

استخراج مشخصه های آئرو دینامیکی کشتی هوایی در زوایای حمله بالا

جاوید حسین پور زاویه جکی

دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، تهران، ایران

علیرضا رودباری*

استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

چکیده

مقاله حاضر اختصاص به استخراج داده های آئرو دینامیکی یک کشتی هوایی در شرایط خاص به ویژه در زوایای حمله بالا دارد. زمانی که این اطلاعات به صورت حلقه بسته در یک شبیه ساز پرواز مورد استفاده واقع شوند؛ ضروری است که از ابزار محاسباتی و روش های خاص بهره گیری شود، به گونه ای که قابلیت ارسال و دریافت شرایط پروازی به صورت "در حلقه" فراهم گردد. لذا استفاده از محیط منبع باز OPEN FOAM در این فعالیت پیشنهاد می گردد. در ادامه پژوهش، ضرایب آئرو دینامیکی یک کشتی هوایی بر اساس سه روش دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه"، نتایج تجربی آزمون تونل باد و پارامترهای هندسی در زوایای حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه محاسبه می شود. دقت ضرایب آئرو دینامیکی به دست آمده در شبیه سازی کشتی هوایی از اهمیت بالایی برخوردار است لذا برای بررسی این مهم، نتایج آئرو دینامیکی بدست آمده بر اساس سه روش دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه"، آزمون تونل باد و روش تحلیلی پارامترهای هندسی کشتی هوایی با یکدیگر مقایسه می گردد. در ادامه پژوهش حاضر، پایداری استاتیکی طولی و جانبی کشتی هوایی بررسی می گردد و همچنین با بررسی نسبت ضرایب برآ به پسا بر حسب زاویه حمله، زاویه حمله ای که کشتی هوایی دارای بهترین عملکرد است؛ مشخص می شود.

واژه های کلیدی: شبیه سازی در حلقه، نرم افزار اوپن فوم، ضرایب آئرو دینامیکی، کشتی هوایی، مدل آشفستگی.

Derivation of Airship Aerodynamic Characteristics at high angles of attack

J. Hoseinpour Zavie Jaki

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of technology, Tehran, Iran

A. R. Roudbari

Department of Aeronautical Engineering, Shahid Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran

Abstract

This study has mainly focused on derivation of aerodynamic data for an airship in particular conditions especially at high angles of attack. When such data are inserted into a flight simulator as a closed loop, it is vital to make use of special computational means and methods, so that the ability to send and receive flight conditions would be achieved through an "in-the-loop" manner. Therefore, using an open source environment such as OpenFOAM is suggested in this regard. Through this study, the aerodynamic coefficients of the airship are calculated by three different CFD approaches and empirical data collected from wind-tunnel tests while geometrical parameters were set for angles of attack between -10 to 20 degrees. In order to achieve aerodynamic goals, air simulation is of great importance. So, the aerodynamic results are compared based on the three methods of calculating fluid "computing" in the loop, the wind tunnel test and the analytical method of the geometric parameters of the ship's aircraft. In this study, the stability of the aircraft, the longitudinal and lateral aspects of the aircraft is examined. Also, by examining the ratio of the coefficients of the lift to the drag, based on the angle of attack, the angle of attack that the aircraft has the best performance is determined.

Keywords: CFD in the Loop, Aerodynamic coefficient, Airship, OpenFoam, Turbulence Model.

۱- مقدمه

رفتار پروازی کشتی هوایی به اندرکنش نیروهای بین هواگرد و هوا بستگی دارد که شامل آئرواستاتیک^۱ و آئرو دینامیک است. آئرواستاتیک ناشی از فشار استاتیکی هوا و مستقل از جابجایی وسیله است در حالی که آئرو دینامیک وابسته به جابجایی است. اغلب نیروی برای کشتی هوایی ناشی از آئرواستاتیک است [۱]. با این وجود، چون آئرواستاتیک به سادگی قابل محاسبه است برای تحلیل دینامیک کشتی هوایی محاسبات آئرو دینامیکی کشتی هوایی از اهمیت ویژه ای برخوردار است [۲].

مشخصات آئرو دینامیکی کشتی هوایی برای اولین بار در سال ۱۹۲۰ بررسی شد و کارهای نظری بسیاری بر روی آئرو دینامیک کشتی های هوایی قدیمی بر مبنای پارامترهای هندسی انجام گرفت.

یکی از مهم ترین این پژوهش توسط مونک گزارش شد که در آن نیروی عمودی آئرو دینامیکی بر طول واحد بدنه در زوایای حمله مختلف برای بدنه بلند و باریک بدست آمد [۳].

در دوران طلایی کشتی هوایی که مدل آئرو دینامیکی دقیقی در دسترس نبود، آزمون های تونل باد برای تحلیل دینامیک کشتی هوایی از اهمیت ویژه ای برخوردار بودند. دو مورد از مشهورترین مقالاتی که در زمینه آزمون تجربی تونل باد کشتی هوایی آورده شده است مربوط به جونز و کورتیس است. جونز [۴] مشخصات آئرو دینامیکی چندین کشتی هوایی انگلیسی را در طی سال های ۱۹۱۰ تا ۱۹۲۰ خلاصه کرده است و کورتیس [۵] آزمایش های آئرو دینامیکی وسایل سبک تر از هوا تا سال ۱۹۷۶ بررسی کرده است.

با توسعه فناوری ساخت ابر رایانه ها و همچنین امکان ذخیره سازی حجم زیاد اطلاعات، سرعت پردازش و دقت نتایج حاصل از روش های

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: aliroudbari@yahoo.com

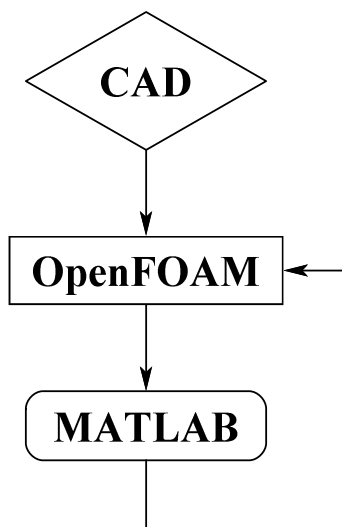
تاریخ دریافت: ۹۵/۱/۱۷

تاریخ پذیرش: ۹۸/۰۶/۱۱

عددی افزایش یافته است. از این رو، روش دینامیک سیالات محاسباتی در شبیه‌سازی جریان سیال در درون و بیرون اجسام و پیش‌بینی اثرات پارامترهای مختلف در عملکرد سامانه‌های مهندسی رشد چشمگیری داشته است. به همین دلیل برای رفع معایب ناشی از آزمون تونل باد برای بدست آوردن نیروها و ممان‌های آئرو دینامیکی از روش دینامیک سیالات محاسباتی با ابزار منبع باز OPEN FOAM استفاده شده است. اندازه‌گیری مستقیم ضرایب آئرو دینامیکی از طریق آزمون تونل باد دارای معایبی مانند هزینه زیاد و طولانی بودن فرایند آزمون است [۶-۸]. یکی از مهم‌ترین فعالیت‌ها در زمینه دینامیک سیالات محاسباتی توسط لوتز و همکارانش [۹] بر روی کشتی هوایی Lotte انجام شده است. آن‌ها توانستند کدهای روش پانل را با انتگرال لایه مرزی تلفیق کرده و معادلات ناویر-استوکس متوسط گیری شده رینولدز را حل کنند.

در این پژوهش مقایسه‌های انجام شده به صورت زیر است.

- مقایسه ضرایب آئرو دینامیکی بر اساس سه روش CFD، تونل باد و پارامترهای هندسی در زوایای حمله ۱۰- تا ۲۰+ و زاویه سرش جانبی صفر درجه
 - تعیین محدوده غیرخطی ضریب برآ مطابق دو روش دینامیک سیالات محاسباتی و پارامترهای هندسی
 - مقایسه پایداری طولی و جانبی استاتیکی کشتی هوایی بر اساس سه روش CFD، آزمون تونل باد و روش تحلیلی پارامتر هندسی کشتی هوایی
 - مقایسه منحنی تغییرات C_l/C_d نسبت به زاویه حمله
- یکی از ملزومات انجام این پژوهش استخراج ضرایب آئرو دینامیکی دقیق برای شبیه‌سازی "در حلقه" کشتی هوایی است. شکل ۱ الگوریتم شبیه‌سازی در حلقه را نشان می‌دهد به همین دلیل اهمیت ضرایب آئرو دینامیکی بدست آمده از دینامیک سیالات محاسباتی قابل توجه است.



شکل ۱- دیاگرام شبیه‌سازی کشتی هوایی با رویکرد دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه"

با بررسی مقایسه‌های انجام شده اهمیت روش دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه" در شبیه‌سازی کشتی هوایی آشکار می‌شود.

۲- مدل‌سازی دینامیکی حرکت کشتی هوایی

مدل‌های دینامیک پرواز غیرخطی و برنامه‌های شبیه‌سازی متعددی برای کشتی هوایی ارائه شده است. در این مدل‌ها، کشتی هوایی به‌عنوان یک جسم صلب با سه درجه حرکت انتقالی و سه درجه حرکت دورانی مدل شده است و مدل دینامیکی از شش معادله دیفرانسیل غیرخطی تشکیل شده است. معادلات دینامیکی حرکت کشتی هوایی به طور کامل در مرجع [۱۰] آمده است. معادله (۱) فرم ریاضی مدل دینامیکی کشتی هوایی را توصیف می‌کند.

$$M\dot{v} = F_d(u, v, w, p, q, r) + A + G + AS + P \quad (1)$$

نحوه محاسبه هرکدام از مؤلفه‌های معادله (۱) در مرجع [۱۰] آورده شده است.

تفاوت حاصل از شبیه‌سازی‌های کشتی هوایی به روش‌های محاسبه نیروهای آئرو دینامیکی کشتی هوایی مربوط می‌شود. چهار روش شبیه‌سازی عبارت‌اند از:

۱. دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه" (CFD in the Loop)
 ۲. شبیه‌سازی بر مبنای جدول آئرو دینامیکی متشکل از داده‌های دینامیک سیالات محاسباتی [۹]
 ۳. شبیه‌سازی بر مبنای جدول آئرو دینامیکی متشکل از داده‌های تونل باد [۱۰]
 ۴. شبیه‌سازی بر مبنای داده‌های آئرو دینامیکی بر مبنای روش تحلیلی پارامترهای هندسی کشتی هوایی [۱۱]
- جزئیات مربوط به روش‌های ۲ تا ۴ در مراجع [۹-۱۱] گزارش شده است. جدول ۱ مقایسه کیفی از شبیه‌سازی بر مبنای چهار روش محاسبه داده‌های آئرو دینامیکی ارائه می‌دهد.

جدول ۱- مقایسه کیفی بین شبیه‌سازی بر مبنای ۴ روش محاسبه

داده‌های آئرو دینامیکی

ویژگی شبیه‌سازی	CFD in the loop	CFD	تونل باد	پارامترهای هندسی
هزینه	کم	کم	زیاد	کم
زمان	کم	کم	زیاد	کم
دقت نتایج	زیاد	متوسط	زیاد	متوسط

در ادامه پژوهش چهار روش محاسبه آئرو دینامیکی کشتی هوایی که در همین بخش به آن اشاره شد؛ بیان می‌شود.

۲-۱- دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه"

هدف از این پژوهش از آنجا نشئت گرفت که برای تحلیل‌های دینامیک پروازی کشتی هوایی مانند محاسبه پایداری و شبیه‌سازی غیرخطی، نیاز به نیروها و ممان‌های آئرو دینامیکی دقیق است. مشخصات آئرو دینامیکی کشتی هوایی برای طراحی سیستم‌های کنترلی و پیران از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

$$A_M = 0.5\rho U_0^2 LS [C_{M1} \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \sin(2\alpha) + C_{M2} \sin(2\alpha) + C_{M3} \sin(\alpha) \sin(|\alpha|) + C_{M4}(\delta_{ELEV L} + \delta_{ELEV R})] \quad (2-ح)$$

$$A_N = 0.5\rho U_0^2 LS [C_{N1} \cos\left(\frac{\beta}{2}\right) \sin(2\beta) + C_{N2} \sin(2\beta) + C_{N3} \sin(\beta) \sin(|\beta|) + C_{N4}(\delta_{RUDT} + \delta_{RUDB})] \quad (2-خ)$$

در معادلات بالا A_X ، A_Y و A_Z نیروهای آئرو دینامیکی و A_M ، A_L و A_N گشتاورهای آئرو دینامیکی هستند. جزئیات مربوط به معادلات بالا در مرجع [۱۱] گزارش شده است. این روش تصویر کاملی از آئرو دینامیک کشتی هوایی را ارائه نمی‌دهد و دلیل این امر نادیده گیری اثر لزجت مخصوصاً در دنباله بدنه کشتی هوایی است. در زوایای حمله نزدیک به صفر درجه جریان محوری و غالباً به سطح بدنه کشتی هوایی چسبیده است اما با افزایش زاویه حمله جریان در پشت بدنه جدا شده و باعث ایجاد گردابه می‌گردد.

همان‌طور که مشاهده می‌شود نیروهای جانبی (A_Y) مستقل از زاویه حمله (α) و نیروی برآ (A_Z) مستقل از زاویه سرش جانبی (β) است. که این امر باعث ایجاد خطا در شبیه‌سازی کشتی هوایی می‌گردد، به عبارت دیگر اثرات طولی در جملات سمتی-جانبی و برعکس در نظر گرفته نمی‌شود. این امر برای جملات گشتاور طولی و سمتی-جانبی نیز صادق است. لذا روش تحلیلی با وجود هزینه و زمان شبیه‌سازی کم به علت ساده سازی‌های انجام شده از دقت کمی برای شبیه‌سازی کشتی هوایی برخوردار است.

۲-۳- شبیه‌سازی مستقیم (عدم حضور در حلقه)

اطلاعات آئرو دینامیکی با ارزشی که از طریق آزمون تونل باد محاسبه می‌شود معیار بسیار خوبی برای صحنه سنجی روش‌های عددی و تحلیلی است. اما با توجه به محدودیت‌های روش آزمایشگاهی مانند هزینه، زمان اجرا زیاد و نیازمندی به نرم‌افزار قدرتمند برای مدیریت اطلاعات بدست آمده از آزمون تونل باد و همچنین پیشرفت ابر رایانه‌ها و امکان ذخیره‌سازی حجم زیاد اطلاعات توجه به سمت روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی افزایش یافته است. روش استفاده از داده‌های آئرو دینامیکی حاصل از تونل باد و دینامیک سیالات محاسباتی به صورت "جدول مراجعه" (Lookup tables) آئرو دینامیکی است. نیروها و گشتاورهای آئرو دینامیکی به صورت معادله (۳) قابل محاسبه است.

$$A = q_0 \begin{bmatrix} C_D V^{\frac{2}{3}} \\ C_Y V^{\frac{2}{3}} \\ C_L V^{\frac{2}{3}} \\ C_l V \\ C_m V \\ C_n V \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در آن C_D ، C_Y ، C_L ، C_l ، C_m و C_n ضرایب آئرو دینامیکی هستند که از داده‌های تونل باد و دینامیک سیالات محاسباتی قابل حصول است. هر کدام از ضرایب به وسیله جستجو کردن در جداولی که براساس زاویه حمله، زاویه سرش جانبی، انحراف رادر و الویتور ایجاد شده است؛ محاسبه می‌شود. در ابتدا، صرفاً مقادیر پایه ضرایب آئرو دینامیکی در "جدول مراجعه" بر اساس زاویه حمله و سرش جانبی بدست آمده و در ادامه اثرات انحراف رادر و الویتور به ازای زوایای حمله

شبیه‌سازی کشتی هوایی علاوه بر دقت باید از لحاظ هزینه و زمان نیز بهینه باشد که روش دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه" این نیازها را ارضا می‌کند.

روند کلی شبیه‌سازی کشتی هوایی بر مبنای دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه" در شکل ۱ نشان داده شده است. ضرایب آئرو دینامیکی در نرم افزار OPEN FOAM بدست آمده و به سامانه شبیه‌سازی MATLAB فرستاده می‌شود. برای تبادل اطلاعات بین دو نرم‌افزار نیاز به یک رابط نرم‌افزاری احساس می‌شود که محیط ترمینال لینوکس به عنوان یک رابط برای ارسال و دریافت اطلاعات بین دو نرم‌افزار MATLAB و OPEN FOAM استفاده می‌گردد.

۲-۱-۱- نرم‌افزار OPEN FOAM

نرم‌افزار OPEN FOAM یک بسته نرم‌افزاری دینامیک سیالات محاسباتی است که توسط آن می‌توان طیف گسترده‌ای از مسائل مکانیک سیالات و انتقال گرما را مدل‌سازی عددی و حل نمود. فناوری هسته OPEN FOAM انعطاف‌پذیر و کارآمد بوده و از مجموعه‌ای از ماژول‌های نوشته شده توسط C++ ایجاد شده است. OPEN FOAM با تعدادی حل گر از پیش ساخته در قالب تعدادی کتابخانه ارائه شده که می‌تواند به عنوان یک بسته شبیه‌سازی یکپارچه مورد استفاده قرار گیرد. این در حالی است که به واسطه باز بودن متن برنامه آن، قابلیت توسعه در ساختار، سلسله مراتب حل‌گرها و نیز کتابخانه‌ها در بسته نرم‌افزاری OPEN FOAM وجود دارد. OPEN FOAM از روش حجم محدود برای گسسته سازی و حل عددی دستگاه معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی بر روی شبکه‌بندی‌های با سازمان و بی‌سازمان سه‌بعدی (سلول‌های چند وجهی) استفاده می‌کند [۱۲].

۲-۲- شبیه‌سازی بر مبنای روش تحلیلی پارامترهای

هندسی کشتی هوایی

در این بخش ترم آئرو دینامیکی مدل دینامیکی کشتی هوایی بیان شده در معادله ۱ بر اساس روش تحلیلی پارامترهای هندسی محاسبه شده است. محاسبه آئرو دینامیک کشتی هوایی که بر اساس جملات هندسی توسط اشرف و چودری [۱۱] انجام شده در معادلات ۲ آورده شده است.

$$A_X = 0.5\rho U_0^2 S [C_{x1} \cos^2 \alpha \cos^2 \beta + C_{x2} (\sin(2\alpha) \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) + \sin(2\beta) \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) + C_{x3})] \quad (2-الف)$$

$$A_Y = 0.5\rho U_0^2 S [C_{Y1} \cos\left(\frac{\beta}{2}\right) \sin(2\beta) + C_{Y2} \sin(2\beta) + C_{Y3} \sin(\beta) \sin(|\beta|) + C_{Y4}(\delta_{RUDT} + \delta_{RUDB})] \quad (2-ب)$$

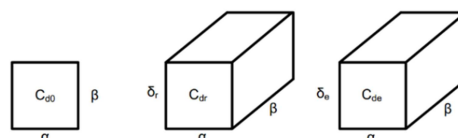
$$A_Z = 0.5\rho U_0^2 S [C_{Z1} \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \sin(2\alpha) + C_{Z2} \sin(2\alpha) + C_{Z3} \sin(\alpha) \sin(|\alpha|) + C_{Z4}(\delta_{ELEV L} + \delta_{ELEV R})] \quad (2-ج)$$

$$A_L = 0.5\rho U_0^2 LS [C_{L1}(\delta_{ELEV L} - \delta_{ELEV R} + \delta_{RUDB} - \delta_{RUDT}) + C_{L2}(\sin(\beta) \sin(|\beta|))] \quad (2-د)$$

و سرش جانبی متناظر به مقادیر پایه اضافه می گردد. به عنوان مثال ضریب پسا به صورت معادله (۴) قابل محاسبه است [۱۳].

$$C_D \Delta C_{de}(\alpha, \beta, \delta_r, \delta_e) = C_{D0}(\alpha, \beta, 0, 0) + \Delta C_{dr}(\alpha, \beta, \delta_r, 0) + \Delta C_{de}(\alpha, \beta, 0, \delta_e) \quad (4)$$

شکل ۲ نحوه محاسبه ضریب پسا بر اساس "جدول مراجعه" را نشان می دهد.

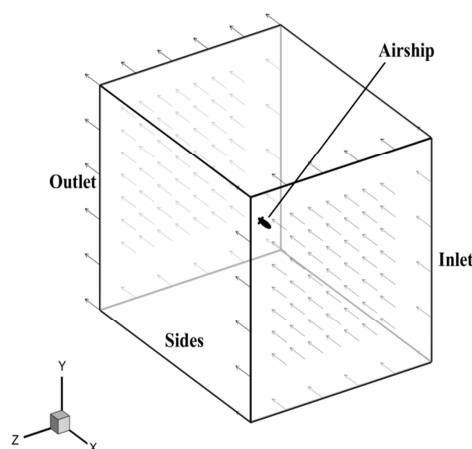


شکل ۲- نحوه محاسبه ضریب پسا بر اساس "جدول مراجعه"

۳- مشخصات و شرایط شبیه سازی کشتی هوایی

در شبیه سازی حاضر، استخراج اطلاعات آئرو دینامیکی کشتی هوایی YEZ-2A در زوایای حمله بالا جهت کاربردهای شبیه سازی "در حلقه" مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته شده است.

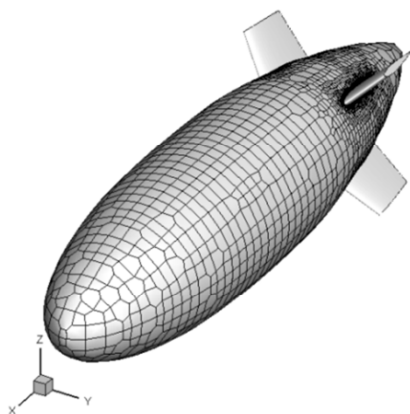
در شکل ۳ موقعیت و شرایط حاکم بر مرزهای میدان حل جریان حول کشتی هوایی نمایش داده شده است. در کار حاضر، یک ناحیه از هوا به ابعاد $16 \times 16 \times 20$ متر مکعب به ترتیب در جهت x ، y و z در نظر گرفته شده است. شرط مرزی freestream pressure و freestream به ترتیب برای سرعت و فشار در ورودی و خروجی ناحیه هوا و شرط مرزی slip برای sides در نظر گرفته شده است. مشخصات مربوط به شرایط مرزی ناحیه هوا در مرجع [۱۲] آورده شده است.



شکل ۳- موقعیت شرایط حاکم بر مرزهای میدان حل جریان حول کشتی هوایی

موقعیت مرزها به گونه ای است که جریان هوا برای زاویه حمله صفر درجه در جهت مخالف محور x است. برای اعمال زاویه حمله بر روی کشتی هوایی به جای چرخش هندسه کشتی هوایی زاویه بردار سرعت در مرز ورودی ناحیه هوا تنظیم می شود. در شکل ۴ هندسه

کشتی هوایی بالک دار در حالتی که سطح بدنه شبکه بندی شده، نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، به منظور حصول دقت کافی در شبیه سازی های عددی، شبکه سطحی تولید شده در مجاورت محل اتصال بالک به بدنه ریز شده است.

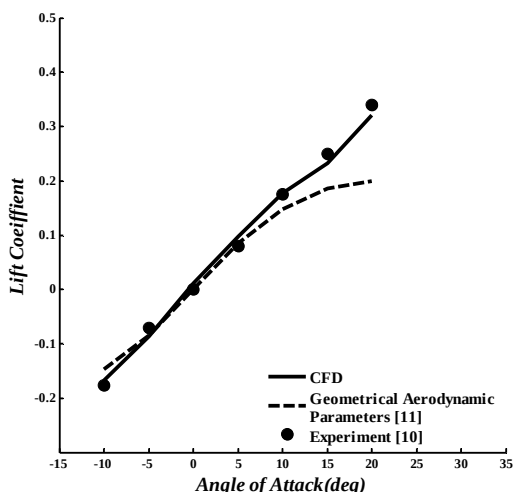


شکل ۴- هندسه کشتی هوایی بالک دار و شبکه بندی سطح بدنه

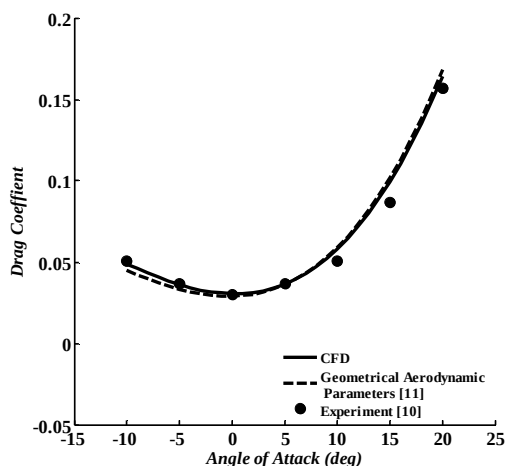
جدول ۲- ویژگی های هندسی و جریان در مدل سازی جریان هوا حول کشتی هوایی

مدل اصلی	مدل کوچک شده ۱:۷۵	مشخصات
طول (m)	۱/۷۲	۱۲۹/۵
قطر بیشینه (m)	۰/۴۲۵	۳۲
سرعت جریان آزاد	۵۰/۹۴	۵۰/۹۴
چگالی (kgm^{-3})	۱/۲۲۵	۱/۲۲۵
لزجت ($kgm^{-1}s^{-1}$)	1.789×10^{-5}	1.789×10^{-5}
عدد رینولدز	6×10^6	1.36×10^8
شدت آشفتگی (%)	۰/۱	۰/۱
طول مشخصه (m)	۰/۰۲۹۷۵	۲/۲۳۱۲۵

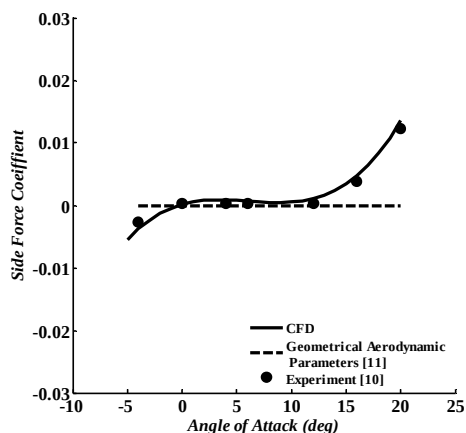
شبکه بندی انجام شده در نرم افزار OPEN FOAM و با استفاده از کتابخانه اسنپی هگزمش و بلاک مش است. همان طور که از نام این ابزار نیز مشخص است، این کتابخانه برای شبکه بندی هندسه ها با المان های مکعبی طراحی شده است. البته در هندسه های پیچیده و در قسمت هایی که امکان تولید و جاسازی شبکه های با المان مکعبی وجود نداشته باشد، المان های چهار وجهی نیز در میدان تولید خواهد شد. شبکه بندی حول کشتی هوایی و لایه مرزی نزدیک دیواره در شکل های ۵ نشان داده شده است. جدول ۲ ویژگی های هندسی و جریان در مدل سازی جریان هوا حول کشتی هوایی را نشان می دهد.



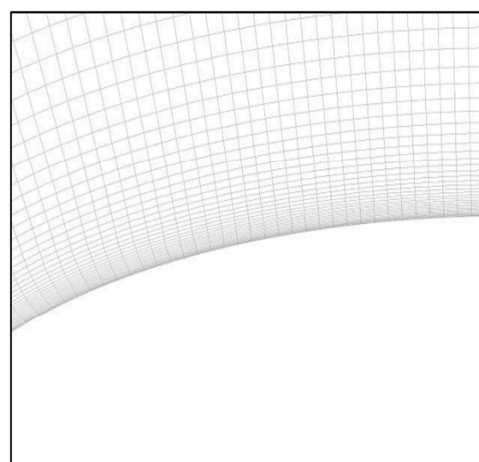
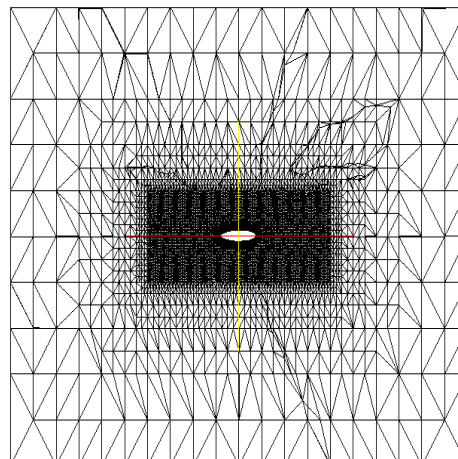
شکل ۶ - تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله و $\beta = 0^\circ$ و $\delta_{ELEV} = 0^\circ$



شکل ۷ - تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله و $\beta = 0^\circ$ و $\delta_{ELEV} = 0^\circ$



شکل ۸ - تغییرات ضریب جانبی با زاویه حمله و $\beta = 0^\circ$ و $\delta_{ELEV} = 0^\circ$



شکل ۵ - شبکه بالایی شبکه‌بندی حول کشتی هوایی و شکل پائینی شبکه‌بندی نزدیک دیواره کشتی هوایی

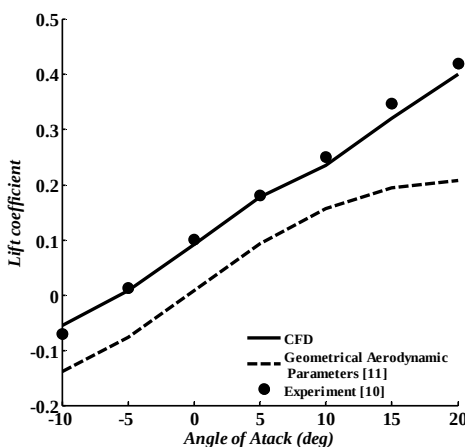
۴- نتایج

در این بخش در ابتدا اعتبارسنجی نتایج عددی ارائه شده و مقایسه‌ای بین روش‌های محاسبه اطلاعات آئروپویسی انجام می‌گیرد و در ادامه به ارائه و تشریح نتایج شبیه‌سازی دینامیکی کشتی هوایی بر اساس روش‌های ذکر شده پرداخته می‌شود.

در شبیه‌سازی حاضر برای حل جریان تراکم ناپذیر و پایا در نرم‌افزار OPEN FOAM، از حلگر SIMPLE FOAM استفاده شده است. از آنجا که در روش شبیه‌سازی "در حلقه" داده‌های آئروپویسی بر اساس روش عددی دینامیک سیالات محاسباتی قابل حصول است بدین منظور در این بخش نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان حول کشتی هوایی با نتایج تجربی موجود [۱۰] و روش تحلیلی پارامتر آئروپویسی هندسی کشتی هوایی مقایسه شده است. در شکل ۶ ضریب برآ و در شکل ۷ ضریب پسا در زوایای حمله مختلف بر اساس مدل آشفته‌گی اسپالارت آلماراس محاسبه و در کنار نتایج تجربی گومز [۱۰] روش تحلیلی پارامتر آئروپویسی هندسی کشتی هوایی [۱۱] مقایسه شده است.

همان‌طور که در شکل ۶ تا ۸ ملاحظه می‌شود، نتایج عددی در مقایسه با نتایج تجربی از دقت خوبی برخوردار است. اما روش تحلیلی بر اساس پارامترهای هندسی برای ضرایب برآ و نیروی جانبی در زوایای حمله بالا دارای اختلاف زیادی است که حداکثر خطا در محاسبه‌ها در زاویه حمله ۲۰ درجه بوده که دو دلیل عمده عامل این پدیده است. یکی از علل آن غالب شدن سطح جدایش روی بدنه کشتی هوایی است و یکی از عوامل دیگر این است که این ضرایب تحت تأثیر جریان‌های سمتی-جانبی قرار نمی‌گیرد و این امر را در معادله (۲) می‌توان مشاهده کرد. برخلاف ضرایب برآ و نیروی جانبی که در روش تحلیلی در زوایای حمله بالا از دقت خوبی برخوردار نبود ضریب پسا همخوانی خوبی با نتایج تجربی از خود ارائه می‌دهد و علت این امر وجود جملات طولی و سمتی-جانبی در مدل‌سازی ضریب پسا است که معادله (۲) گویای این امر است.

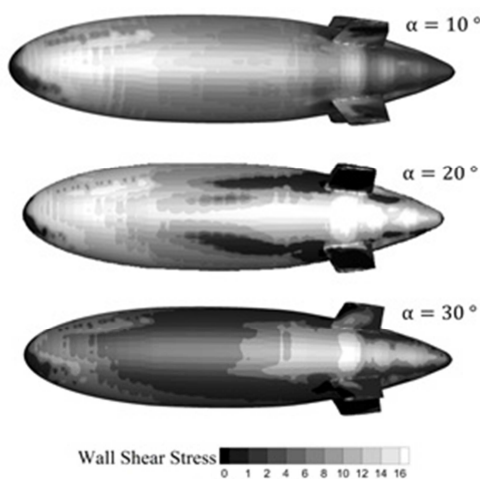
شکل ۹ مقایسه‌ای از تغییرات ضریب نیروی برآی کشتی هوایی با زاویه حمله و انحراف الویتور به اندازه ۱۵ درجه را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود اختلاف زیادی بین نتایج روش تحلیلی با نتایج آزمون تونل باد وجود دارد که این اختلاف ناشی از ساده‌سازی‌های انجام شده و نادیده گرفتن برخی پارامترهای مهم مانند لزجت در معادلات تحلیلی است در صورتی که این اختلاف برای نتایج دینامیک سیالات محاسباتی بسیار اندک است لذا انتظار می‌رود که شبیه‌سازی حاصل از داده‌های آئرو دینامیکی دینامیک سیالات محاسباتی دقیق‌تر باشد.



شکل ۹- تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله و $\beta = 0^\circ$ و $\delta_{ELEV} = 15^\circ$

روش مرسوم و دقیق برای تعیین موقعیت نقطه (نقاط) جدایش جریان، استفاده از اندازه تنش برشی روی دیواره است. در این روش، نقطه‌ای از سطح که تنش برشی آن به صفر می‌رسد، نقطه جدایش است. با وجود این، استفاده از معیار تنش برشی منوط به ریز کردن کافی شبکه در نزدیکی دیواره است. علاوه بر این، در نواحی گذار از جریان لایه ای به آشسته، گاهی پدیده‌ای موسوم به حباب جدایش نیز رخ می‌دهد که جریان در عبور از روی این حباب، با افزایش سرعت و گذر از رژیم لایه‌ای به آشسته مواجه می‌شود که همین آشسته شدن

جریان مانع از جدایش کامل جریان و عاملی برای چسبیدن مجدد جریان به دیواره می‌شود. محدوده حباب جدایش اغلب بسیار کوتاه و فاصله آن از دیواره نیز بسیار کم است. در تحقیق حاضر از مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده است، تعیین دقیق نقطه جدایش بر اساس تنش برشی کار دشواری است. همان‌طور که در شکل ۱۰ مربوط به تنش برشی روی سطح بالایی کشتی هوایی در زوایای حمله ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه دیده می‌شود، تنش برشی در نقاطی روی سطح صفر است محدوده‌ای به‌عنوان جدایش جریان را نشان می‌دهد. در روش تحلیلی از اثرات لزجت صرف‌نظر شده است که این امر باعث می‌شود با افزایش زاویه حمله پدیده جدایش جریان روی سطح کشتی هوایی غالب شود و این امر باعث ایجاد خطا در محاسبه ضرایب آئرو دینامیکی در زوایای حمله بالا می‌گردد. در زوایای حمله نزدیک به صفر چون جریان به سطح بدنه کشتی هوایی می‌چسبد بنابراین مشاهده می‌شود که روش تحلیلی در زوایای حمله پایین از دقت خوبی برخوردار است.



شکل ۱۰- تنش برشی دیواره روی کشتی هوایی در زوایای حمله ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه

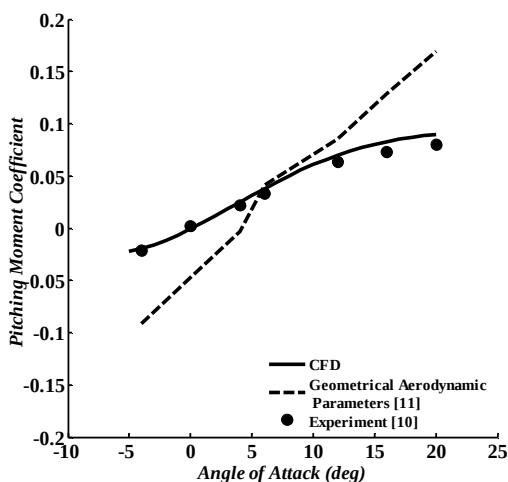
۱-۴- تخمین محدوده غیر خطی ضریب برآ

با افزایش زاویه حمله ضریب برآ افزایش می‌یابد اما این افزایش حدی دارد. درواقع این حد را نقطه واماندگی تعیین می‌کند یعنی اگر زاویه حمله به حدی برسد که بعد از آن نیروی برآ با افت شدیدی روبرو خواهد شد. شکل ۱۰ نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله را نشان می‌دهد. در این شکل ناحیه غیرخطی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و روش تحلیلی پارامتر هندسی کشتی هوایی بدست آمده است.

ضریب برآی بیشینه هر چقدر بیشتر باشد کشتی هوایی می‌تواند در هنگام فرود با سرعت کمتر بنشیند که این خود باعث کوتاه شدن باند فرود می‌شود. در هنگام برخاست هم کشتی هوایی می‌تواند زودتر از زمین باند شود. علاوه بر این بالا بودن ضریب برآی بیشینه مصرف سوخت کمتر را کاهش می‌دهد و کشتی هوایی می‌تواند محموله بیشتری را حمل کند.

۳-۴- پایداري طولی استاتیکی کشتی هوایی

تمایل ذاتی کشتی هوایی در مخالفت با هرگونه اغتشاش برهم زننده تعادل طولی و بازگشت به حالت تعادل اولیه پس از برخورد هرگونه اغتشاش خارجی را پایداري طولی گویند. کشتی هوایی دارای پایداري طولی استاتیکی است که در اثر برخورد یک اغتشاش خارجی، یک گشتاور پیچشی حول محور y ها تولید شود و زاویه حمله کشتی هوایی تغییر کند، و کشتی هوایی با این گشتاور مخالفت کرده و زاویه حمله را به سمت زاویه اولیه میل دهد. بنابراین تغییرات ضریب گشتاور پیچشی (C_m) نسبت به زاویه حمله معیار خوبی برای تعیین پایداري طولی کشتی هوایی است.



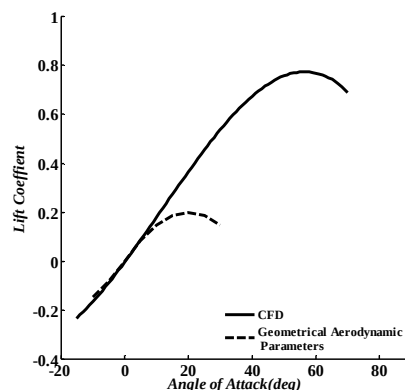
شکل ۱۳- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی کشتی هوایی با زاویه حمله و $\delta_{ELEV} = 0^\circ$ و $\beta = 0^\circ$

شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی در شکل ۱۳ برای کشتی هوایی نشان داده شده است و این امر بیان می‌کند که کشتی هوایی ناپایداري طولی استاتیکی دارد. این ویژگی کشتی هوایی بزرگ‌ترین تفاوت بین کشتی هوایی و هواپیماهای معمولی است. با این وجود، این واقعیت که کشتی هوایی پایدارتر از هواپیما معمولی است زیر سؤال می‌رود اما باید این امر را در نظر گرفت که پایداري کشتی هوایی از لحاظ دینامیکی تأمین می‌شود و بدنه بزرگ کشتی هوایی منجر به اثرات میرایی بزرگی می‌شود به خصوص هنگامی که کشتی هوایی با نرخ زاویه‌ای مانور می‌دهد [۱۴].

۴-۴- پایداري استاتیکی جانبی کشتی هوایی

پایداري استاتیکی جانبی، مخالفت ذاتی کشتی هوایی با هرگونه اغتشاش جانبی است. یک کشتی هوایی که در حال تعادل و پرواز با سرعت ثابت و ارتفاع ثابت است در نظر بگیرید. در این کشتی هوایی نوک بال‌های چپ و راست هم ارتفاع بوده و هر دو به اندازه مساوی نیروی برآ تولید می‌کنند. حال اگر یک تندباد ناگهانی رو به بالا به زیر یکی از بال‌ها برخورد کرده و آن را کمی بالا ببرد (شکل ۱۴) در صورتی که این کشتی هوایی از نظر استاتیکی جانبی پایدار باشد یک گشتاور چرخشی حول محور x ها تولید شده و کشتی هوایی به تعادل اولیه باز

در ناحیه خطی جریان، حول مقطع کشتی هوایی هموار است و خطوط جریان اکثراً با سطح تماس دارند اما با افزایش زاویه حمله جریان تمایل بیشتری به جدایش از سطح دارد.



شکل ۱۱- محدوده خطی ضریب برآ $\delta_{ELEV} = 0^\circ$ و $\beta = 0^\circ$

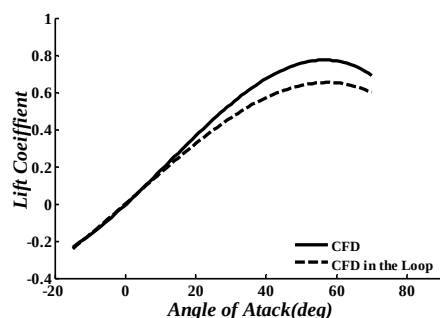
با مقایسه ضریب برآ در زوایای حمله بالا برای رسیدن به نقطه واماندگی مشاهده می‌شود روش تحلیلی موجود در مرجع [۱۱] روش مناسبی برای محاسبه ضرایب آئرو دینامیکی در زوایای حمله بالا نیست بنابراین انتظار می‌رود که روند شبیه‌سازی حاصل از داده‌های آئرو دینامیکی این روش تحلیلی درست نباشد.

۲-۴- مقایسه ضریب برآ بر اساس روش دینامیک

سیالات محاسباتی در حلقه و عدم حضور حلقه

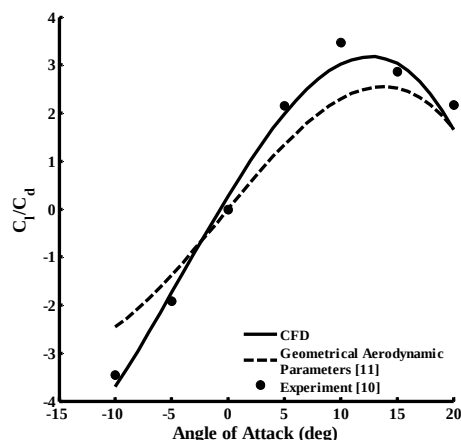
شکل ۱۲ مقایسه‌ای بین ضرایب آئرو دینامیکی محاسبه شده براساس روش دینامیک سیالات محاسباتی در حلقه (CFD in the loop) و عدم حضور در حلقه (CFD) را نشان می‌دهد.

همانطور که مشاهده می‌شود مقدار ضریب برآ در زوایای حمله پایین بر اساس هر دو روش یکسان هستند ولی با افزایش زاویه حمله و غالب شدن پدیده جدایش دارای اختلاف می‌باشند لذا درونبایی خطی بین دو زاویه حمله و تشکیل جدول آئرو دینامیکی در زوایای حمله بالا از دقت کمی برخوردار است. بدین منظور برای شبیه‌سازی جریان حول کشتی هوایی در زوایای حمله بالا و نزدیک به نقطه واماندگی از روش دینامیک سیالات محاسباتی "در حلقه" استفاده می‌گردد.

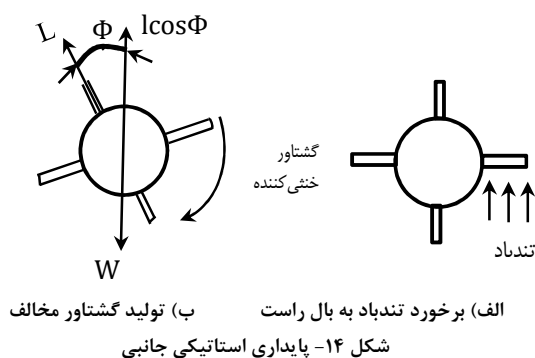


شکل ۱۲- ضریب برآ محاسبه شده بر اساس دو روش دینامیک محاسبات سیالاتی در حلقه و عدم حضور حلقه

می گردد [۱۵].

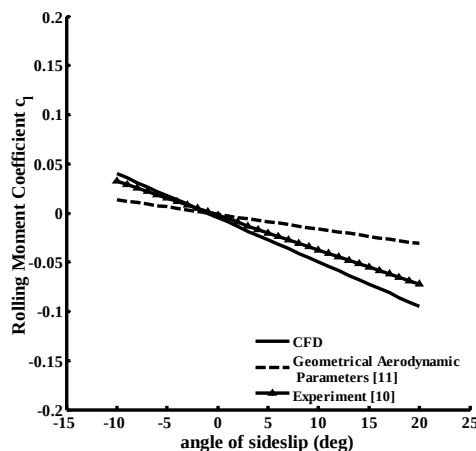


شکل ۱۶- منحنی تغییرات C_l/C_d برحسب به زاویه حمله



شکل ۱۴- پایداری استاتیکی جانبی

از نظر تحلیلی کشتی هوایی دارای پایداری جانبی استاتیکی است که شیب منحنی تغییرات ضریب C_l آن در مقابل تغییرات زاویه لغزش (β) منفی باشد. به عبارت دیگر $C_{l\beta} < 0$ باشد. این امر را می توان در شکل ۱۵ مشاهده کرد.



شکل ۱۵- منحنی تغییرات $C_{l\beta}$

۵- نتیجه گیری

پژوهش حاضر به استخراج داده های آئرو دینامیکی کشتی هوایی جهت کاربردهای شبیه سازی "در حلقه" اختصاص یافت. با توجه به اهمیت داده های آئرو دینامیکی بدست آمده برای کشتی هوایی به ویژه در زوایای حمله بالا به بررسی سه روش دینامیک سیالات محاسباتی، آزمون تونل باد و روش تحلیلی بر پایه پارامتر هندسی کشتی هوایی پرداخته شد و همچنین نحوه استفاده از این اطلاعات آئرو دینامیکی برای شبیه سازی مطابق سه روش شبیه سازی "در حلقه"، شبیه سازی مستقیم (عدم حضور در حلقه) و شبیه سازی بر مبنای پارامترهای هندسی کشتی هوایی بررسی و مقایسه ای کیفی بین این روش ها ارائه شد. در زیر خلاصه ای از نتایج حاصله ارائه شده است.

۱. ضرایب آئرو دینامیکی برآ، پساً و نیروی جانبی بر یا یکدیگر مقایسه گردید و مشاهده شد که نتایج عددی در مقایسه با نتایج تجربی از دقت خوبی برخوردار است. اما روش تحلیلی بر اساس پارامترهای هندسی برای ضرایب برآ و نیروی جانبی در زوایای حمله بالا دارای اختلاف زیادی است که حداکثر خطا در محاسبه ها در زاویه حمله ۲۰ درجه بوده که دو دلیل عمده عامل این پدیده غالب شدن سطح جدایش روی بدنه کشتی هوایی و تحت تأثیر قرار نگرفتن توسط جریان های سمتی- جانبی است.
۲. به ازای ورودی انحرافات سطوح کنترل مانند الویتور، نتایج عددی همخوانی خوبی در مقایسه با نتایج تجربی از خود بروز دادند.
۳. محدوده غیرخطی ضریب برآ کشتی هوایی تخمین زده شد و زاویه حمله ای که کشتی هوایی به نقطه واماندگی می رسد مشخص گردید.
۴. منحنی تغییرات C_l/C_d نسبت به زاویه حمله بررسی گردید و مشاهده شد که کشتی هوایی در زاویه حمله ۱۰ درجه دارای بیشترین ضریب برآ و کمترین ضریب پساً است. این زاویه بسیار با ارزش است زیرا اگر کشتی هوایی در این زاویه حمله پرواز کند بهترین کارایی را خواهد داشت.
۵. مدل آشفته گی اسپالارت آلماراس رفتار بسیار مناسبی در جدایش جریان و گردادیان فشار معکوس از خود بروز می دهد لذا برای

۴-۵- منحنی تغییرات C_l/C_d برحسب زاویه حمله

پارامتر C_l/C_d یا همان نسبت برآ به پساً یکی از مهم ترین مشخصه های کشتی هوایی است. این پارامتر معروف به "نسبت کارایی آئرو دینامیکی" است. تلاش های زیادی شده است تا می توانند این نسبت را افزایش دهند زیرا افزایش آن به زبان ساده یعنی افزایش نیروی برآ در عین کاهش نیروی پساً. در این منحنی، زاویه حمله ای که در آن C_l/C_d بیشینه می شود، مهم ترین پارامتر است.

شکل ۱۶ نشان می دهد که منحنی تغییرات C_l/C_d در زاویه حمله ۱۰ درجه دارای بیشترین مقدار است یا به عبارت دیگر کشتی هوایی مذکور در زاویه حمله ۱۰ درجه دارای بیشترین ضریب برآ و کمترین ضریب پساً است. این زاویه بسیار با ارزش است زیرا اگر کشتی هوایی در این زاویه حمله پرواز کند بهترین کارایی را خواهد داشت. همان طور که مشاهده می شود روش دینامیک سیالات محاسباتی از دقت بیشتری نسبت به روش تحلیلی برخوردار است.

Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2010-4817, Chicago, Illinois, 2010.

- [7] Jones S. and DeLaurier J., Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airships, *Journal of Aircraft*, Vol. 20, pp. 120-126, 1983.
- [8] Sahu J., Numerical computations of dynamic derivatives of a finned projectile using a time-accurate CFD method, *AIAA Paper*, vol. 6581, pp. 2007, 2007.
- [9] Lutz T., Funk P., Jakobi A. and Wagner S., Summary of aerodynamic studies on the lotte airship, in *4th International Airship Convention and Exhibition*, pp. 1-12, 2002.
- [10] Gomes S., An investigation into the flight dynamics of airships with application to the YEZ-2A, 1990.
- [11] Ashraf M. and Choudhry M., Dynamic modeling of the airship with Matlab using geometrical aerodynamic parameters, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 25, pp. 56-64, 2013.
- [12] OpenFOAM R., The open source CFD toolbox, *The OpenFOAM Foundation homepage: <http://openfoam.com>*, 2011.
- [13] Avenant G. C., Autonomous flight control system for an airship, Stellenbosch University, 2010.
- [14] Rizzo F., A study of static stability of airships, 1924.
- [15] Sadraei M. h., Stability and glight control, Vol. 2, ed Ayandeghan, 1388, pp. 121-256 (in Persian)

تعیین نقطه جدایش از این مدل آشفتگی استفاده شده است.

تنش برشی در نقاطی روی سطح صفر است محدودهای به عنوان جدایش جریان را نشان می دهد. در روش تحلیلی از اثرات لزجت صرف نظر شده است که این امر باعث می شود با افزایش زاویه حمله پدیده جدایش جریان روی سطح کشتی هوایی غالب شود و این امر باعث ایجاد خطا در محاسبه ضرایب آئرو دینامیکی در زوایای حمله بالا می گردد. در زوایای حمله نزدیک به صفر چون جریان به سطح بدنه کشتی هوایی می چسبد بنابراین مشاهده می شود که روش تحلیلی در زوایای حمله پایین از دقت خوبی برخوردار است.

۶- فهرست علائم

C_d	ضریب پسا
C_l	ضریب برآ
C_y	ضریب نیروی جانبی
c_m	ضریب گشتاور چرخشی
c_l	ضریب گشتاور پیچشی
c_n	ضریب گشتاور گردشی
M	ماتریس جرمی
v	سرعت های خطی و زاویه ای
L	طول کشتی هوایی (m)
F_d	بردار نیروها و ممان های اینرسی
A	نیروها و ممان های آئرو دینامیکی
G	نیروها و ممان های گرانشی کشتی هوایی
AS	بردار نیروی آیرواستاتیکی
P	بردار شامل نیروها و ممان های ناشی از پیشران

علائم یونانی

α	زاویه حمله (درجه)
β	زاویه لغزش جانبی (درجه)
δ_{elev}	انحراف الوتور (درجه)
δ_{rud}	انحراف الوتور (رادر)

۷- مراجع

- [1] Li Y., Nahon M. and Sharf I., Airship dynamics modeling: A literature review, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, pp. 217-239, 2011.
- [2] TI F., Guidance and control of ocean vehicles, pp. 5-56, 1998.
- [3] Munk M. M., The aerodynamic forces on airship hulls, 1924.
- [4] Jones R., The aerodynamical characteristics of the airship as deduced from experiments on models, with application to motion in a horizontal plane, *Journal of Royal Aeronautical Society*, Vol. 28, pp. 88-150, 1924.
- [5] Curtiss Jr H., Hazen D. and Putman W., LTA aerodynamic data revisited, *Journal of Aircraft*, Vol. 13, pp. 835-844, 1976.
- [6] Da Ronch A., Vallespin D., Ghoreyshi M., and Badcock K., Computation of dynamic derivatives using CFD, in *28th*