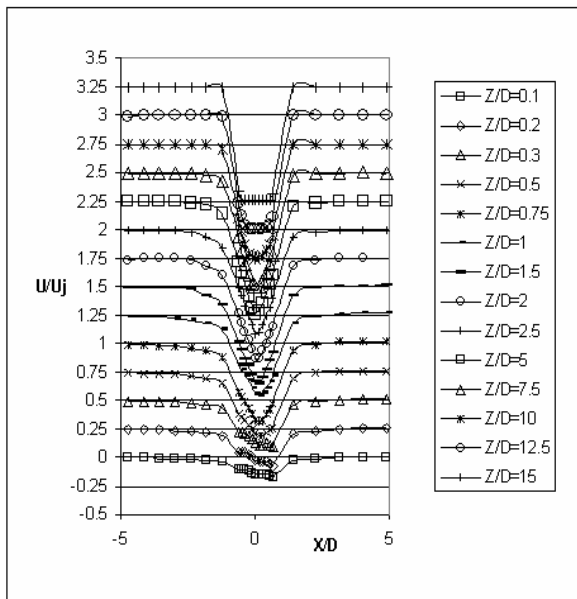
کمتر پیش‌بینی شدن شدت توربولانس نسبت به داده‌های تجربی بدین علت می‌باشد که فواره تشکیل شده ناشی از

کمتز پیش‌بینی شدن نرخ رشد و تضعیف فواره در مطالعه عددی که توسط بهروزی [۵] انجام شده است نیز گزارش شده است. علت کمتز پیش‌بینی 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.

۲-۳- 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 $k-\omega$ و $k-\epsilon$ پیش‌بینی 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 می‌دهد.

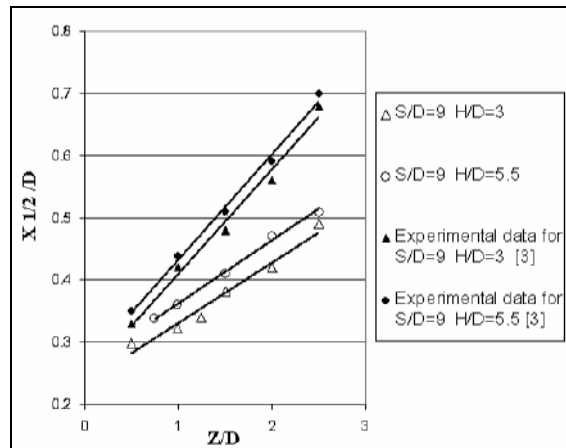


شکل ۱۷: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k-\omega$.

شده‌اند. رشد فواره در هر دو حالت خطی، یکسان و برابر است با:

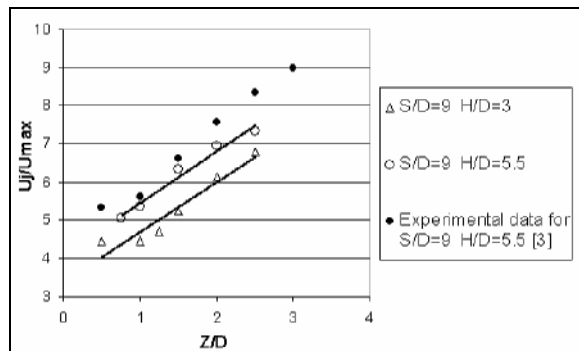
$$dX_{1/2} / dZ = 0.1$$

حل عددی مقدار نرخ رشد را کمتز از نرخ رشد اندازه‌گیری شده به روش تجربی محاسبه کرده است. نرخ رشد در حالت تجربی حدود ۰,۱۶ بدست آمده است [۳].



شکل ۱۵: نرخ رشد و انتشار فواره در دو حالت مختلف ارتفاع از سطح زمین.

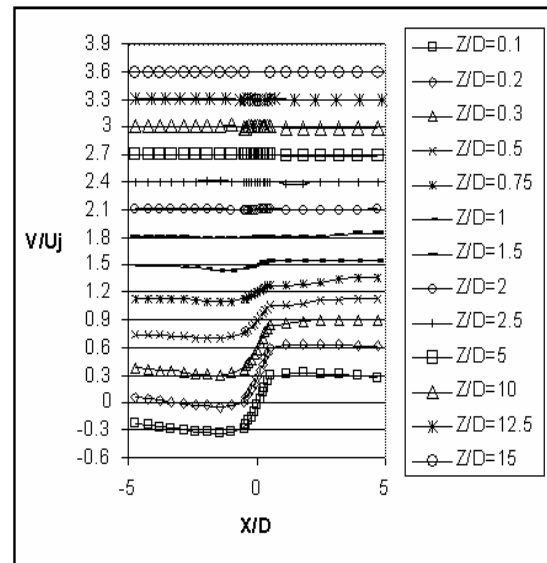
شکل ۱۶ تضعیف سرعت ماکزیمم در هر مقطع از فواره را بر حسب ارتفاع از سطح زمین نشان می‌دهد. تضعیف سرعت ماکزیمم متوسط فواره متناسب با معکوس ارتفاع از سطح زمین می‌باشد و نرخ آن برای هر دو حالت مطالعه شده، یکسان می‌باشد. مقدار نرخ تضعیف با روش عددی حدود $d(U_j / U_{max}) / d(Z/D) = 1.2$ محاسبه شده است که کمتز از داده‌های تجربی بدست آمده از آزمایش ساریپالی [۳] می‌باشد.



شکل ۱۶: نرخ تضعیف فواره در دو حالت مختلف ارتفاع از سطح زمین.

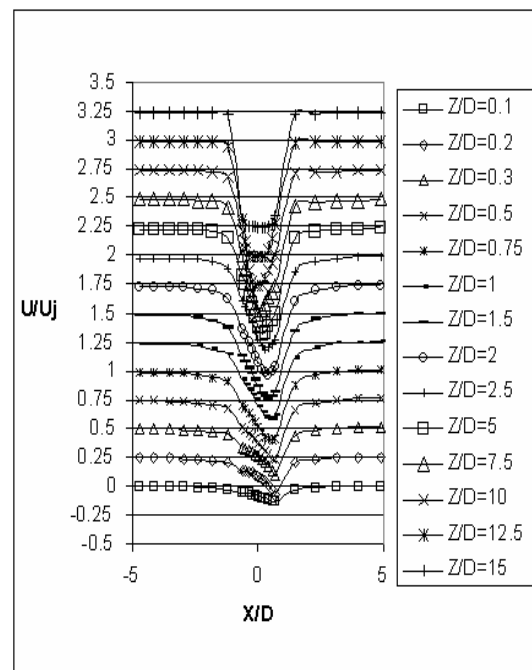
$Z/D=10$ مشاهده می‌شود. تاثیر سطح زمین تا ارتفاع $Z/D=1$ بر جریان جت مشخص می‌باشد. در ناحیه $Z/D < 1$ انحراف جریان جت در اثر برخورد با زمین با تغییرات سریع در کاهش سرعت طولی (U) و افزایش سرعت عرضی (V) شروع می‌شود. سرعت عرضی جریان (V) در ناحیه برخوردی به بیشترین مقدار خود می‌رسد. تغییرات سرعت عرضی جریان در ناحیه مرکزی جت به صورت خطی می‌باشد. در ناحیه‌ای که تغییرات سرعت عرضی، خطی می‌باشد. سرعت طولی جریان تقریباً ثابت می‌ماند.

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.

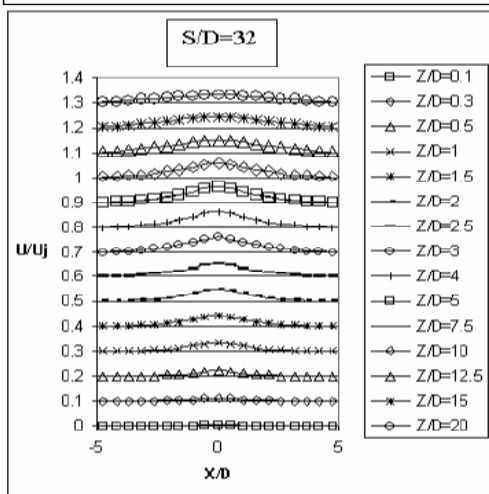
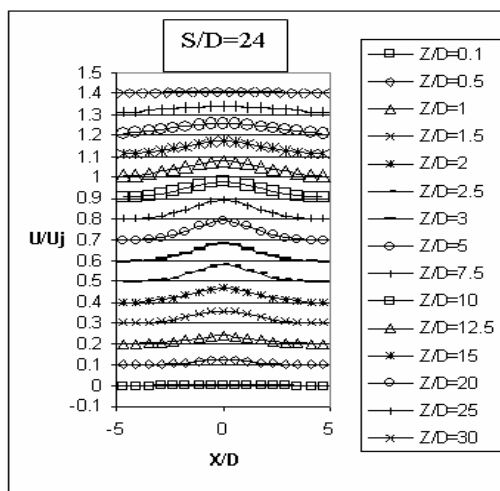


شکل ۱۸: پروفیل سرعت عرضی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k-\omega$.

شکل ۱۹ پروفیل سرعت طولی جریان را در ناحیه جت برخوردی که توسط مدل $k-\varepsilon$ پیش‌بینی شده است، نشان می‌دهد.



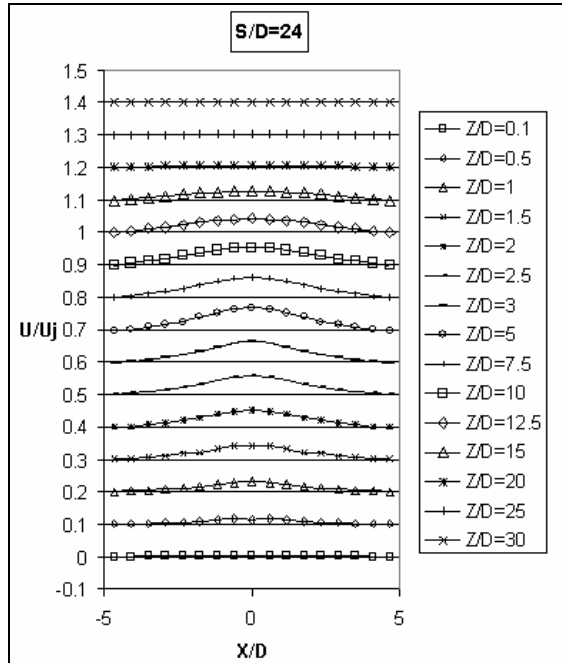
شکل ۱۹: پروفیل سرعت طولی در ناحیه جت برخوردی، محاسبه شده با مدل $k-\varepsilon$.



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

پروفیل‌ها توسط سرعت خروجی دهانه جت (U_j) بی‌بعد شده‌اند. ناحیه هسته پتانسیل بین دهانه خروجی جت تا

پیش‌بینی شده‌اند را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود مدل $k-\varepsilon$ ، مقدار سرعت در فواره را کمتر از مدل $k-\omega$ شکل ۲۱ پیش‌بینی کرده است.

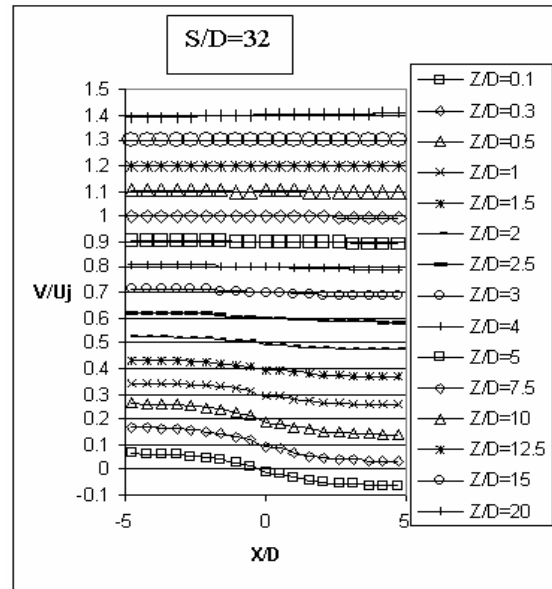
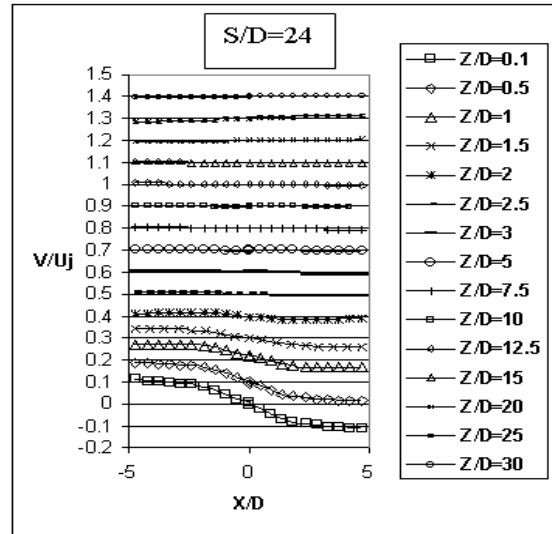


شکل ۲۲: پروفیل سرعت طولی جریان در فواره، محاسبه شده با مدل $k-\varepsilon$

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

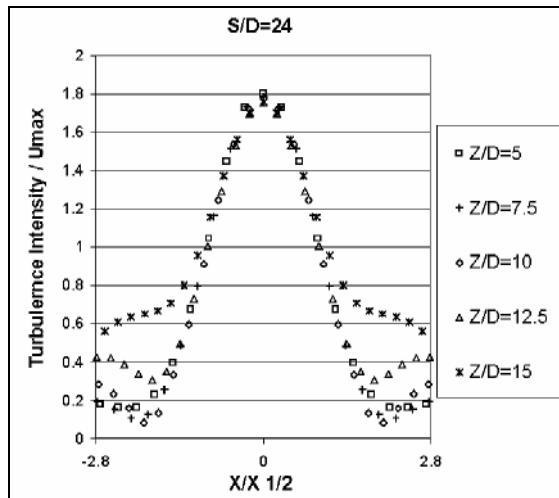
$$U/U_{max} = \text{EXP} - 0.693 \left(X/X_{1/2} \right)^2$$

شدت توربولانس در فواره: شکل ۲۴ پروفیل‌های بی‌بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره که با استفاده از مدل $k-\omega$ پیش‌بینی شده‌اند را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش فاصله بین دو جت، شدت توربولانس فواره افزایش می‌یابد. شکل ۲۵ پروفیل بی‌بعد شده شدت توربولانس را در عرض فواره برای حالت $S/D=24$ که با استفاده از مدل $k-\varepsilon$ محاسبه شده است را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که



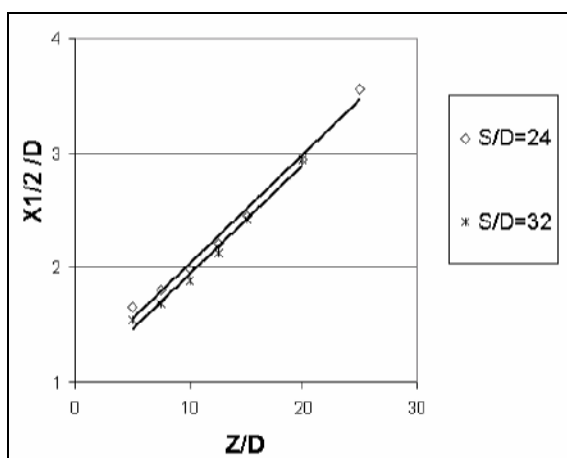
شکل ۲۱: پروفیل عرضی سرعت در فواره، محاسبه شده با مدل $k-\omega$

تغییرات سرعت عرضی جریان (v) در نواحی که $Z/D < 2.5$ می‌باشد، نسبت به نواحی که $Z/D > 2.5$ است، قابل مقایسه می‌باشد. در نواحی که $Z/D > 2.5$ است، سرعت عرضی جریان صفر می‌باشد. این ناحیه، ناحیه جریان فواره‌ای است. در ناحیه جریان فواره‌ای با افزایش Z/D سرعت ماکزیمم فواره کاهش می‌یابد. نواحی $Z/D < 2.5$ ، ناحیه تشکیل فواره است. در این ناحیه با افزایش Z/D سرعت ماکزیمم در عرض فواره، افزایش می‌یابد. شکل ۲۲ پروفیل‌های سرعت طولی را در عرض فواره برای حالت $S/D=24$ که با استفاده از مدل $k-\varepsilon$



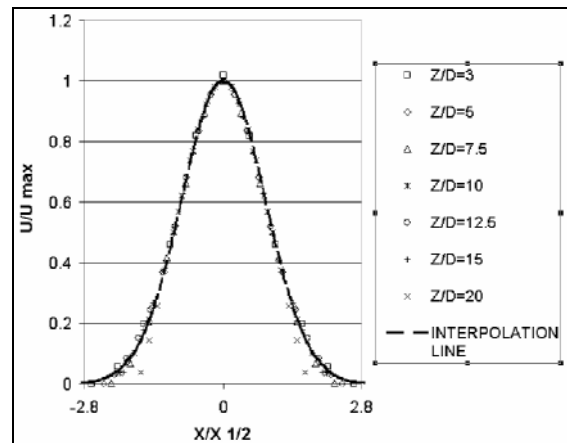
شکل ۲۵: پروفیل های بی بعد شده شدت توربولانس فواره، محاسبه شده با مدل $k - \varepsilon$.

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 $d(U_j / U_{max}) / d(Z/D) = 1.2$ محاسبه شده است.

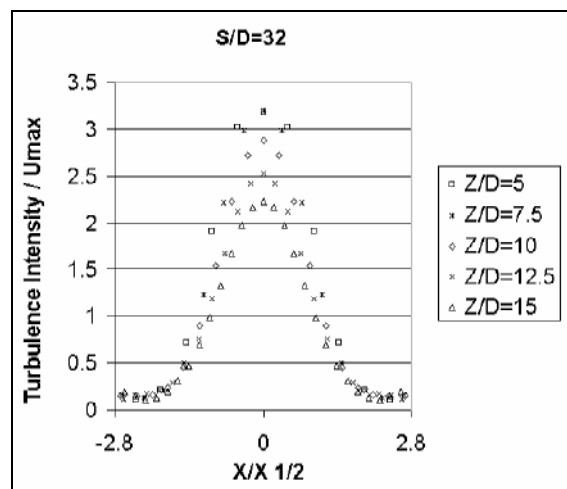
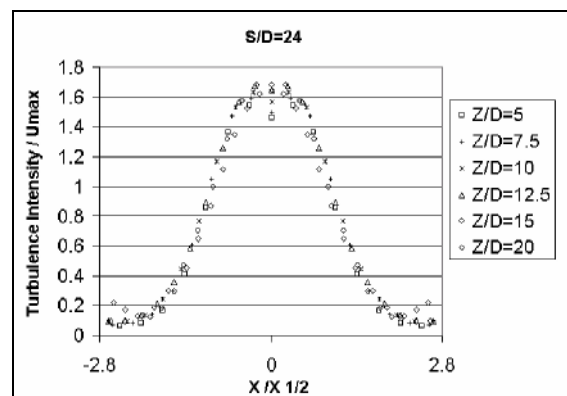


شکل ۲۶: رشد و انتشار در فواره در دو حالت مختلف.

مدل $k - \varepsilon$ شدت توربولانس در فواره را نسبت به مدل $k - \omega$ کمتر پیش بینی کرده است.



شکل ۲۳: پروفیل های بی بعد شده سرعت طولی جریان در ناحیه فواره‌ای.



شکل ۲۴: پروفیل های بی بعد شده شدت توربولانس فواره، محاسبه شده با مدل $k - \omega$.

این نرخ به علت ناپایداری ذاتی جریان فواره، کمتر از داده‌های تجربی بدست آمده است،

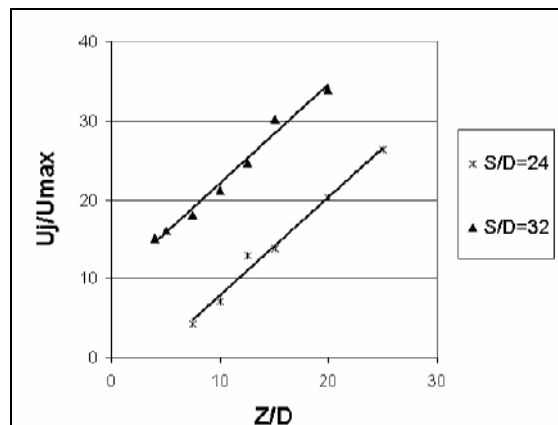
۴- مدل $k-\omega$ نسبت به مدل $k-\epsilon$ در پیش‌بینی میدان جریان، علی‌الخصوص در نواحی چرخشی بهتر عمل می‌کند،

۵- U_{\max} سرعت ماکزیمم در هر مقطع از فواره و $X_{1/2}$ فاصله محور مرکزی فواره تا نقطه‌ای که سرعت آن نصف سرعت ماکزیمم است، به عنوان پارامترهای تشابهی فواره معرفی می‌شود و

۶- منحنی $U/U_{\max} = \text{EXP} - 0.693 (X/X_{1/2})^2$ به عنوان پروفیل سرعت طولی فواره حاصل از برخورد دو جت آشفته با یک سطح صاف پیشنهاد می‌گردد.

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 Axisymmetric 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.



شکل ۲۷: تضعیف سرعت ماکزیمم در عرض فواره در دو حالت مختلف.

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 پروفیل‌های میدان جریان و آشفته‌گی فواره تشکیل شده، مطالعه شده است. شبیه‌سازی برای دو سیال مختلف آب و هوا انجام شده است. در همه حالت‌های مطالعه شده، عدد رینولدز یکسان می‌باشد. نتایج حاصله نشان می‌دهند که:

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

۲- نرخ رشد فواره بدون در نظر گرفتن از نوع سیال، ارتفاع جت‌ها و فاصله بین آنها، یکسان، خطی و برابر با $dX_{1/2}/dZ = 0.1$ پیش‌بینی می‌شود. این نرخ به علت ناپایداری ذاتی جریان فواره، کمتر از داده‌های تجربی بدست آمده 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 $d(U_j/U_{\max})/d(Z/D) = 1.2$ محاسبه شده است.