

بررسی عددی پارامترهای موثر بر دقت تخمین نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم

امین طالع زاده شیرازی^۱، محمدرضا نظری^{۲*}، مجتبی دهقان منشادی^۳

a.talezade@mut-es.ac.ir

mnazari@yazd.ac.ir

mdmanshadi@mut-es.ac.ir

^۱ مجتبع دانشگاهی هوا دریا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

^{۲*} نویسنده مسئول، استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

^۳ مجتبع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

تاریخ پذیرش: ۹۸/۰۷/۰۱

تاریخ دریافت: ۹۸/۰۱/۱۹

چکیده

تخمین نیروی درگ وارد بر اجسام مختلف همواره مورد توجه محققان بوده است. اصولاً این نیرو از دو روش کلی انتگرال گیری روی سطح جسم و روش کاهش مومنتوم در ناحیه دنباله جریان محاسبه می شود. در تحقیق حاضر، محاسبه نیروی درگ در جریان دائم و تراکم ناپذیر حول بدنه یک زیر دریایی نمونه، به روش دوم مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با داده های آزمایشگاهی موجود اعتبارسنجی شده است. شبیه سازی در نسبت منطری های مختلف در زاویه حمله صفر انجام شده و توانایی این روش در جریان های تحت زاویه حمله نیز بررسی شده است. پارامترهای تأثیر گذار بر نتایج این روش، فاصله نقاط اندازه گیری از یکدیگر، فاصله مقطع داده برداری از بدنه و اندازه ناحیه داده برداری، که در این مقاله پیشنهاد های کاربردی در خصوص انتخاب مقدار مناسب برای هر کدام، ارائه شده است. همچنین سهم مؤلفه های مختلف فشار، مومنتوم و اغتشاشی در ناحیه دنباله در مقاطع مختلف محاسبه شده است. این نتایج می تواند در تونل باد هایی با طول مقطع کاری کوچک به کار گرفته شود. همچنین نتایج این روش را می توان با نتایج روش متداول انتگرال گیری سطحی مقایسه کرد. در صورت استفاده از نتایج این تحقیق، حداکثر خطا در زاویه حمله صفر و مخالف صفر به ترتیب کمتر از ۴٪ و ۱۶٪ خواهد بود.

واژه های کلیدی: اصل کاهش مومنتوم، نیروی درگ، انتگرال گیری ویک، شبیه سازی عددی، زیر دریایی استاندارد سابوف

۱. مقدمه

بر اثر حرکت جسم در جریان سیال و در نتیجه تغییرات سرعت و فشار جریان اطراف جسم، نیروهای هیدرودینامیکی به جسم وارد می شود، به همین دلیل، محاسبه نیروهای وارد بر یک وسیله در حالت های مختلف، همواره مورد توجه

محققان بوده است. به طور کلی دو روش برای محاسبه نیروی درگ وجود دارد: (۱) محاسبه نیروی درگ به روش انتگرال گیری روی سطح (۲) محاسبه نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم [۱].

هدف این مقاله، بررسی عددی دقت محاسبه نیروی درگ به

روش دوم است که به روش کاهش مومنتوم یا انتگرال گیری دنباله مشهور است. این روش گاهی در تونل باد به عنوان روش کمکی، در حالتی که استفاده از بالانس نیرو امکان پذیر نباشد، استفاده می شود. در ادامه به برخی از مطالعات انجام شده در این زمینه اشاره شده است.

کلز و وادکوک، از جمله اولین کسانی بودند که به بررسی تجربی ویک در نزدیکی پروفیل ایرفویل ناکا 4412 در $Re = 1.52 \times 10^6$ پرداختند [۲]. نتایج این تحقیق، امکان محاسبه سهم درگ تنش رینولدز از درگ کل را فراهم می کند. آنتونیا و راجاگوبالان به بررسی تجربی ضریب نیروی درگ جریان سیال عمود بر محور یک سیلندر دایره ای پرداختند [۳]. نتایج این تحقیق نشان می دهد که حداقل فاصله پشت یک سیلندر هموار که سهم تنش های رینولدز در آن قابل صرف نظر باشد، ۳۰ برابر قطر است. در این تحقیق رابطه ای برای محاسبه ضریب درگ از روی سرعت متوسط در ناحیه دنباله بدنه ارائه شده است. اندازه گیری در مقاطع مختلف پشت بدنه انجام شده، اما نتایج عددی اندازه گیری ارائه نشده است. جانوس و کاترجی به بررسی عددی جریان حول یک باله در ناحیه مادون صوت پرداختند و نیروی درگ وارده را به روش انتگرال گیری دنباله محاسبه کردند [۴]. آن ها دریافتند که شبکه ناحیه دنباله به شدت بر نتایج به دست آمده، مؤثر است. کاسونوز معادله های جریان سیال در ناحیه دنباله را به صورت تحلیلی بررسی کرد تا از نتایج آن برای جریان روی مدل در تونل باد در هر دو رژیم مادون صوت و مافوق صوت استفاده کند [۵]. از آنجا که حل به صورت تحلیلی انجام شده است از نتایج آن برای تعیین شبکه مناسب در حل عددی می توان استفاده کرد. چاو و وان دام به بررسی جریان حول یک ایرفویل پرداختند و ضریب درگ جریان را به روش کاهش مومنتوم محاسبه کردند [۶]. در این تحقیق، ضریب درگ به دو مؤلفه لزجی و موج شوک تقسیم شده و سهم هر کدام در حالت های مختلف مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان می دهد که روش انتگرال گیری ناحیه دنباله می تواند جواب های دقیقی در مقایسه با روش معمول و متداول انتگرال گیری سطحی ارائه دهد. روش

انتگرال گیری در ناحیه دنباله در بسیاری از موارد موجب تسهیل در انجام آزمایش می شود. برای مثال انتگرال گیری روی یک هندسه پیچیده سه بعدی با متعلقات فراوان به راحتی می تواند با این روش ساده سازی شود. دام، در کار دیگری به بررسی روش های مختلف پیش بینی نیروی درگ پرداخت و با شرح کامل روابط مربوط به محاسبه نیرو به کمک روش کاهش مومنتوم، از آن برای محاسبه ضریب درگ روی چندین هندسه نمونه استفاده کرد [۱]. کازوهیرو کوسونو به استخراج معادله نیروی لیفت روی یک مدل هواپیما با استفاده از متغیرهای اندازه گیری شده جریان در ناحیه دنباله پرداخت [۷]. معادله استخراج شده اثر توان تولیدی موتور را نیز در نظر می گیرد. فیلیپ اسپالارات روابطی را برای محاسبه نیروی لیفت، درگ و تراست در ناحیه دوردست دنباله یک ایرکرافت ارائه داد. رابطه انتگرالی ارائه شده که بر مبنای تئوری مومنتوم استخراج شده است، درگ القائی را نیز در نظر می گیرد [۸]. نکته جالب در استفاده از روش مومنتوم این است که جریان لزج و تراکم پذیر در نزدیک ایرکرافت را در فاصله دوردست از انتهای بدنه می توان به صورت غیرلزج و تراکم ناپذیر در نظر گرفت. محبوب عالم و ژو در یک کار آزمایشگاهی رابطه متفاوتی را برای استخراج ضریب درگ روی یک جسم جریان بند دوبعدی بر مبنای جریان در ناحیه دنباله تعریف کردند [۹]. در این رابطه طول بی بعد سازی در رابطه ضریب درگ با $T_s U_\infty$ جایگزین شده که در این رابطه T_s بیانگر فرکانس ریزش گردابه در ناحیه پایین دست است. در این رابطه، تا زمانی که هندسه با محیط اطراف اتلاف انرژی نداشته باشد و بتوان آن را ایزوله در نظر گرفت، ضریب درگ ثابت باقی خواهد ماند.

کونین او نیل، در یک تحقیق تحلیلی به استخراج دو رابطه صریح برای درگ ناحیه دنباله جریان دوبعدی غیرلزج پرداخت [۱۰]. این تحقیق بر اساس مدل تخمین درگ غیر لزج سافمن و شاتزمن انجام شده است [۱۱]. سورینارایانا و همکاران، در یک تحقیق تجربی با استفاده از جریان سنج سیم داغ در ناحیه دنباله یک سیستم رانش پمپ جت، مجموع میزان درگ و تراست وارد بر وسیله را استخراج کردند [۱۲].

مکان مقطع و شعاع اندازه گیری انجام نشده و تنها مقادیر تقریبی برای تعیین فواصل مورد نیاز به منظور از بین رفتن اثر جمله های فشاری و توربولانسی ارائه شده است. در این مقاله پس از استخراج معادله نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم و اطمینان از صحت حل عددی به روش انتگرال گیری سطحی، به بررسی جریان در ناحیه دنباله پرداخته شده است. به منظور استفاده از نتایج این تحقیق در هندسه های مشابه، نتایج با قطر وسیله بی بعد شده است. قابل ذکر است یکی از دغدغه های اصلی محاسبه درگ توسط محققان آیرودینامیک تجربی، فاصله مقطع داده برداری تا انتهای جسم، فاصله نقاط اندازه گیری از یکدیگر و اندازه ناحیه داده برداری است که در این تحقیق پیشنهادهای کاربردی در این زمینه ها ارائه شده است.

۲. استخراج معادله نیروی درگ در ناحیه دنباله

با در نظر گرفتن یک حجم کنترل مطابق شکل ۱ در اطراف جسم، می توان نیروهای هیدرودینامیکی (لیفت، درگ و نیروی جانبی) وارد بر جسم را محاسبه کرد. از معادله های جریان سیال برای حجم کنترل اینرسی بدون شتاب، قانون دوم نیوتن به صورت معادله ۱ استخراج می شود [۱۸].

$$\vec{F} = \vec{F}_S + \vec{F}_B = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \vec{V} \rho dV + \int_{CS} \vec{V} \rho (\vec{V} \cdot d\vec{A}) \quad (1)$$

نیروی F برآیند تمام نیروهای وارد بر حجم کنترل، شامل نیروهای سطحی و حجمی است. با صرف نظر کردن از نیروی حجمی \vec{F}_B و بازنویسی معادله ۱ در جهت x و جایگذاری جمله های مربوط به نیروی فشاری و برشی، مؤلفه افقی نیروی وارد بر حجم کنترل به صورت معادله ۲ استخراج می شود.

$$\sum F_x = -D - \iint_S p n_x ds - \iint_S (\tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y + \tau_{xz} n_z) ds \quad (2)$$

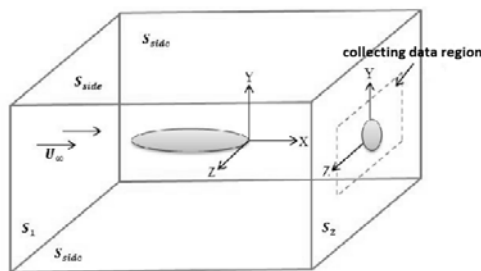
مقادیر τ_{xz} و τ_{xy} چون حجم کنترل در خارج از لایه مرزی انتخاب شده برابر صفر است. اصولاً از جمله مربوط به تنش برشی در آنالیز نیروی درگ در ناحیه ویک حول اجسام خط جریانی، حتی در نزدیکی بدنه صرف نظر می شود [۱۹]. با

به علت پیچیدگی های هندسی موجود در این حالت استفاده از روش معمول انتگرال گیری سطحی تقریباً غیرممکن است. مارتین گاریبی و همکاران، مرز هم گرایی جدیدی را برای پیش بینی درگ به روش انتگرال گیری ناحیه دنباله ارائه کردند [۱۳]. در حال حاضر شبیه سازی های عددی به صورت کامل همگرا می شود تا از نتایج حل بتوان اطمینان حاصل نمود که این مسئله هزینه محاسباتی زیادی را تحمیل می کند. در این تحقیق تلاش شده تا با ارائه مرز جدید هم گرایی با حفظ دقت حل مسئله، زمان حل را کاهش داد. گاریبی و ترپانیر، رابطه جدیدی را برای کاهش سرعت محوری برای محاسبه درگ در ناحیه دوردست ارائه دادند. رابطه جدید، فرم کلی تری نسبت به رابطه قبلی داشته و دقت یکسانی را نسبت به رابطه قبل نشان می دهد [۱۴].

دهقان منشادی و همکاران، به بررسی تجربی میدان دنباله مدل زیردریایی سابوف در تونل باد پرداختند [۱۵]. نتایج در موقعیت های $Re = 5.78 \times 10^5$ و $\frac{x}{L} = 0.85, 1, 1.25, 1.5$ استخراج شده است. در این تحقیق اثر نصب دو دماغه مختلف و نصب زبری، بر میدان دنباله مورد بررسی قرار گرفته است. هلن توین و دیدیر بیلی در یک تحقیق جامع، به توسعه آزمایشگاهی یک مدل ترمودینامیکی محاسبه درگ پرداختند [۱۶]. این مدل، نیروی درگ جریان تراکم پذیر را به صورت مجموع جمله های درگ ناشی از موج شوک، برهم کنش لزجی و گردابه های القائی در جهت لیفت محاسبه می کند. مدل موجود تنها برای حالت های پایا قابل استفاده بوده که در این تحقیق به حالت غیردائم نیز توسعه داده شده است. فرمول بندی جدید روی سه پروفیل از جمله NACA0012 و در زوایای حمله بالا با ریزش گردابه اعتبارسنجی شده است. این مدل در محاسبه مؤلفه القایی خطا دارد. اخیراً نیز هلن توین و همکاران در ادامه کار قبلی خود، به توسعه مدل ترمودینامیکی محاسبه انتگرالی درگ پرداختند و میزان خطای روش خود را در محاسبه ضریب درگ القائی کاهش دادند [۱۷].

همان طور که مشاهده می شود؛ در عمده تحقیقات انجام شده به صورت عددی و تجربی، مطالعه ای روی اثر فاصله نقاط،

همان طور که مشاهده می شود، در رابطه به دست آمده برای نیروی درگ، سه جمله فشاری، مومنتوم و جمله مربوط به توربولانس وجود دارد. اغلب در تونل های باد برای محاسبه نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم، از جمله اول و سوم صرف نظر می کنند. برای این منظور اندازه گیری حداقل در $0.7ML$ دورتر از انتهای جسم انجام می شود تا فشار مقطع اندازه گیری تقریباً به فشار استاتیک تونل باد برسد [۲۵]. در مرجع [۲۵] این روند تنها برای یک ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته و بحثی پیرامون سایر هندسه ها انجام نشده است. در مورد هندسه های کاربردی، اغلب امکان ایجاد چنین فاصله ای در پایین دست جریان وجود ندارد، بنابراین هدف اصلی این مقاله ارزیابی سهم جمله های مختلف در میزان درگ است تا در صورت امکان بتوان با حفظ دقت نتایج، داده برداری را در فواصل کمتر از مقدار مذکور نیز انجام داد. بدیهی است ارزیابی سهم جمله های مختلف و مکان مقطع داده برداری، در هزینه های نهائی آزمایش در تونل باد سهم عمده ای خواهد داشت زیرا برای مثال اندازه گیری جمله فشاری بسیار ساده تر و کم هزینه تر از اندازه گیری انرژی جنبشی جریان آشسته به کمک جریان سنج سیم داغ است یا انتخاب یک تونل باد با طول مقطع کاری بزرگ تر بیشتر هزینه نهایی را افزایش خواهد داد.



شکل ۱. حجم کنترل اطراف یک بدنه سه بعدی مغروق

۳. مدل هندسی و شبکه

مدل هندسی استفاده شده در این تحقیق، مدل زیرسطحی زیردریایی استاندارد سابوف است. این مدل ابتدا از سوی پژوهشگاه دریایی دیوید تیلور طراحی شد [۲۶] و آزمایش های گوناگونی در تونل باد و حوضچه کشش روی آن انجام شده است [۲۷, ۲۸]. بررسی های انجام شده در این مراجع در

انجام کمی عملیات ریاضی، مقدار نیروی درگ طبق رابطه ۰ به دست می آید.

$$D = - \iint_S [Pn_x + \rho u(\vec{v} \cdot \vec{n}) + \tau_{xx}n_x] ds \quad (3)$$

توضیحات بیشتر برای استخراج رابطه یاد شده در [۲۰-۲۲] ارائه شده است. در رابطه ۴، τ تانسور تنش است که به صورت مجموع تنش های لزجی و رینولدز از رابطه ۴ محاسبه می شود. معادله ۴ فرم تانسوری تنش را نشان می دهد. δ_{ij} در معادله شکل معرف دلتای کرونیکر است که در آن S_{ij} تانسور متقارن نرخ کرنش است و از معادله ۵ محاسبه می شود [۲۳].

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij} - \frac{2}{3}\mu S_{kk}\delta_{ij}; \quad i, j, k = x, y, z \quad (4)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

با فرض $\rho' = 0$ و استفاده از رابطه $\partial u_i / \partial x_j = \partial u_j / \partial x_i$ برای سیال ایزوتروپیک، معادله مؤلفه عمودی تانسور تنش به فرم معادله ۶ به دست می آید. همچنین انرژی جنبشی جریان آشسته از معادله ۷ استخراج می شود [۲۴].

$$\tau_{xx} = 2\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right) - \rho \overline{u'^2} \quad (6)$$

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'^2} \quad (7)$$

با جایگذاری معادله ۶ در رابطه ۷ معادله مؤلفه عمودی تانسور تنش به فرم معادله ۸ ساده می شود.

$$\tau_{xx} = 2\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right) - 2k\rho \quad (8)$$

با انجام اندکی عملیات جبری و جایگذاری معادله ۸ در معادله ۳، معادله نهایی استخراج نیروی درگ در ناحیه ویک به فرم معادله ۹ استخراج می شود.

$$D = \iint_{S_1} (P_\infty - P_s) ds + \iint_S \rho u (U_\infty - u) ds - \iint_S 2\rho k ds \quad (9)$$

در استخراج رابطه ۹ جمله های اغتشاشی ایزوتروپیک در نظر گرفته شده و از جمله $2\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)$ در عبارت تنش قائم معادله ۹ صرف نظر شده است. به طور کلی، مؤلفه تنش لزجی در اعداد رینولدز بالا خیلی از مؤلفه تنش رینولدز کوچک تر است [۱].

همان طور که مشاهده می‌شود، شبکه ریز تولید شده حدود ۱/۵٪ با نتایج آزمایشگاهی تفاوت داشته است؛ بنابراین از همین شبکه و تنظیمات حل برای شبیه‌سازی پایا در سرعت‌های $V=2,4,6,8$ m/s استفاده خواهد شد. در ناحیه پشت جسم به منظور محاسبه انتگرال نیروها مطابق روابط گفته شده از شبکه باسازمان استفاده شده است.

۴. معادله‌های حاکم و روش حل

معادله‌های حاکم بر مسئله در جریان آشفته، معادله‌های متوسط‌گیری شده رینولدز است که با در نظر گرفتن فرضیات مطرح شده در بخش قبل به فرم معادله ۱۰ و ۱۱ ساده می‌شوند [۲۳].

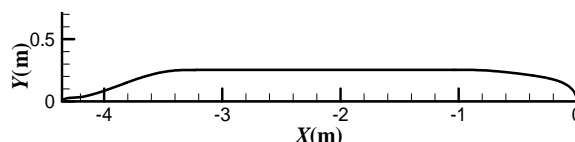
$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (10)$$

$$\rho \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \right) \quad (11)$$

در معادله ۱۰ و ۱۱، \bar{u}_i سرعت متوسط در جهت i ، ρ چگالی و $\bar{u}_i \bar{u}_j$ معرف تنش رینولدز است. مدل آشفتگی در نظر گرفته شده در این شبیه‌سازی، مدل معروف و قدرتمند $k-\varepsilon$ است که اولین بار توسط جونز و لاندن معرفی شد [۲۹]. این مدل توسط محققان زیادی توسعه و بسط داده شده است. این مدل اساساً بر مبنای معادله انتقال کامل انرژی جنبشی آشفته k و نرخ اتلاف ε بنا شده است. ε برای محاسبه مقیاس طول آشفتگی l که در معادله انرژی جنبشی k ظاهر می‌شود، به کار می‌رود. ادی و اسکوزیتنه آشفته با انتخاب $k^{1/2}$ به عنوان مقیاس سرعت و k/ε به عنوان مقیاس زمان، قابل محاسبه است. این مدل با ترکیب دو پارامتر بالا، ویسکوزیته جریان در حالت آشفته را به صورت معادله ۱۴ مدل می‌کند. معادله‌های انتقال انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ استهلاک به صورت روابط ۱۲ و ۱۳ هستند [۲۳].

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial (\rho U_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (12)$$

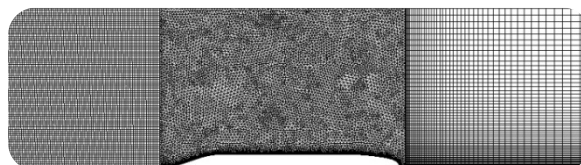
حالت‌های مختلف بدنه بوده که در تحقیق حاضر تنها نتایج هندسه تقارن محوری بدون ملحقات (برجک، بالک و...) مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است. در شکل ۲ نمای روبرو از هندسه مورد بررسی نشان داده شده است. طول و قطر هندسه مورد بررسی در حالت استاندارد به ترتیب ۴/۳۵۶ و ۰/۵۰۸ متر است؛ بنابراین نسبت طول به قطر (L/D) برابر ۸/۵۷ خواهد بود. جزییات بیشتر در مورد هندسه در مرجع [۲۶] ارائه شده است.



شکل ۲. هندسه زیردریایی استاندارد سابوف در حالت تقارن محوری

۳-۱. بررسی شبکه و فرضیه‌های سیال در حل عددی

به منظور شبیه‌سازی عددی جریان حول جسم، شبکه محاسباتی هیبریدی با سازمان در نزدیک جسم و بی‌سازمان در اطراف آن مطابق شکل ۳ تولید شده است. همچنین در ناحیه بالادست و پایین دست جریان به ترتیب از شبکه‌های با سازمان غیریکنواخت و با سازمان یکنواخت استفاده شده است.



شکل ۳. شبکه هیبریدی به کاررفته حول جسم

به منظور اطمینان از عدم وابستگی نتایج به شبکه محاسباتی، مطالعه شبکه روی بدنه در سرعت $V = 6$ m/s انجام شده و نتایج آن با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۶] در جدول ۱ مقایسه شده است.

جدول ۱. مقایسه مؤلفه افقی نیرو در شبکه‌های مختلف

Error (%)	F_t	$F_v(N)$	$F_p(N)$	No. Cell	Case
۱۲/۲۸	۳۷۷/۴۰	۲۷۷/۸۴	۹۹/۵۶	۱۲۲۵۹۷	Coarse
۴/۶۹	۳۵۱/۸۷	۲۸۶/۱۰	۶۵/۷۷	۱۸۸۲۱۵	Medium
۱/۶۴	۳۴۱/۶۱	۲۸۸/۷۹	۵۲/۸۲	۳۷۳۴۵۱	Fine

۵. نتایج تحلیل عددی جریان

در این بخش نتایج به دست آمده از حل عددی جریان روی هندسه استاندارد ارائه شده است. در ابتدا نتایج کلی و موضعی جریان با نتایج آزمایشگاهی در سرعت‌های مختلف مقایسه شده و پس از آن به بررسی استخراج نیرو به روش کاهش مومنتوم پرداخته خواهد شد.

۵-۱. بررسی نتایج در سرعت‌های مختلف

در این بخش نتایج عددی نیروی درگ در سرعت‌های مختلف، با نتایج [۲۶] مقایسه خواهد شد (شکل ۴). همچنین در شکل ۵ و شکل ۶ نحوه تغییرات ضریب فشار و ضریب اصطکاک بر جسم نیز، با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۷] مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج از تطابق بسیار خوبی با یکدیگر برخوردار هستند. حداکثر خطای محاسبه شده در نیروی درگ ۲/۵٪ بوده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی در هر دو حالت موضعی و کلی با نتایج آزمایشگاهی مشابه بوده و تطابق خوبی دارد.

۵-۲. بررسی جریان در ناحیه ویک

برای استخراج نتایج جریان در ناحیه ویک از مقاطع دایره‌ای روی شبکه با سازمان یکنواخت در پشت بدنه استفاده شده است. با انتگرال‌گیری روی صفحه‌ها، مقدار هر کدام از مؤلفه‌های نیروی درگ، طبق رابطه ۹ محاسبه می‌شود. به منظور اطمینان از نتایج به دست آمده در سایر حالات هندسی مشابه، با اسکیل کردن بدنه در حالت‌های مختلف، نتایج در نسبت طول به قطرهای متفاوت استخراج شده است. در بخش ۶-۵ نیز کارآمدی این روش در زوایای حمله مخالف صفر، مورد ارزیابی قرار گرفته است. در ادامه اثر پارامترهای زیر در استخراج نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم مورد مطالعه قرار خواهد گرفت.

۱. اثر فاصله نقاط از یکدیگر در هندسه‌های مختلف

۲. اثر فاصله مقطع داده برداری از انتهای جسم روی پروفیل استاندارد

۳. اثر شعاع صفحه اندازه‌گیری در هندسه‌های مختلف

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial(\rho U_j \varepsilon)}{\partial x_j} \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k(C_{\varepsilon 1} P_K - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon)} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (14)$$

از نقاط قوت این مدل می‌توان به پایین بودن هزینه محاسباتی و توانایی پیش‌بینی صحیح رفتار جریان در بازه گسترده‌ای از جریان سیالات و مسائل مهندسی اشاره کرد. عمده ضعف این مدل در عدم توانایی پیش‌بینی صحیح گرادیان فشار معکوس و جدایش جریان در لایه مرزی است. این مدل بیشتر جدایش جریان را با تأخیر پیش‌بینی کرده و ناحیه جدایش را کوچک‌تر از حالت واقعی پیش‌بینی می‌کند. در مسئله مورد بررسی در تحقیق حاضر، گرادیان‌های شدید فشار و نواحی جدایش عمده‌ای جز در حالت شبیه‌سازی در زوایای حمله بالا، وجود نخواهد داشت، بنابراین مدل انتخاب شده مدل مناسبی است که این مطلب با مقایسه با نتایج تجربی مراجع [۲۶] و [۲۷] تأیید شده است. معادله‌های پیوستگی، مومنتوم و توربولانس به صورت کوپل با یکدیگر حل می‌شوند و روش حل جریان نیز فشار مبنا بوده و معیار همگرایی در تحقیق حاضر 10^{-5} در نظر گرفته شده است. برای کوپلینگ سرعت، فشار از الگوریتم سیمپل و برای گسسته‌سازی معادله فشار از دقت مرتبه دو استفاده شده است. همچنین معادله‌های مومنتوم و توربولانسی به روش مرتبه دوم بالادست گسسته شده‌اند. در استفاده از مدل $k-\varepsilon$ به جای استفاده از تابع دیواره استاندارد، از مدل رفتار توسعه یافته در نزدیکی دیوار استفاده شده است. در صورت استفاده از تابع دیواره استاندارد بایستی از مقادیر $30 < y^+ < 300$ به شدت اجتناب کرد چون پیش‌بینی‌های این مدل از تنش برشی روی دیواره و انتقال حرارت روی دیوار از مقادیر واقعی دچار انحراف خواهد شد. به همین خاطر استفاده از مدل رفتار توسعه یافته در نزدیکی دیوار به دلیل ایجاد استقلال نسبی از پارامتر y^+ توصیه شده است [۳۰].

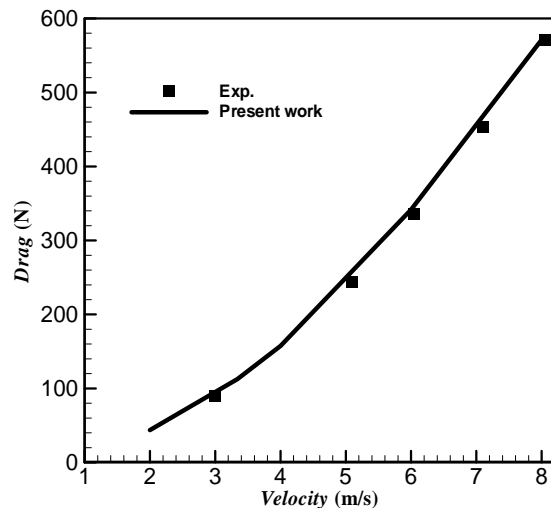
۳-۵. اثر فاصله نقاط از یکدیگر در هندسه‌های مختلف

به منظور بررسی کلی اثر فاصله نقاط اندازه‌گیری در ناحیه دنباله بر نتایج روش کاهش مومنتوم، علاوه بر بدنه استاندارد زیردریایی سابوف، شبیه‌سازی‌ها در نسبت‌های منظری $L/D = 4.3, 5.7, 12.8, 17.1$ نیز انجام شده است. نتایج آزمایشگاهی مراجع [۲۶] و [۲۷] تنها در $L/D = 8.6$ بوده و به همین دلیل، نتایج به دست آمده از روش کاهش مومنتوم تنها با نتایج انتگرال‌گیری سطحی حاصل از شبیه‌سازی مقایسه خواهد شد. در ناحیه دنباله بدنه از شبکه با سازمان بکنواخت استفاده شده است. فاصله نقاط در این تحقیق برای تمامی هندسه‌ها به صورت زیر بوده است:

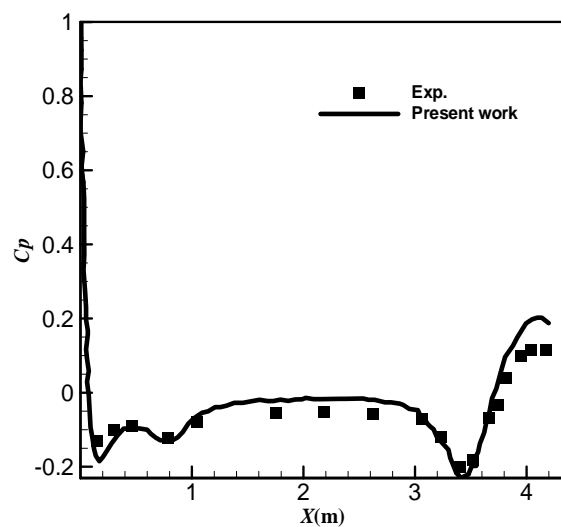
$$\Delta x = \Delta y = 1, 2, 5, 3, 3, 5, 4, 4, 5, 5, 6, 5, 7, 5 \text{ cm}$$

که این اعداد با قطر وسیله بی‌بعد شده‌اند. در ادامه روند تغییرات خطا در مقاطع مختلف با اندازه شبکه‌های متفاوت برای هندسه استاندارد با $L/D = 8.6$ ارائه شده است.

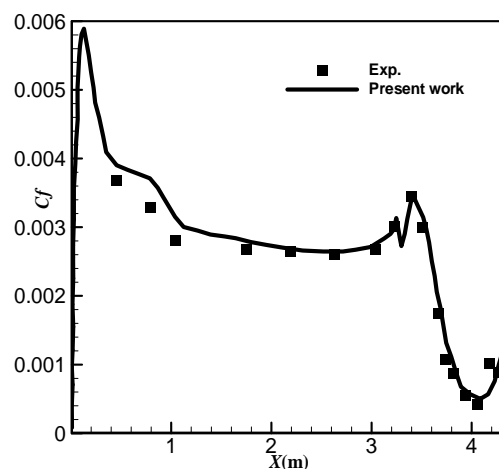
نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که در حالتی که پارامتر $d = \frac{\Delta x, \Delta y}{D} \geq 0.08$ باشد، (اندازه‌گیری در شبکه‌های بزرگ‌تر) مطابق شکل ۷ میزان خطا با افزایش فاصله از انتهای جسم روند کاهشی داشته؛ بنابراین در شبکه‌های بزرگ‌تر اندازه‌گیری در ناحیه دورتر از جسم، به جواب‌های دقیق‌تر منجر خواهد شد، گرچه میزان خطا در این حالت بزرگ‌تر از حالت $d = \frac{\Delta x, \Delta y}{D} < 0.08$ است؛ اما در حالتی که پارامتر $d = \frac{\Delta x, \Delta y}{D} < 0.08$ باشد، (اندازه‌گیری در شبکه‌های کوچک‌تر) مطابق شکل ۸، میزان خطا با افزایش فاصله، افزایش می‌یابد اما شیب تغییرات در این حالت نسبت به حالت قبل خیلی کمتر است. به همین دلیل در این حالت اندازه‌گیری در $X/D \leq 7$ توصیه می‌شود. به دلیل وجود تغییرات در مقاطع مختلف و نحوه تغییر متفاوت آن‌ها، به منظور بررسی اثر فاصله نقاط اندازه‌گیری بر نتایج، متوسط خطا در نتایج هر شبکه در مقاطع مختلف استخراج شده است. برای نمونه میزان خطای متوسط در حالتی که $\Delta x = \Delta y = 4 \text{ cm}$ بوده، طبق نتایج به دست آمده برابر 1.69% در نظر گرفته شده است.



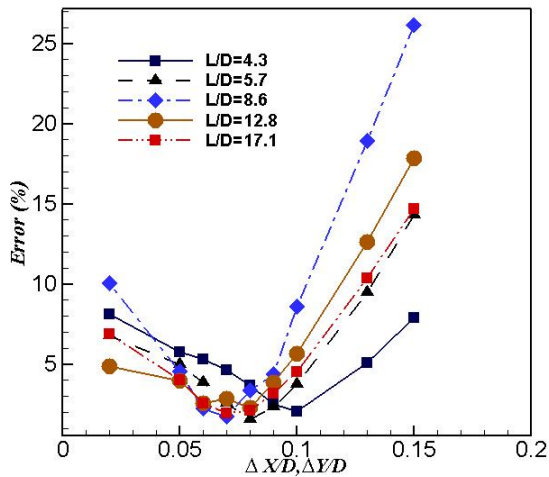
شکل ۴. مقایسه نتایج عددی نیروی درگ با نتایج آزمایشگاهی [۲۶]



شکل ۵. مقایسه نتایج عددی ضریب فشار با نتایج آزمایشگاهی [۲۷]

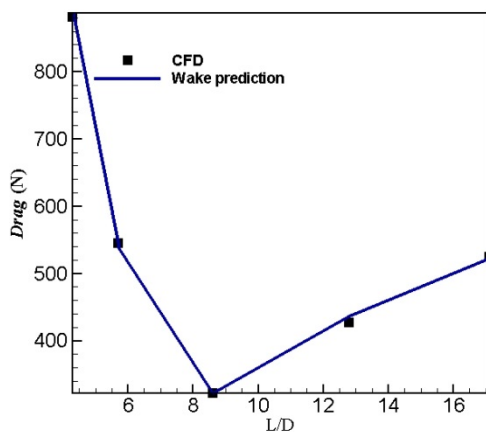


شکل ۶. مقایسه نتایج عددی ضریب اصطکاک با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۷]



شکل ۹. نحوه تغییرات مقدار متوسط خطا بر حسب پارامتر بی بعد شده اندازه شبکه در نسبت های منطری مختلف

در شکل ۱۰ نتایج به دست آمده نیروی درگ از این دو روش در نسبت منطری های مختلف با یکدیگر مقایسه شده اند که تطابق بسیار خوبی را با یکدیگر نشان می دهند. شایان ذکر است که نیروی درگ به دست آمده از روش کاهش مومنتوم، متوسط نیروی درگ مقاطع مختلف در اندازه شبکه بهینه است. همچنین شکل ۱۰ نشان می دهد که حالت استاندارد بدنه نسبت به سایر نسبت منطری ها از نیروی درگ کمتری برخوردار است.

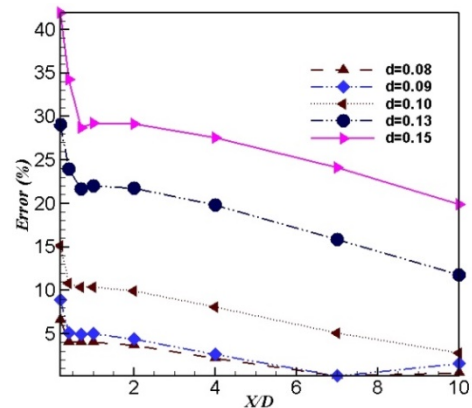


شکل ۱۰. مقایسه نیروی درگ بر حسب نسبت منطری از دو روش انتگرال گیری سطح (CFD) و ویک

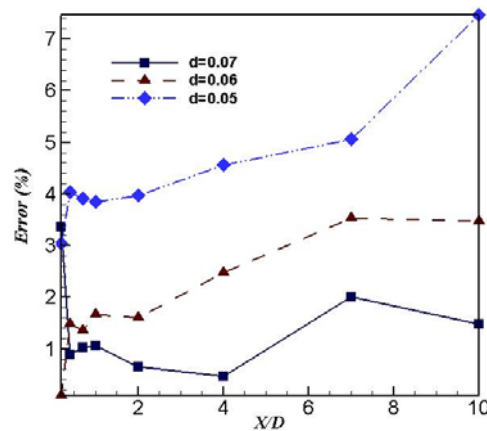
۵-۴. اثر فاصله مقطع داده برداری از انتهای جسم روی پروفیل استاندارد

به منظور بررسی اثر فاصله مقطع داده برداری بر نتایج، نیروی درگ در مقاطع $X/D = 0, 0.2, 0.4, 0.7, 1, 2, 4, 7, 10$ مطابق

در شکل ۹ نحوه تغییرات مقدار متوسط خطا بر حسب پارامتر بی بعد شده اندازه شبکه در نسبت های منطری مختلف بدنه نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، این کمیت بر دقت اندازه گیری بسیار تأثیر گذار است. طبق شکل ۹، روند تغییرات خطا در هندسه های مختلف یکسان بوده و مقدار بهینه ای برای اندازه شبکه در ناحیه دنباله می توان در نظر گرفت. طبق نتایج تحقیق حاضر، مقدار بهینه اندازه شبکه در ناحیه دنباله به منظور محاسبه نیروی درگ به کاهش مومنتوم، در نسبت منطری های مختلف در بازه $0.07 \leq \Delta x/D = \Delta y/D \leq 0.1$ قرار خواهد گرفت. مطابق نتایج شکل ۷ و شکل ۸ در صورتی که اندازه شبکه در ناحیه بیان شده باشد، ناحیه $X/D \geq 4$ برای داده برداری توصیه می شود.

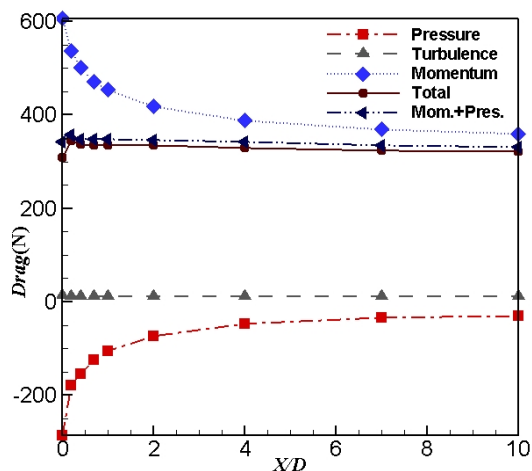


شکل ۷. تغییرات خطای نیروی درگ بر حسب فاصله بی بعد شده با شبکه های مختلف در حالت $d \geq 0.08$



شکل ۸. تغییرات خطای نیروی درگ بر حسب فاصله بی بعد شده با شبکه های مختلف در حالت $d < 0.1$

همان طور که مشاهده می شود مؤلفه فشاری پس از این مقدار تغییر محسوسی نخواهد کرد.



شکل ۱۲. نحوه تغییرات مؤلفه های نیروی درگ در مقاطع مختلف

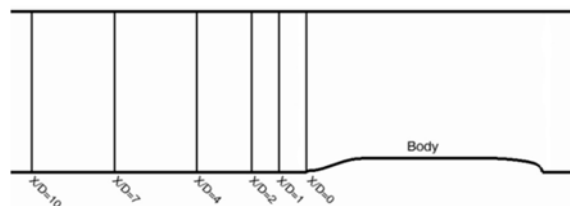
جدول ۲. مؤلفه های نیرو در مقاطع مختلف و سرعت $V=6m/s$

Error (%)	Tot.	Press.	Turb.	Mom.	X/D
۱/۹	۳۲۹/۶	-۲۵۱/۳	-۱۲/۸	۵۹۳/۷	۰
۲/۷	۳۴۵/۳	-۱۷۸	-۱۲/۲	۵۳۵/۴	۰/۲
۰/۲	۳۳۶/۸	-۱۵۲/۳	-۱۱/۹	۵۰۱/۰	۰/۴
۰/۲	۳۳۶/۷	-۱۲۲/۹	-۱۱/۵	۴۷۱/۰	۰/۷
۰/۲	۳۳۶/۷	-۱۰۴/۶	-۱۱/۲	۴۵۲/۵	۱
۰/۲	۳۳۵/۷	-۷۱/۵	-۱۰/۸	۴۱۷/۸	۲
۱/۶	۳۳۰/۹	-۴۵/۳	-۱۰/۹	۳۸۷/۰	۴
۳/۴	۳۲۴/۶	-۳۳/۵	-۱۱/۱	۳۶۹/۱	۷
۴/۸	۳۱۹/۹	-۲۸/۸	-۱۱/۲	۳۶۰/۰	۱۰

۵-۵. اثر شعاع صفحه اندازه گیری در هندسه های مختلف

از پارامترهای دیگری که بر دقت حاصل از این روش تأثیر گذار است، شعاع صفحه اندازه گیری است. در هندسه های مورد بررسی، بدنه حول محور اصلی تقارن دارد، از این رو، می توان اندازه گیری را روی یک خط و در جهت شعاعی انجام داد. به منظور بررسی اثر شعاع صفحه اندازه گیری (R)، تغییرات متوسط خطا در شبکه با خطای بهینه، بر حسب شعاع اندازه گیری بی بعد در بازه

شکل ۱۱ استخراج شده است. به منظور جلوگیری از تراکم در شکل، برخی از خطوط نشان داده نشده است.



شکل ۱۱. مقاطع مختلف برای استخراج نیروی درگ

در شکل ۱۲ نتایج انتگرال گیری رابطه ۹ در سرعت $V = 6m/s$ در مقاطع مختلف نشان داده شده است. فاصله نقاط انتگرال گیری در این حالت $0.08D$ بوده است. همچنین این نتایج به صورت جدول ۲ نیز ارائه شده است. میزان خطا در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۶] در مقاطع مختلف در شکل ۷ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، برای اندازه شبکه $0.08D$ در تمامی مقاطع جز ناحیه بسیار نزدیک بدنه، مقدار خطا کمتر از ۵٪ است. همچنین در شکل ۱۲ نحوه تغییرات مؤلفه های نیروی درگ در مقاطع مختلف نشان داده شده است، همان طور که مشاهده می شود با افزایش فاصله به دلیل وجود اضمحلال و بازیابی فشار در ناحیه دنباله این دو جمله روندی کاهشی دارند. در تمامی مقاطع سهم جمله اغتشاشی نسبت به نیروی کل، بسیار ناچیز و در حدود ۴٪ است. نکته دیگری که در این شکل قابل توجه است، مخالف بودن علامت دو جمله فشاری و مومنتوم است که در تقابل با یکدیگر هستند و میزان عدم خنثی شدن این دو جمله، نیروی درگ را نشان می دهد. همان طور که مشخص است درگ کل در مقاطع مختلف تغییرات چندانی نداشته و در تمامی مقاطع دقت بسیار خوبی دارد. به عبارت دیگر، در صورت اندازه گیری تمامی جمله ها در ناحیه و یک یا حداقل دو جمله فشاری و مومنتوم، نتایج از مکان مقطع اندازه گیری مستقل است. اغلب در اندازه گیری های تونل باد، مکان مقطع داده برداری به میزان حداقل $0.7L$ پایین تر از انتهای بدنه انتخاب می شود [۲۵]. این مقدار در هندسه حاضر معادل $x/D = 6$ خواهد بود؛

با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۸] در زوایای حمله $\alpha = 2.08^\circ, 4.07^\circ, 6.03^\circ, 8.10, 10.5^\circ$ انجام شده است. نتایج تطابق نسبتاً خوبی با داده‌های آزمایشگاهی دارد و نتایج در زوایای حمله بالا حداکثر ۱۶٪ خطا در مقایسه با نتایج مرجع [۲۸] نشان می‌دهد که خطای قابل قبولی است. نکته قابل توجه در این حالت این است که مقدار خطا در یک زاویه حمله ثابت با ریزتر شدن شبکه در ناحیه ویک، تقریباً ثابت بوده و تغییر چندانی نمی‌کند. در جدول ۲ نحوه تغییرات متوسط خطا در $\beta = 8^\circ$ در شبکه‌های مختلف نشان داده شده است. به علت ثابت بودن خطا در شبکه‌های مختلف، از مشخصات شبکه درشت‌تر برای شبیه‌سازی در سایر زوایای حمله استفاده شده است.

جدول ۳. مقایسه تغییرات خطای مؤلفه افقی نیرو به‌روش ویک در شبکه‌های مختلف

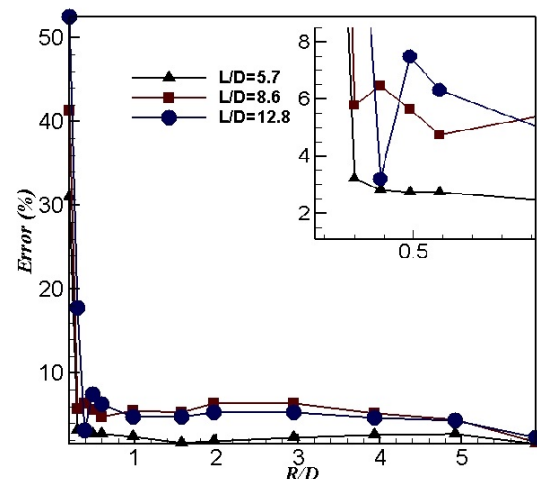
Cell number	۸۹۳,۸۸۴	۱,۳۷۸,۶۹۲	۳,۶۸۲,۳۹۴	۱۰,۰۲۲,۳۵۰
Error(%)	۱۴/۵۴	۱۴/۲۴	۱۳/۶۹	۱۴/۵۶

در جدول ۴ متوسط مقادیر نیروهای درگ به‌دست آمده از روش انتگرال‌گیری سطح و کاهش مونتوم با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، خطای اندازه‌گیری نیرو از هر دو روش انتگرال‌گیری سطح و ویک، افزایش می‌یابد. نکته دیگری که از جدول ۴ استخراج می‌شود، این است که میزان خطای روش کاهش مونتوم نسبت به انتگرال‌گیری سطح در زوایای حمله مختلف تقریباً ثابت و برابر ۸٪ است.

جدول ۴. مقایسه خطای نیروی درگ در زوایای حمله مختلف

α	Drag, Exp. [۲۸]	Surface Integral	Error Surface Integral (%)	Wake Integral	Error Wake Integral (%)
۲	۳۴۲/۲۸	۳۳۴/۹۴	۲/۱۴	۳۰۶/۸۲	۱۰/۳۶
۴	۳۵۵/۶۳	۳۴۳/۶۸	۳/۳۶	۳۱۴/۳۱	۱۱/۶۲
۶	۳۷۳/۹۲	۳۶۰/۰۷	۳/۷۰	۳۲۷/۸۳	۱۲/۳۳
۸	۴۱۵/۰۷	۳۹۰/۵۸	۵/۹۰	۳۵۴/۷۳	۱۴/۵۴
۱۰	۴۷۶/۴۳	۴۳۶/۷۰	۸/۳۴	۳۹۸/۴۴	۱۶/۳۷

$\frac{L}{D} = 5.7, 8.6, 12.8$ و در $0.2 \leq \frac{R}{D} \leq 5.9$ در شکل ۱۳ رسم شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود روند تغییرات خطا در هندسه‌های مختلف، یکسان است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد در صورتی که پارامتر بی‌بعد $R/D > 0.5$ باشد، متوسط خطای اندازه‌گیری کمتر از ۵٪ خواهد بود. مطابق بخش بزرگنمایی شده در شکل ۱۳، با اندازه‌گیری در محدوده $R/D \leq 0.3$ خطای نیروی درگ به شدت افزایش می‌یابد. اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی در مرجع [۱۲] نیز این مطلب را تأیید می‌کند؛ بنابراین با توجه به نحوه تغییرات خطا، $R/D = 1.5$ به‌عنوان حداقل شعاع اندازه‌گیری پیشنهاد می‌شود.



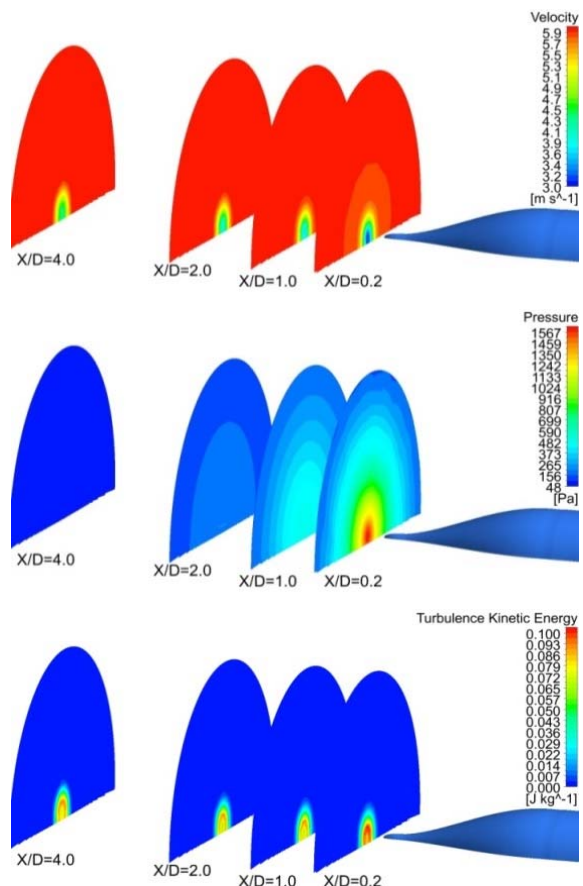
شکل ۱۳. تغییرات خطای نیروی درگ برحسب پارامتر بی‌بعد شده شعاع اندازه‌گیری

۵-۶. اثر زاویه حمله

از آنجاکه با تغییر زاویه حمله، رفتار جریان در ناحیه ویک بدنه تغییر کرده و ویک نامتقارن می‌شود، در این بخش به ارزیابی روش کاهش مونتوم در حالت زاویه حمله مخالف صفر با پروفیل استاندارد پرداخته شده است. استفاده از روش انتگرال‌گیری در ناحیه دنباله در حالتی که بدنه زاویه حمله داشته باشد به دلیل تغییر رفتار جریان و موازی نبودن جریان با جریان اصلی، به خصوص در زوایای حمله بالا توصیه نشده است [۲۵]. بنابراین هدف این بخش، تنها ارزیابی میزان خطا در این حالت است. شبیه‌سازی‌های عددی این بخش، مطابق

۷-۵. بررسی کیفی جریان در ناحیه ویک

در این بخش به منظور بررسی کیفی رفتار جریان در ناحیه دنباله، کانتورهای سرعت، فشار و انرژی جنبشی اغتشاشی در شکل ۱۴ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می شود در یک مقطع ثابت، سرعت و انرژی جنبشی توربولانسی خیلی سریع تر از فشار، به مقادیر دوردست خود نزدیک می شوند. همچنین شکل ۱۴ نشان می دهد که تمرکز فشار در فواصل نزدیک به بدنه در مرکز ناحیه دنباله زیاد بوده ولی با دور شدن از انتهای جسم این تمرکز از بین می رود و تغییرات در بازه گسترده تری اتفاق می افتد و ویک فشاری ایجاد شده در پشت جسم در پایین دست جریان در ناحیه بزرگ تری گسترش می یابد و به اصطلاح ویک باز می شود.



شکل ۱۴. کانتور توزیع سرعت، فشار و انرژی جنبشی اغتشاشی توربولانسی در مقاطع مختلف ناحیه ویک

شبیه سازی عددی قرار گرفته است. برای ارزیابی و اطمینان از دقت نتایج به دست آمده، پارامترهای کلی و موضعی مانند ضریب درگ و ضریب فشار و اصطکاک روی بدنه با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده که دقت خوبی را نشان می دهد. در این تحقیق سه پارامتر اثر فاصله مقطع داده برداری از انتهای جسم، اثر فاصله نقاط از یکدیگر و اثر شعاع صفحه اندازه گیری بررسی شده است. نتایج این تحقیق نشان می دهد که سهم مؤلف اغتشاشی در هندسه های مورد بررسی، در مقاطع مختلف ناچیز و در حدود ۴٪ است و نتایج تا حد زیادی مستقل از مکان مقطع اندازه گیری هستند. به بیان دیگر جز در نواحی بسیار نزدیک بدنه، با تغییر مقطع داده برداری میزان خطای نیروی درگ تغییر چندانی نمی کند. نتایج این تحقیق نشان می دهد که شبکه در ناحیه دنباله به شدت بر دقت نتایج حاصل از این روش تأثیرگذار است و در صورتی که اندازه شبکه در بازه $0.07 \leq \frac{\Delta x}{D} = \frac{\Delta y}{D} \leq 0.1$ باشد، خطای حاصل از این روش به کمترین مقدار می رسد. طبق نتایج حاصل از این مقاله، شعاع پیشنهادی برای اندازه گیری ناحیه دنباله، حدوداً برابر ۱.۵D و حداقل شعاع اندازه گیری ۰.۳D است. همچنین به منظور بررسی کارایی روش کاهش مومنتوم در حالت دنباله نامتقارن، پروفیل استاندارد زیردریایی سابوف در زوایای حمله مختلف شبیه سازی شده و نتایج حاصل از انتگرال گیری سطح و انتگرال گیری دنباله با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. خطای حاصل از هر دو روش حتی در زوایای حمله بالا قابل قبول بوده و میزان خطای روش کاهش مومنتوم در یک زاویه حمله ثابت نسبت به روش انتگرال گیری سطحی تقریباً ثابت و در حدود ۸٪ است. در ادامه تحقیق حاضر پیشنهاد می شود که این مطالعه بر اجسام دوار مانند پروانه ها یا اجسام جریان بند که به ترتیب آشفتگی و نواحی جدایش جریان گسترده تری نسبت به بدنه های خط جریانی دارند، انجام شود.

۷. فهرست علائم

F_S	نیروی سطحی
F_p	مؤلفه نیروی فشاری
F_v	مؤلفه نیروی لزجی

۶. نتیجه گیری

اندازه گیری نیروی درگ به روش کاهش مومنتوم حول بدنه زیردریایی سابوف در حالت بدون متعلقات، مورد مطالعه و

- [11] Saffman PG, Schatzman JC. An inviscid model for the vortex-street wake. *Journal of Fluid Mechanics*. 1982 Sep;122:467-86.
- [12] Suryanarayana C, Satyanarayana B, Ramji K, Saiju A. Experimental evaluation of pumpjet propulsor for an axi-symmetric body in wind tunnel. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*. 2010 Mar 1;2(1):24-33.
- [13] Gariépy M, Trépanier JY, Masson C. Convergence criterion for a far-field drag prediction and decomposition method. *AIAA journal*. 2011 Dec;49(12):2814-8.
- [14] Gariépy M, Trépanier JY. A new axial velocity defect formulation for a far-field drag decomposition method. *Canadian Aeronautics and Space Journal*. 2012 Jul 5;58(02):69-82.
- [15] Manshadi MD, Esfandeh S, Dehghan AA, Saeidinezhad A. Experimental investigation of the wake of a submarine model by five-hole probe in a wind tunnel. *Modares Mechanical Engineering*. 2015 Oct 1;15(8).
- [16] Toubin H, Bailly D. Development and application of a new unsteady far-field drag decomposition method. *AIAA Journal*. 2015 Nov;53(11):3414-29.
- [17] Toubin H, Bailly D, Costes M. Improved unsteady far-field drag breakdown method and application to complex cases. *AIAA Journal*. 2016 Jun:1907-21.
- [18] Pritchard PJ, Mitchell JW. Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics. John Wiley & Sons; 2016 May 23.
- [19] Taylor GI. The determination of drag by the pitot traverse method. HM Stationery Office; 1937.
- [20] Balaras E. Modeling complex boundaries using an external force field on fixed Cartesian grids in large-eddy simulations. *Computers & Fluids*. 2004 Mar 1;33(3):375-404.
- [21] Yang J, Stern F. A simple and efficient direct forcing immersed boundary framework for fluid-structure interactions. *Journal of Computational Physics*. 2012 Jun 1;231(15):5029-61.
- [22] Peskin CS. Flow patterns around heart valves: a numerical method. *Journal of computational physics*. 1972 Oct 1;10(2):252-71.
- [23] Davidson L. Fluid mechanics, turbulent flow and turbulence modeling. Sweden: Chalmers University of Technology, Goteborg;2014. Available from: http://www.tfd.chalmers.se/~lada/postscript_fil

 F_t نیروی کل F_B نیروی حجمی k انرژی جنبشی توربولانسی u' مؤلفه سرعت نوسانی در جهت x $\Delta x, \Delta y$ اندازه شبکه در جهات x و y D قطر وسیله R شعاع صفحه اندازه گیری در ناحیه ویک r فاصله شعاعی تا محور بدنه ρ چگالی μ لزجت دینامیکی

مراجع

- [1] Van Dam CP. Recent experience with different methods of drag prediction. *Progress in Aerospace Sciences*. 1999 Nov 1;35(8):751-98.
- [2] Coles D, Wadcock AJ. Flying-hot-wire study of flow past an NACA 4412 airfoil at maximum lift. *AIAA Journal*. 1979 Apr;17(4):321-9.
- [3] Antonia RA, Rajagopalan S. Determination of drag of a circular cylinder. *AIAA journal*. 1990 Oct;28(10):1833-4.
- [4] Janus JM, Chatterjee A. Use of a wake-integral method for computational drag analysis. *AIAA journal*. 1996 Jan;34(1):188-90.
- [5] Kusunose K. Drag prediction based on a wake-integral method. 16th AIAA Applied Aerodynamics Conference; 1998; Albuquerque, NM, U.S.A.
- [6] Chao DD, Van Dam CP. Airfoil drag prediction and decomposition. *Journal of aircraft*. 1999 Jul;36(4):675-81.
- [7] Kusunose K. Lift analysis based on a wake-integral method. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit ;2001 Jan 8-11; Reno, NV, U.S.A.
- [8] Spalart PR. On the far wake and induced drag of aircraft. *Journal of Fluid Mechanics*. 2008 May;603:413-30.
- [9] Alam MM, Zhou Y. Alternative drag coefficient in the wake of an isolated bluff body. *Physical Review E*. 2008 Sep 22;78(3):036320.
- [10] O'Neil K. Drag and momentum in a two-dimensional vortex wake. *Fluid dynamics research*. 2009 Jan 23;41(3):035505.

es/solids-and-fluids_turbulent-flow_turbulence-modelling.pdf

- [24] Wilcox DC. Turbulence modeling for CFD. La Canada, CA: DCW industries; 1998 Jan.
- [25] Barlow JB, Rae WH, Pope A. Low-speed wind tunnel testing. John wiley & sons; 1999 Feb 22.
- [26] Groves NC, Huang TT, Chang MS. Geometric characteristics of DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) SUBOFF models (DTRC model numbers 5470 and 5471). David Taylor Research Center Bethesda MD Ship Hydromechanics Dept; 1989 Mar.
- [27] Huang T, Liu HL. Measurements of flows over an axisymmetric body with various appendages in a wind tunnel: the DARPA SUBOFF experimental program. 19th Symposium on Naval Hydrodynamics; 1992; Seoul, South Korea.
- [28] Roddy RF. Investigation of the stability and control characteristics of several configurations of the DARPA SUBOFF model (DTRC Model 5470) from captive-model experiments. David Taylor Research Center Bethesda MD Ship Hydromechanics Dept; 1990 Sep.
- [29] Jones WP, Launder BE. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. International journal of heat and mass transfer. 1972 Feb 1;15(2):301-14.
- [30] A. Fluent, 12.0 User's Guide, Ansys Inc, 2009.