

بررسی میدان ویک بر روی عرشه پرواز یک شناور تریماران مبتنی بر انحنای بهینه روسازه

کریم اکبری وکیل آبادی^۱، رحیم مالمیر^۲، ابوالفتح عسکریان^۳، عباس حسن آبادی^۴

Akbari.Karim@gmail.com

۱- استادیار و عضو هیئت علمی دانشگاه علوم دریایی امام خمینی (ره) دانشکده مهندسی مکانیک

۲- مربی و عضو هیئت علمی دانشگاه علوم دریایی امام خمینی (ره) دانشکده مهندسی مکانیک

۳- دانشجوی دکتری دانشگاه صنعتی امیرکبیر دانشکده مهندسی دریا

۴- کارشناس ارشد کشتی سازی و مدرس دانشگاه علوم دریایی امام خمینی (ره) دانشکده مهندسی مکانیک

چکیده

طراحی عرشه پرواز یکی از کلیدی ترین بخش های اصلی در فرایند طراحی شناورهای نظامی است. وجود سازه جلوی عرشه پرواز از محدودیت های تاثیرگذار بر روی عملکرد نشست و برخاست هلی کوپتر بر روی عرشه اینگونه شناورها است. وجود آشیانه پرواز و یا هر نوع سازه ای دیگر در جلوی عرشه پرواز سبب ورود جریان آشفته به صفحه عرشه پرواز می گردد لذا طراحان کشتی بایستی شکل روسازه شناور را بگونه ای طراحی نمایند که حداقل جریان آشفته بر روی عرشه پرواز وجود داشته باشد. امروزه از تریماران^۱ برای استفاده در صنایع نظامی با روسازه های غیر معمول مورد توجه قرار گرفته اند. از پیچیده ترین مسائل، زاویه بندی روسازه بوده که علاوه بر رعایت الزامات رادارگریزی، باید بهترین ویک^۲ بر روی عرشه پرواز را ایجاد نماید. در ابتدا برای انتخاب صحیح ترین مدل پیش بینی جریان در جریان مغشوش، مدل سازی جریان روی یک پله مورد بررسی قرار گرفت. شش تغییر در هندسه پایه داده شد که این هندسه ها در جهت کاهش ناحیه چرخش در منطقه فرود هلیکوپتر با یکدیگر مورد بررسی قرار گرفتند و در انتها بهترین هندسه مبتنی بر جریان ویک بر روی عرشه انتخاب شده است.

واژگان کلیدی: روسازه، تریماران، جریان چرخشی، اختلاف فشار، عرشه پرواز.

۹۵/۰۵/۱۲

تاریخ دریافت مقاله:

۹۵/۱۱/۰۲

تاریخ پذیرش مقاله:

¹ Trimaran

² Wake

۱- مقدمه



شکل (۱) نمونه‌ای از شناور نظامی تریماران [۱۴].

اتصال مجدد جریان لایه مرزی جدا شده در بسیاری از جریان‌های آیرودینامیکی اتفاق می‌افتد. یکی از ساده‌ترین جریان‌هایی که با این پدیده مواجه است جریان روی پله می باشد. منظور از لغت پله، معادل فارسی عبارت رایج بکوارد است^۱ می باشد. برای استفاده از یک مدل توربولانس در یک جریان همراه با جدایش، این مدل حداقل باید بتواند جریان ساده روی پله را به خوبی مدل نموده تا به عنوان یک معیار برای محک زدن مدل‌های توربولانسی مختلف به کار برد. در این پژوهش جریان روی یک پله به کمک مدل‌های توربولانس یک معادله‌ای، دو معادله‌ای و مدل‌های تنش رینولدز (RSM^۲) مختلف موجود در نرم‌افزار فلونت مورد تحلیل قرار گرفته و با نتایج آزمایشگاهی ارائه شده توسط درایور و سیگمیلر^۳ [۱] مقایسه شده است. پس از انتخاب صحیح‌ترین مدل پیش‌بینی جریان در ناحیه جدایی برای جریان مغشوش، از آن برای هندسه مورد نظر کمک گرفته شده است.

علاوه بر نتایج حاصل از آزمایشات تونل باد، امروزه بهره‌گیری از روش‌های شبیه‌سازی به نحو گسترده‌ای توسعه یافته است. با وجود تمام پیشرفت‌هایی که در روش‌های محاسباتی حاصل شده است، پیش‌بینی دقیق و صحیح جریان با توجه به فیزیک جریان و پیچیدگی‌های هندسی موجود کار آسانی نیست لذا ایجاد هندسه، تولید شبکه و حل آن نیاز به ابزارهای قوی شبکه‌سازی و الگوریتم‌های حل قابل اعتماد و منابع رایانه‌ی مناسب دارد. روش‌های حجم محدود یا تفاضل محدود که به معادلات حاکم اعمال می‌شود، به عنوان روش‌های استاندارد در حل مسائل صنعتی جریان خارجی مطرح هستند و میزان حافظه و زمان محاسباتی مورد نیاز عامل محدود کننده‌ای در انتخاب تعداد سلول‌های بکار رفته و نوع مدل اغتشاشی است [۲].

وجود ناحیه چرخش در منطقه فرود، نشست و برخاست هلیکوپتر را دشوار کرده و منجر به ناپایداری و دشواری در کنترل وسیله پروازی می‌شود. با توجه به اهمیت این موضوع،

هدف از انجام این تحقیق، کوچک ساختن منطقه چرخش است. جهت نیل به این هدف چند هندسه مختلف که در منطقه فرود هلیکوپتر قرار دارد انتخاب گردید. برای داشتن حداقل جریان چرخشی بر روی عرشه، نیاز به دیواره‌های با انحنا مناسب است ولی با توجه به اعمال الزامات رادارگریزی، استفاده از دیواره‌های زاویه دار به جای منحنی شکل، پیشنهاد شده است [۱۰]. شناور تریماران دارای یک بدنه اصلی و دو بدنه کناری است. در طراحی شناور تریماران، چیدمان بدنه‌ها بگونه‌ای انجام می‌شود که حداقل اندرکنش بر روی یکدیگر داشته باشند. برای کاهش مقاومت موج‌سازی، معمولاً بدنه اصلی باریک^۴ بوده و از بدنه‌های جانبی برای متعادل کردن آن بهره گرفته می‌شود.

در سال ۲۰۰۷، لامار و همکاران [۳] تاثیر کناره‌های شیب دار^۵ بدنه شناور را به کمک روش آزمایشگاهی "روش سرعت سنجی تصویری ذرات (PIV^۶)" مورد مطالعه قرار دادند. اندازه‌گیری‌ها برای سه هندسه: با گوشه تیز، زاویه ملایم، با گوشه فلپ^۷ دار، انجام شده است. با توجه به هزینه کمتر روش‌های عددی در مقایسه با روش‌های آزمایشگاهی، کاریا [۴] هندسه‌های مختلفی را به کمک روش‌های عددی مورد مطالعه و مقایسه قرار داد. یکی از مهمترین موارد در مطالعات عددی اعتبار سنجی آن‌ها با مطالعات آزمایشگاهی است که این مهم را بصورت جداگانه شناسیدر و همکاران [۵] بررسی کرد.

⁵ Chamfer

⁶ Particle Image Velocimetry

⁷ Flap

¹ Backward Step

² Reynolds Stress Model

³ Driver & Seegmiller

⁴ Slender

$$d\left(\frac{\rho^2 k}{\sqrt{\varepsilon\mu}}\right) = 1.72 \frac{\vartheta}{\sqrt{\vartheta^3 - 1 + C_\vartheta}} d\vartheta \quad (۶)$$

$$\vartheta = \frac{\vartheta_{eff}}{\vartheta}, \quad C_\vartheta \approx 100 \quad (۷)$$

همچنین ترم R_ε که به معادله ε اضافه شده، برابر است با:

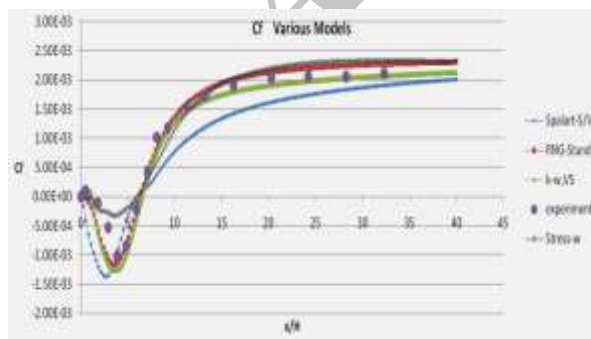
$$R_\varepsilon = \frac{c_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3} \frac{\varepsilon^2}{k}, \quad (۸)$$

$$\eta = S \frac{k}{\varepsilon}, \quad \eta_0 = 4.38, \quad \beta = 0.012$$

۳- اعتبارسنجی مدل استفاده شده در تحلیل ها

برای بررسی صحت مدل استفاده شده در تحلیل ها، منطبق بر نتایج نشان ارائه شده در شکل (۲)، می توان بیان نمود که مدل اسپالارت آلامز^۱ نمی تواند در هیچ یک از نواحی شبیه سازی، نتایج خوبی را به دنبال داشته باشد. علی رغم اینکه مدل stress-w توانایی پیش بینی رفتار جریان در ناحیه بعد از جدایش را به نحو مطلوبی دارد ولی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی، دقت خوبی در ناحیه جدایش جریان را نخواهد داشت.

اگرچه دو مدل $k-\omega$ و $k-\varepsilon, RNG$ در محاسبه سرعت دقت کمتری نسبت به مدل اسپالارت آلامز دارند (به جز در نزدیکی دیواره) اما در محاسبه گرادین سرعت روی دیواره، با نگرش به نمودار تنش برشی، عملکرد بهتری دارد. بنابراین با توجه به عملکرد مدل $k-\varepsilon, RNG$ در پیش بینی تنش برشی بر روی دیواره و از طرفی اهمیت ناحیه جدایش در این تحقیق، مدل $k-\varepsilon, RNG$ برای شبیه سازی مدل آشفتگی جریان در مسئله اصلی انتخاب شده است.



شکل (۲) مقایسه نمودارهای ضریب تنش برشی دیواره.

۲- تئوری حاکم بر مساله

معادلات حاکم بر مساله به شرح زیر است [۶]:

معادله پیوستگی:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (۱)$$

معادله مومنتوم (ناویراستوکس):

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla} P + \vec{\nabla} \cdot (\mu \vec{\nabla} \vec{V}) + \rho \vec{B} \quad (۲)$$

B برآیند نیروهای حجمی بر واحد جرم است.

برای مدل سازی تنش های تلاطم رینولدز، از مدل دو معادله ای $k-\varepsilon$ RNG استفاده شده است. جزئیات مربوط به این مدل ها توسط دیوید ویلکاکس [۶] ارائه شده است. این مدل از یک تئوری آماری (تئوری Renormalization Group) بدست آمده و در موارد زیر با مدل استاندارد تفاوت دارد

- وجود یک ترم اضافی در معادله ε که دقت مدل را برای جریان های همراه با نرخ کرنش شدید افزایش می دهد.
- اثرات چرخش روی توربولانسی جریان در این مدل لحاظ شده و دقت مدل برای جریان های چرخشی افزایش می دهد.

- استفاده از یک رابطه تحلیلی برای محاسبه عدد پرانتل تلاطم (بجای استفاده از ضریب ثابت)

- در حالی که مدل استاندارد فقط برای جریان های با رینولدز بالا مناسب است، این مدل برای رینولدزهای پایین هم قابل استفاده می باشد (البته به شرطی که رفتار جریان در نزدیکی دیواره به خوبی مدل شود).

معادلات انتقالی برای کمیت های k و ε به صورت زیر است:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \varepsilon + \quad (۳)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\alpha_k \vartheta_{eff}) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \quad (۴)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\alpha_\varepsilon \vartheta_{eff}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] - R_\varepsilon$$

رابطه لزجت تلاطم را می توان بصورت زیر نوشت:

$$\vartheta_T = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (۵)$$

در روابط فوق، C_μ ، α_k ، α_ε ، $C_{\varepsilon 1}$ و $C_{\varepsilon 2}$ ضرایب ثابت هستند و U_{eff} از رابطه زیر بدست می آید:

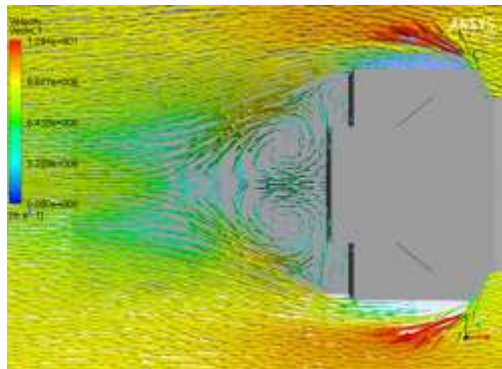
¹ Spalart-Allmaras

۴- مدل سازی، دامنه و شبکه محاسباتی

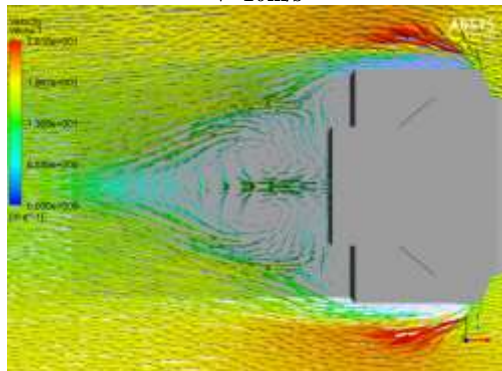
برای بررسی دقیق فرایند ایجاد ویک، هندسه پایه و هندسه های مختلف دیگری جهت کاهش ناحیه جدایش جریان در پشت سازه در نرم افزار گمبیت ایجاد گردید (شکل (۳)). هندسه های مختلف با ابعاد واقعی در نرم افزار گمبیت مدل سازی گردید و شبکه بندی در نواحی دوردست از دیواره ها به صورت شبکه بندی سازمان یافته انجام شده است. حدود ۱۲ میلیون شبکه برای هر هندسه ایجاد گردید. نحوه طراحی شبکه به شکلی بوده است که در کنار دیواره ها و در مناطقی که تغییرات زیاد فشار یا سرعت وجود دارد شبکه ریزتر و با تعداد بیش تر لحاظ گردد. این امر باعث می شود که در مدل توربولانسی روی دیواره ها مقادیر y^+ ، مقادیر مناسبی بدست آمده و نتایج مورد اعتماد باشد. مطالعه شبکه برای هندسه پایه در بحرانی ترین سرعت (سرعت ۴۰ متربرثانیه)، انجام شده است. تعداد شش، هشت، ۱۰، ۱۲، ۱۴ و ۱۶ میلیون شبکه مورد بررسی قرار گرفته و مطابق شکل ۳ مشاهده می شود که با افزایش تعداد شبکه از ۱۲ به ۱۴ و ۱۶ میلیون، نمودار فشار تغییرات بسیار اندک (به ترتیب ۱/۴ و ۱/۵ درصد) داراست. با توجه به ایت درصد اختلا ناچیز از تعداد ۱۲ میلیون شبکه بهره گرفته شد و می توان گفت که در این تعداد شبکه، استقلال از شبکه مناسبی برای حل انتخاب شده است.

۵- بحث و تفسیر نتایج

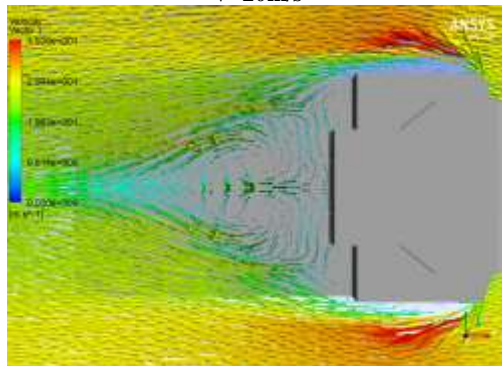
چهار سرعت مختلف ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ متربرثانیه که معادل با ۲۰، ۴۰، ۶۰ و ۸۰ گره دریایی است، برای این مدل سازی انتخاب گردید. شکل (۴) نشان دهنده بردارهای سرعت برای سرعت های ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ متربرثانیه روی صفحه Y-X در فاصله $Z=2.8$ m از کف سازه می باشد.



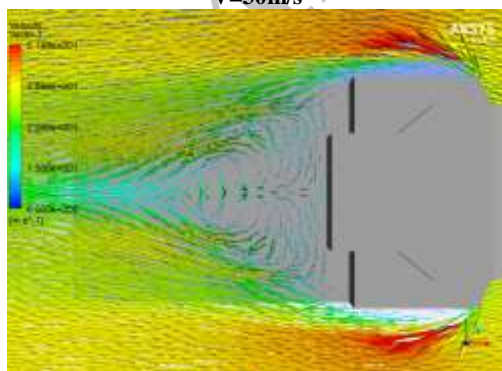
V=10m/s



V=20m/s

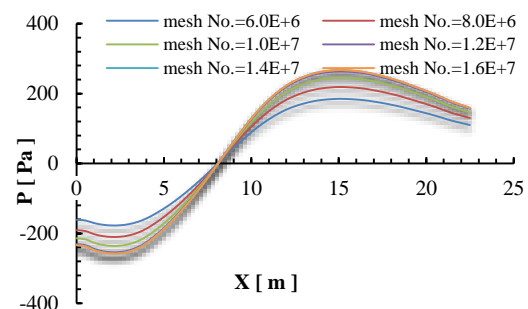


V=30m/s



V=40m/s

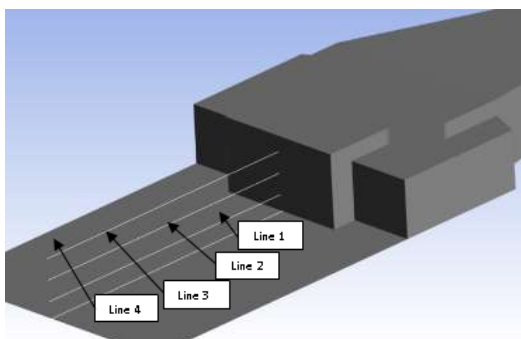
شکل (۴) بردارهای سرعت روی صفحه Y-X در فاصله $Z=2.8$ m از کف سازه.



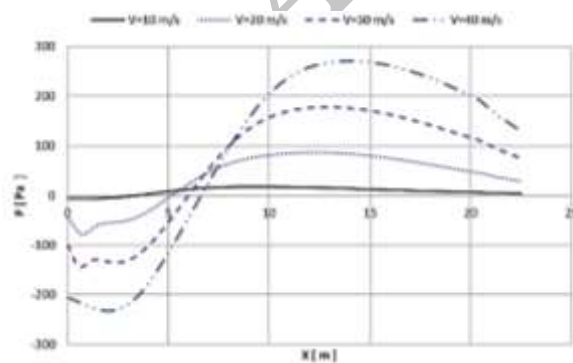
شکل (۳) مقایسه نمودارهای ضریب تنش برشی دیواره.

شکل (۵) نشان دهنده بردارهای سرعت برای سرعت های ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ متربرثانیه روی صفحه تقارن Z-X است. در شکل های (۴) و (۵) توزیع گرافیکی سرعت پشت روسازه در سرعت های ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ متربرثانیه نشان داده شده است. مشاهده می گردد که در سرعت ۴۰ متربرثانیه، حالت بحرانی بوجود آمده و بیشترین گردابه ایجاد می شود.

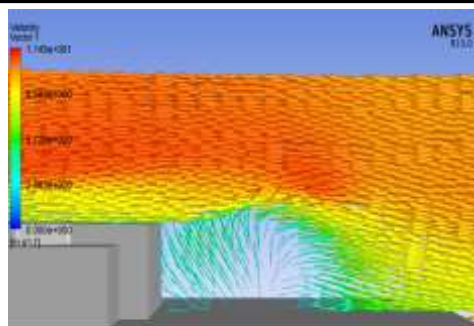
از مهمترین مواردی که بر عملکرد عملیات نشست و برخاست هلی کوپتر تاثیرگذار می باشد، توزیع فشار در نقاط مختلف از عرشه پرواز است. برای این منظور در شکل (۶) چهار خط راهنما برای نشان دادن تغییرات فشار در راستای طولی بر روی عرشه نشان داده شده است. تغییرات فشار بر روی این خطوط در شکل های (۷) الی (۱۰) ارائه داده شده است. همان گونه که در شکل ها مشاهده می شود، بیشترین اختلاف فشار مربوط به سرعت ۴۰ متربرثانیه است. برای درک بهتر نمودارهای نشان داده شده، حداکثر اختلاف فشار در امتداد خطوط نشان داده شده، برای تمامی حالات در جدول (۱) آورده شده است.



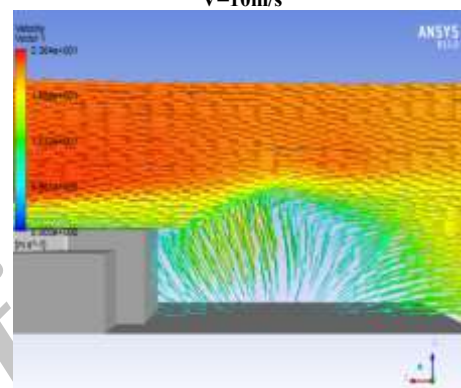
شکل (۶) خطوط راهنما برای نشان دادن توزیع فشار .



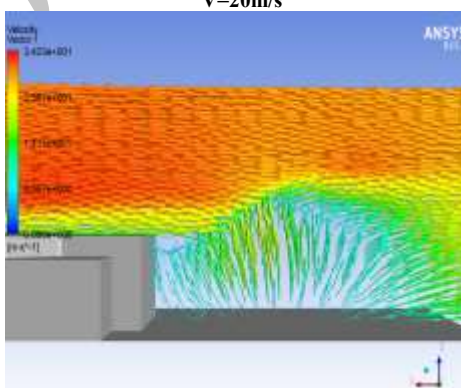
شکل (۷) تغییرات فشار در امتداد خط $Z=0$ (Line 1).



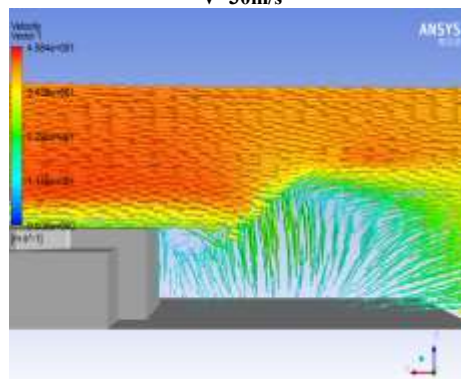
V=10m/s



V=20m/s



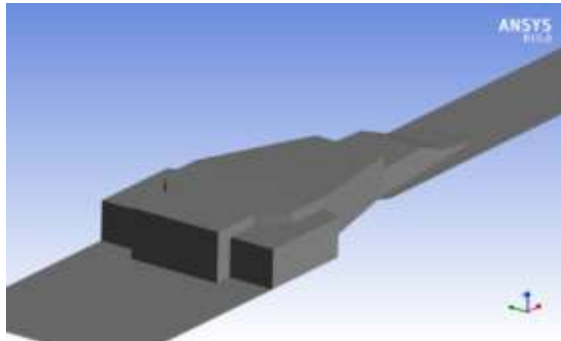
V=30m/s



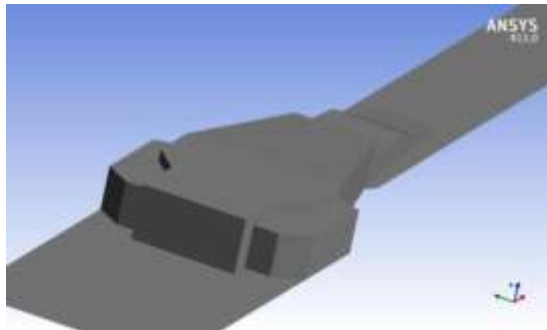
V=40m/s

شکل (۵) بردارهای سرعت در صفحه تقارن Z-X هندسه پایه.

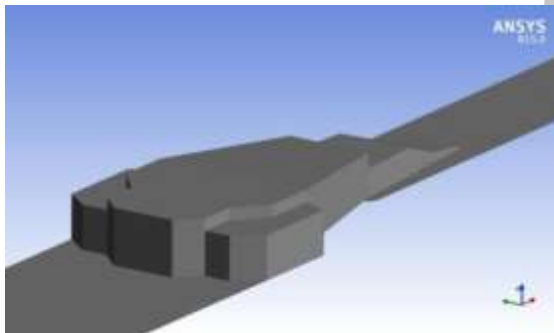
سرعت ۴۰ متربرثانیه، روی دو صفحه مختلف نشان داده شده در شکل‌های (۱۲) و (۱۳)، مورد بررسی قرار گرفته است.



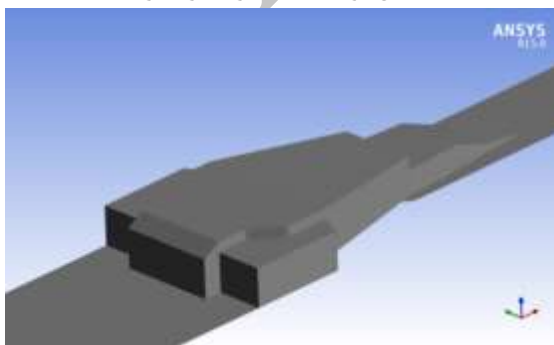
(۱) هندسه پایه روسازه تریماران.



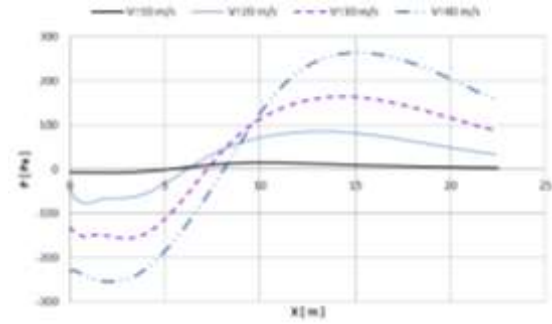
(۲) اعمال یک شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



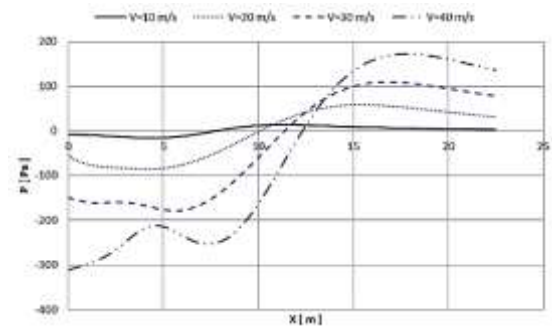
(۳) اعمال دو شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



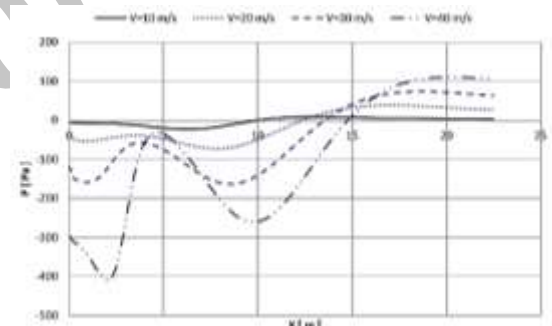
(۴) اعمال یک شیب ۳۰ درجه از بالا.



شکل (۸) تغییرات فشار در امتداد خط $Z=1.2\text{ m}$ (Line 2).



شکل (۹) تغییرات فشار در امتداد خط $Z=2.8\text{ m}$ (Line 3).

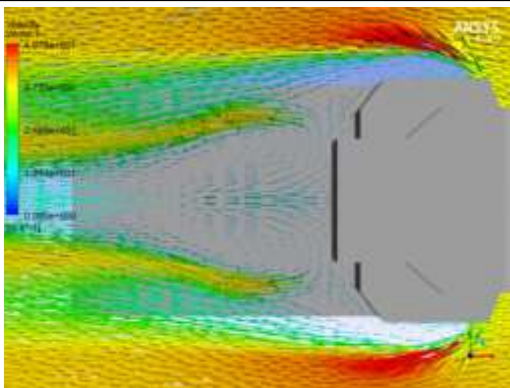


شکل (۱۰) تغییرات فشار خط $Z=4.4\text{ m}$ (Line 4).

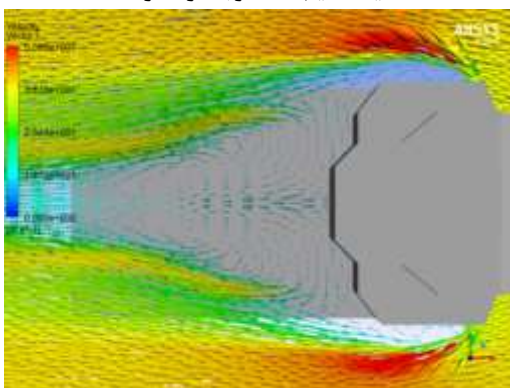
جدول (۱) حداکثر اختلاف فشار روی خطوط نشان داده شده در (شکل ۶)

V [m/s]	$P_{\max} - P_{\min}$ [Pa]			
	10	20	30	40
Line 1 (Z=0)	23.91	165.73	322.14	503.14
Line 2 (Z=1.2m)	22.83	163.37	320.81	517.63
Line 3 (Z=2.8m)	29.72	143.62	288.44	483.15
Line4 (Z=4.4m)	31.33	111.96	236.33	521.93

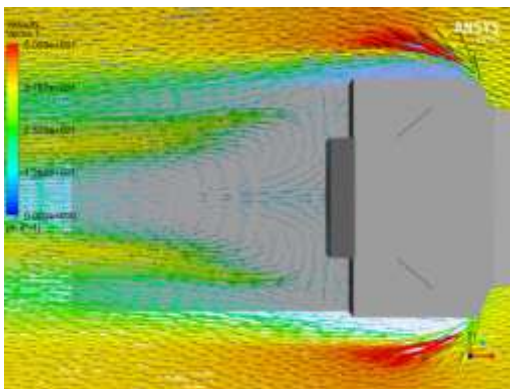
با توجه به اینکه بیشترین اختلاف فشار مربوط به سرعت ۴۰ متربرثانیه است، بردارهای سرعت برای هندسه‌های مختلف، در



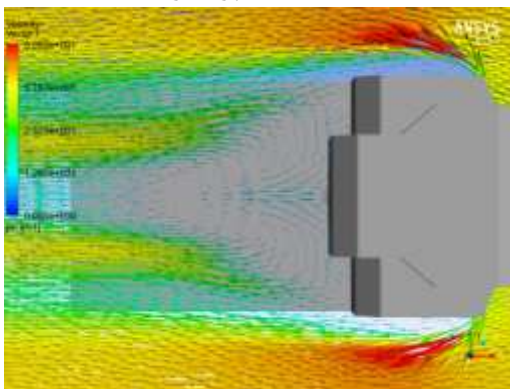
(۲) یک شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



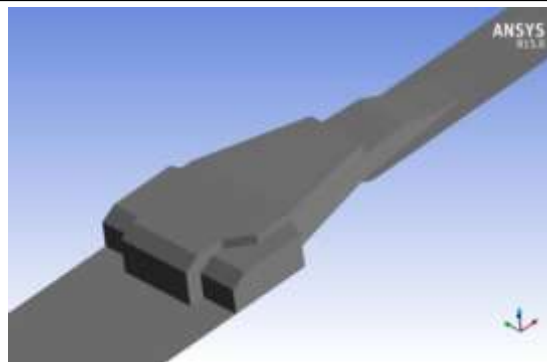
(۳) دو شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



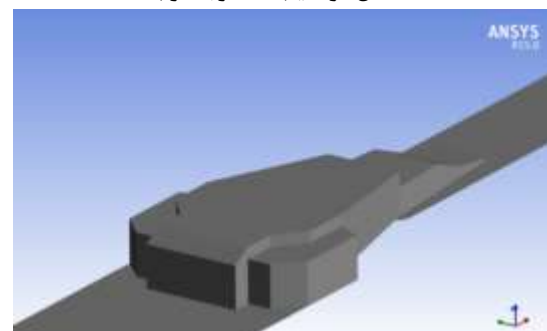
(۴) یک شیب ۳۰ درجه از بالا.



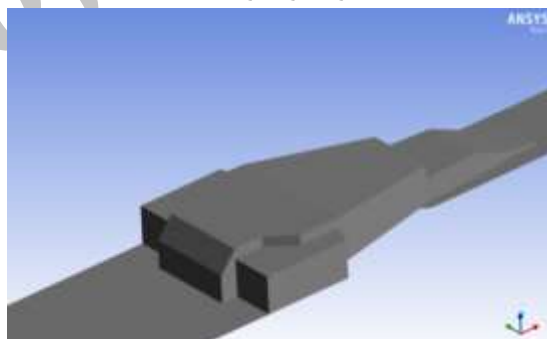
(۵) دو شیب ۳۰ درجه از بالا.



(۵) اعمال دو شیب ۳۰ درجه از بالا.

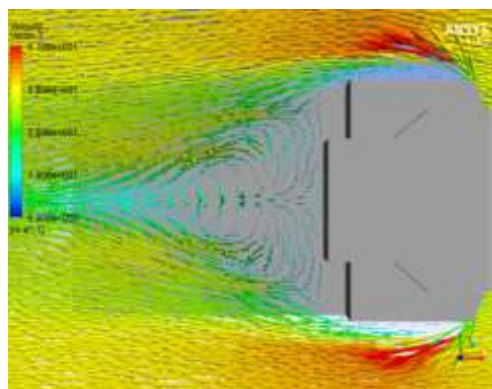


(۶) اعمال همزمان یک شیب ۳۰ درجه از بالا و یک شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.

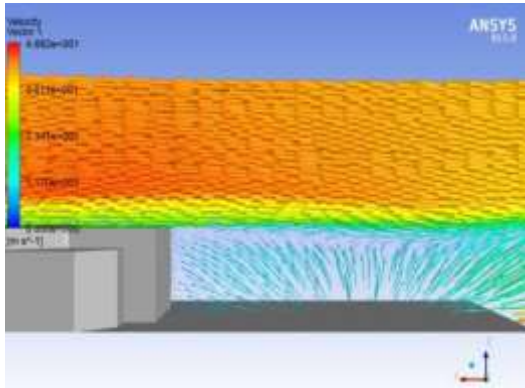


(۷) اعمال یک شیب ۵۰ درجه از بالا.

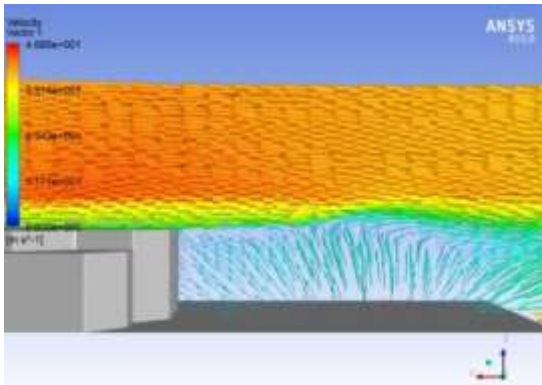
شکل (۱۱) هندسه‌های ایجاد شده در نرم‌افزار گمبیت.



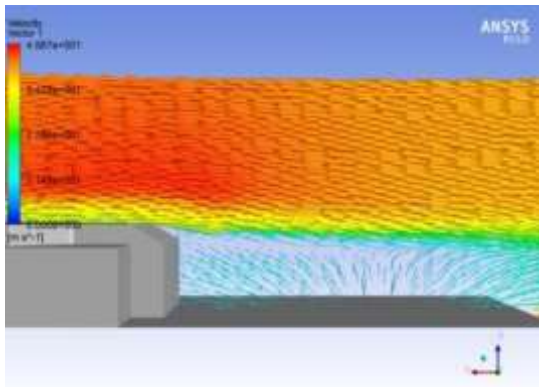
(۱) هندسه پایه روسازه تریماران.



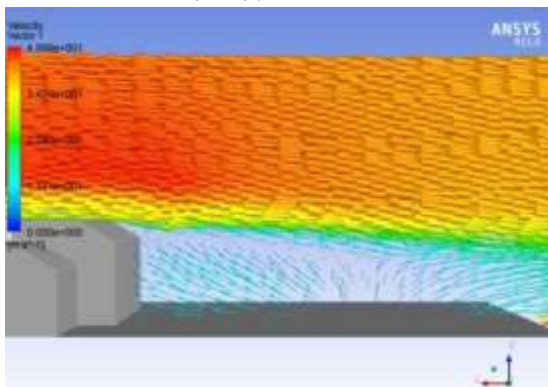
(۲) یک شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



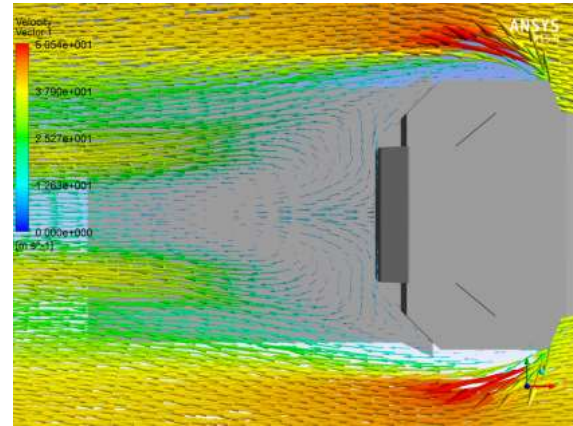
(۳) دو شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



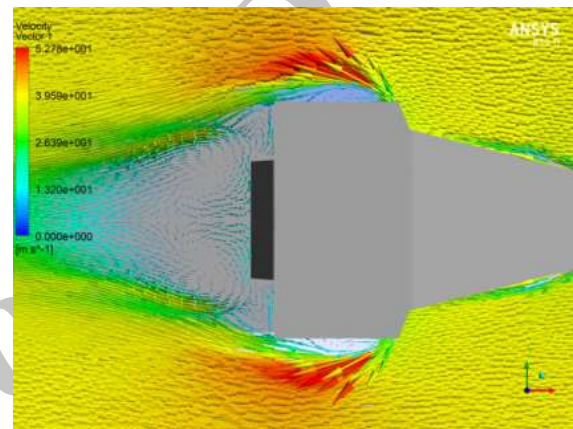
(۴) یک شیب ۳۰ درجه از بالا.



(۵) دو شیب ۳۰ درجه از بالا.

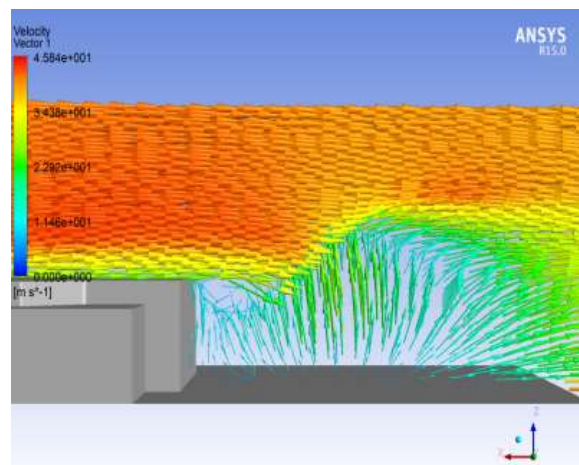


(۶) یک شیب ۳۰ درجه از بالا و یک شیب ۴۵ درجه از کناره‌ها.



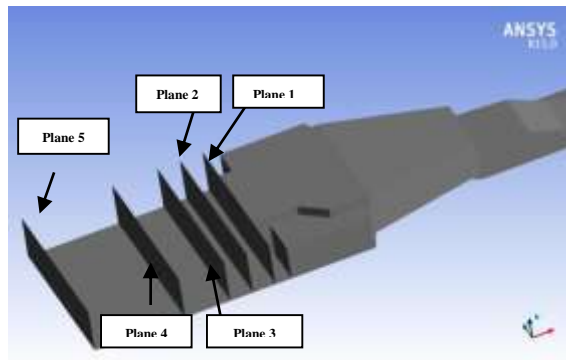
(۷) یک شیب ۵۰ درجه از بالا.

شکل (۱۲) بردارهای سرعت روی صفحه $Y-X$ در فاصله $Z=2.8$ m از کف سازه برای سایر هندسه‌ها.



(۱) هندسه پایه روسازه تریماران.

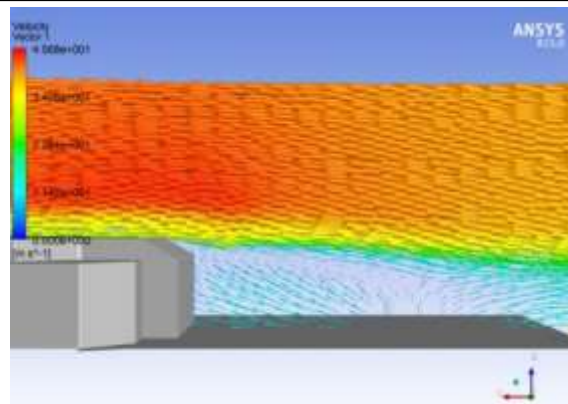
از پشت روسازه (نشان داده شده در شکل (۱۴) $Plane1$ تا $Plane5$))، در شکل (۱۵) نشان داده شده است. این نتایج بصورت کمی در جدول (۲) ارائه شده است.



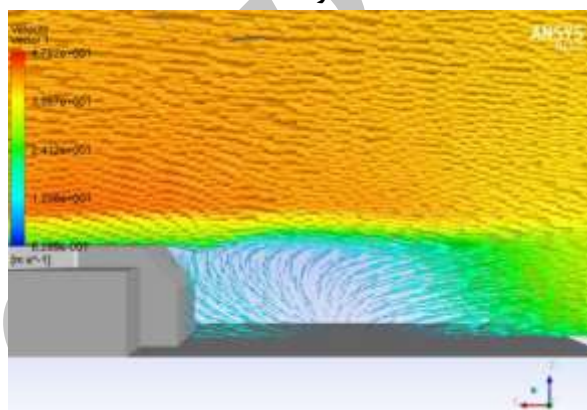
شکل (۱۴) پنج صفحه در فواصل ۰، ۲/۸۱۲۵، ۵/۶۲۵، ۱۱/۲۵ و ۲۲/۵ متر از پشت روسازه.

۶- نتیجه گیری

با توجه به نتایج ارائه شده در شکل (۱۴) و با در نظر گرفتن این نکته که تقریباً مرکز ثقل هلیکوپتر در مرکز صفحه چهار و دماغه هلیکوپتر تقریباً در راستای صفحه دو قرار می گیرد، بنابراین بهترین ملاک برای بررسی هندسه های مختلف، اختلاف میانگین فشار بین صفحات دو و چهار خواهد بود. مطابق آنچه در شکل (۱۵) و جدول (۲) مشاهده شد، در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه، اعمال دو شیب ۴۵ درجه از کنارها (case5)، باعث ایجاد کمترین اختلاف فشار در ناحیه فرود هلیکوپتر می شود، به گونه ای که اختلاف میانگین فشار تا ۴۵٪ نسبت به هندسه پایه کاهش یافته که بهترین انتخاب می باشد.



۶) همزمان یک شیب ۳۰ درجه از بالا و یک شیب ۴۵ درجه از کنارها.



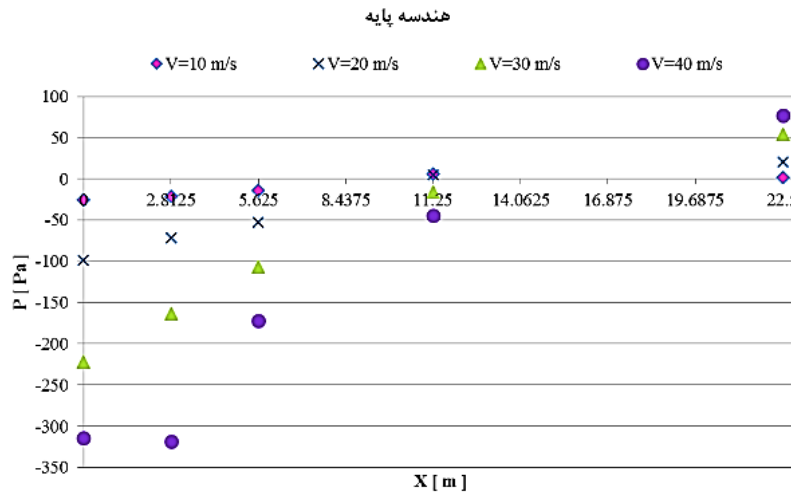
۷) یک شیب ۵۰ درجه از بالا.

شکل (۱۳) بردارهای سرعت روی صفحه تقارن Z-X برای سایر هندسه ها.

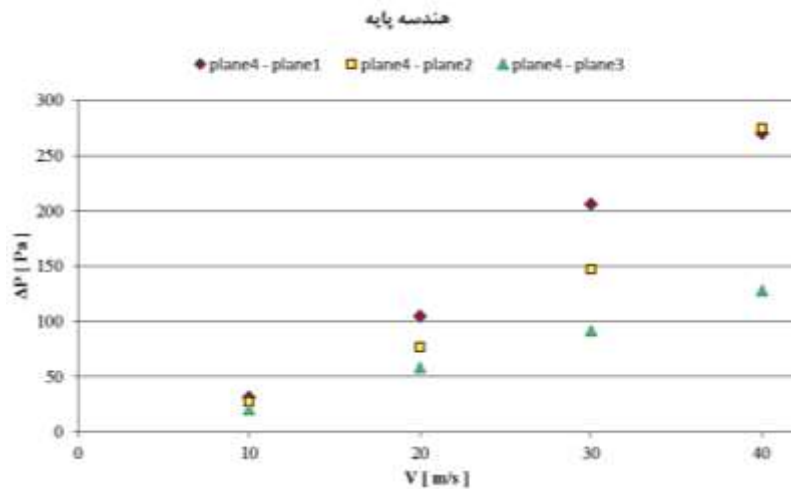
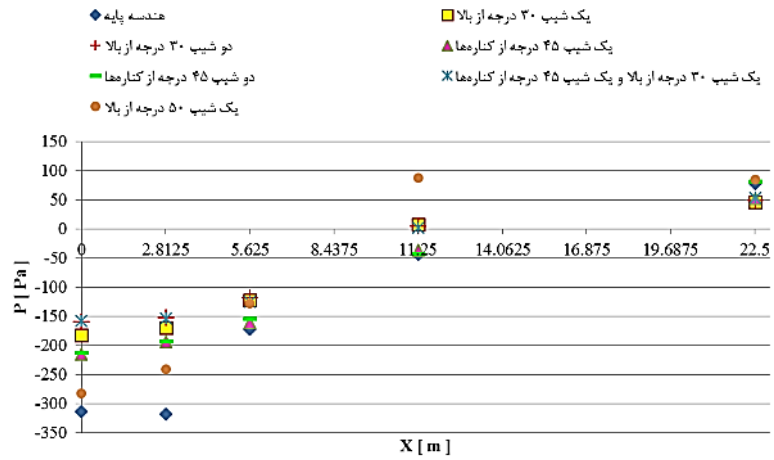
۵-۱- مقدار میانگین فشار روی صفحاتی پشت روسازه جهت تحلیل و انتخاب هندسه مناسب مبتنی بر حداقل اختلاف فشار در پشت روسازه، نیاز است که چندین صفحه عرضی بر روی عرشه انتخاب گردد. در شکل (۱۴) پنج صفحه عرضی برای این موضوع انتخاب گردید. مقدار میانگین فشار در صفحاتی در فواصل صفر، ۲/۸۱۲۵، ۵/۶۲۵، ۱۱/۲۵ و ۲۲/۵ متر

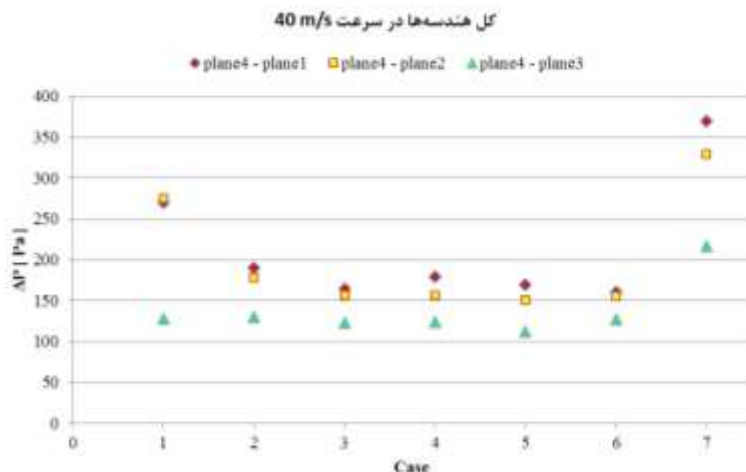
جدول (۲) اختلاف میانگین فشار در سرعت 40 m/s بین صفحه ۴ و صفحات ۱، ۲ و ۳ نشان داده شده در (شکل (۱۴)).

	ΔP [Pa]						
	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7
Plane4 - Plane1	269.9	190	164.4	179.3	169.9	160.3	369.3
Plane4 - Plane2	274.8	178	156.8	157	150.7	155.9	328.9
Plane4 - Plane3	128.2	130	123	123.9	112.4	126.9	216.3



کل هندسه‌ها در سرعت 40 m/s





شکل (۱۵) اختلاف میانگین فشار بین صفحه ۴ و صفحات ۱، ۲ و ۳ نشان داده شده در (شکل (۷)).

- [11] Forrest, J. S., Hodge, S. J., Owen, I., and Padfield, G. D., "Towards Fully Simulated Ship-Helicopter Operating Limits: The Importance of Ship Airwake Fidelity," American Helicopter Society 64th Annual Forum, Vol. 1, Montréal, Canada, pp. 339–351, 2008.
- [12] Forrest, J. S., Hodge, S. J., Owen, I., and Padfield, G. D., "An Investigation of Ship Airwake Phenomena Using Time-Accurate CFD and Piloted Helicopter Flight Simulation," 34th European Rotorcraft Forum, Liverpool, UK, 2008.
- [13] Advani, S. K. and Wilkinson, C. H., "Dynamic Interface Modelling and Simulation - A Unique Challenge," Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Flight Simulation, London, UK, 2001.
- [14] Cheng, F., Mayoss, C. and Blanchard, T., "The Development of Trimaran Rules," Lloyd's Register Technical Papers, 2006.
- [15] Roscoe, M. F. and Thompson, Capt. J. H., "JSHIP's Dynamic Interface Modeling and Simulation System: A Simulation of the UH-60A Helicopter/LHA Shipboard Environment Task," American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, AZ, 2003.
- [16] Forrest, J. S. and Owen, I., "An Investigation of Ship Airwakes Using Detached-Eddy Simulation," Computers & Fluids, 2009.
- [17] Cheng, F., Mayoss, C. and Blanchard, T., "The Development of Trimaran Rules," Lloyd's Register Technical Papers, 2006.

۷- مراجع

- [1] Driver, D. M. and Seegmiller, H. L. "Features of a Reattaching Turbulent Shear Layer in Divergent Channel Flow", AIAA journal, Vol.23, No.2, pp.163-171, 1985.
- [2] Bunnell, J. W., "An Integrated Time-Varying Air Wake in a UH-60 Black Hawk Shipboard Landing Simulation," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Montréal, Canada, 2001.
- [3] Lamar, J. E., "Subscale Ship Air wake Studies Using Novel Vortex Flow Devices with Smoke, Laser-Vapor-Screen and Particle Image Velocimetry", 2007.
- [4] Kääriä, C. H., "Investigating the Impact of Ship Superstructure Aerodynamics on Maritime Helicopter Operations", The University of Liverpool, 2012.
- [5] Snyder, M. R., "Comparison of Experimental and Computational Ship Air Wakes for YP Class Patrol Craft", Defense Technical Information Center, 2010.
- [6] David C., Wilcox, Turbulence Modeling For CFD, 2nd Edition, 1998.
- [7] Mandarino, T. Coppola M., "The design of Trimaran Ships: General Review and Practical Structural Analysis. Practical Design of Ships and Other Floating Structures", Elsevier 8th International Symposium-PRADS, Vol.1, 2001.
- [8] Matveev, K. I., Dubrovsky, V. A., "Aerodynamic Characteristics of a Hybrid Trimaran Model", Ocean Engineering, Vol.34, No.3, pp.616-620, 2007.
- [9] Wilcox, D. C., Turbulence Modeling For CFD, 2nd Edition, 1994.
- [10] Forrest, J. S., Owen, I., Padfield, G. D., and Hodge, S. J., "Detached-Eddy Simulation of Ship Airwakes for Piloted Helicopter Flight Simulation," 1st International Aerospace CFD Conference, Paris, France, 2007.