



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 1, pp.: 73-83
2022

DOI:
10.22034/JSSTA.2022.327935.1070

Article Info

Received: 2022-2-3
Accepted: 2022-3-20

Keywords

Aerostat, Aerodynamics,
LTA, CFD

How to Cite this article

Ali Jafarian, Saeed Sarkheil, Vahab Haghigat, "Aerodynamic Simulation of a Tactical Aerostat and Evaluating the Longitudinal Static Coefficients", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (1), p.: 73-83, 2022.

Original Article

Aerodynamic Simulation of a Tactical Aerostat and Evaluating the Longitudinal Static Coefficients

Ali Jafarian¹, Saeed Sarkheil^{*1}, Vahab Haghigat¹

1. Institute of Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran

*. Corresponding author

Abstract

In this paper, the computational fluid dynamics simulation of a tactical aerostat is conducted and the longitudinal static coefficients of the aerostat are evaluated. In this simulation, Fluent software and Spalart-Allmaras turbulent model are used. First, in order to validate the numerical method and the applied turbulent model, a famous airship hull is simulated and the drag coefficient at zero angle of attack is compared with the references and the CD_0 is in very good agreement with references. Then, the designed aerostat is simulated in the angle attack of -10 to 30 (degrees) then the pressure, Y^+ contours and the streamlines around the aerostat are presented. Furthermore, the aerodynamic longitudinal coefficients are calculated for 5 and 20 m/s. The results show that the aerodynamic coefficients do not vary significantly with the change of velocity and the pitch moment coefficient about the nose of the designed aerostat has a negative slope. Finally, Comparing the pitch moment coefficient of the designed aerostat with two American and Korean aerostats indicate that, the designed aerostat has more static stability.



مقاله پژوهشی

شبیه‌سازی آیرودینامیکی هواپیست تاکتیکی و استخراج ضرایب استاتیکی طولی

علی جعفریان^۱، سعید سرخیل^{۱*}، وهاب حقیقت^۱

۱. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، تهران، ایران
*. نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۱، صفحه ۷۳-۸۳
بهار و تابستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/JSSTA.2022.327935.1070

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۲۹

واژه‌های کلیدی

بالن مقید، سامانه سبک‌تر از هوا،
آیرودینامیک، دینامیک سیالات
محاسباتی

نحوه استناد به این مقاله

علی جعفریان، سعید سرخیل، وهاب حقیقت، " شبیه‌سازی آیرودینامیکی هواپیست تاکتیکی و استخراج ضرایب استاتیکی طولی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره اول، صفحات ۷۳-۸۳، ۱۴۰۱.

چکیده

در مقاله حاضر، شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی سامانه هواپیست تاکتیکی ارائه شده و ضرایب استاتیکی طولی سامانه استخراج شده است. در این شبیه‌سازی، از نرم افزار فلوئنت و مدل توربولانسی اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. ابتدا به منظور صحت‌سنجی مدل توربولانسی و روش عددی به کار رفته، شبیه‌سازی بدنه یک کشتی هوایی انجام شده و ضریب درگ در زاویه حمله‌ی صفر درجه با نتایج دو مقاله معتبر مقایسه شده است که نشان‌دهنده تطابق بسیار مناسب شده و کانتورهای فشار، γ و خطوط جریان سیال در زوایای حمله مختلف ارائه شده است. همچنین، ضرایب آیرودینامیک استاتیکی طولی سامانه برای دو سرعت ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه استخراج شده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که ضرایب آیرودینامیک در دو سرعت مختلف بسیار به هم نزدیک است و ضریب ممان پیچشی حول دماغه بالن کاملاً دارای شیب منفی است که نشان‌دهنده پایداری سامانه است. در نهایت، ممان پیچشی سامانه طراحی شده با ممان دو هواپیست امریکایی و کره‌ای مقایسه شده است. شیب نمودار ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله در بالن طراحی شده نسبت به سامانه‌های مذکور بیشتر است که نشان‌دهنده پایداری بیشتر سامانه طراحی شده است.

۱- مقدمه

به منظور تحلیل آیرودینامیک بالن‌های مقید، تست‌های تونل باد و تحلیل‌های CFD بسیار ارزان‌تر و عملی‌تر از تست‌های پروازی است [۶ و ۷]. از این‌رو، تست‌های تونل باد و تحلیل‌های CFD متنوعی بر روی بالن‌های مقید انجام شده است. هم‌چنین با توجه به شباهت زیادی که بین کشتی‌های هوایی و بالن‌های مقید وجود دارد بسیاری از مطالعات انجام شده با یکدیگر هم‌پوشانی دارند. به عنوان مثال، یک تیم تحقیقاتی در دانشگاه اشتوتگارت خواص آیرودینامیکی و توزیع فشار و میدان جریان را بر روی کشتی هوایی لوتِه با استفاده از تحلیل CFD و تونل باد به‌دست آورده است [۸-۱۰]. سومان^۱ و همکاران [۱۱] و نیز کانوریا^۲ و همکاران [۱۲] شبیه‌سازی‌های CFD بر مبنای کشتی هوایی ژیوان-۱^۳ انجام دادند. چن^۴ و همکاران [۱۳-۱۴] با شبیه‌سازی CFD و اندازه‌گیری فشار بر روی بالن مقید به بررسی اثر سرعت باد بر روی خواص آیرودینامیکی پرداختند و به این نتیجه رسیدند که شبیه‌سازی بر روی مدل با ابعاد واقعی یک روش بسیار مؤثر برای تعیین خواص آیرودینامیکی سامانه است.

هدف مقاله حاضر، بررسی رفتار آیرودینامیکی سامانه بالن مقید در جریان هوا است. این بررسی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و نرم‌افزار فلونت انجام شده است. ابتدا روش عددی و نیز مدل توربولانسی استفاده شده با استفاده از مدل‌سازی بدنه کشتی‌هوایی ژیوان-۱ صحنه‌سنجی شده و سپس مدل بالن مقید، شبکه محاسباتی تولید شده و نیز نتایج عددی شامل کانتورهای فشار، Y^+ ، خطوط جریان و ضرایب آیرودینامیکی ارائه شده و ضرایب آیرودینامیکی استاتیکی طولی استخراج شده است.

۲- صحنه‌سنجی روش شبیه‌سازی

در این مقاله برای شبیه‌سازی CFD از نرم‌افزار فلونت استفاده شده و به منظور بررسی دقت روش عددی و مدل توربولانسی مورد استفاده، نتایج شبیه‌سازی صحنه‌سنجی شده است. از این‌رو، هندسه کشتی هوایی ژیوان-۱ [۱۵] که یکی از معدود هندسه‌هایی است که پروفیل هندسی دقیق و نیز نتایج آیرودینامیک آن موجود است شبیه‌سازی شده است. شکل ۱ (الف) و (ب) هندسه مدل کشتی هوایی و نیز پروفیل دقیق بدنه آن را

با پیشرفت‌های اخیر در تکنولوژی، طرح‌های جدید در زمینه سامانه‌های سبک‌تر از هوا به لحاظ اقتصادی مقرون به‌صرفه شده است و به همین دلیل در دهه‌های اخیر شاهد گرایش روزافزون به طراحی و توسعه این سامانه‌ها هستیم [۱]. توسعه این سامانه‌ها به منظور دستیابی به فناوری فضایی در حوزه سکوهاستراتوسفری از موضوعات مورد توجه در سال‌های اخیر است و صنایع فضایی بسیاری از کشورهای پیشرفته در این زمینه تحقیقات و سرمایه‌گذاری گسترده‌ای انجام داده‌اند.

سامانه‌های هواپیست (که به عنوان بالن مقید نیز شناخته می‌شوند)، سامانه‌هایی هستند که در آنها، نیروی برآ با استفاده از گازهای سبک‌تر از هوا ایجاد می‌شود. این بالن‌ها از طریق یک افسار به زمین متصل می‌شوند و بر خلاف کشتی‌های هوایی هیچ موتوری برای پیشران ندارند. به طور کلی هواپیست‌های تاکتیکی، بالن‌هایی هستند که به لحاظ ابعادی کوچکتر هستند و قابلیت حمل محموله‌های کوچک و قابلیت عملیات در شرایط مختلف و با ارتفاع کم را دارند. با توسعه تکنولوژی در زمینه علوم مواد و تجهیزات الکترونیکی، کاربری بالن‌های مقید نیز در زمینه‌های مختلف افزایش یافته و در زمینه‌هایی نظیر پایش و نظارت، ارتباطات بی‌سیم، عملیات‌های امداد و اورژانس، پایش زمین‌های کشاورزی، ثبت داده‌های اتمسفریک، تولید توان الکتریکی، تصویربرداری هوایی و تحقیقات فضایی مورد بهره‌برداری قرار گرفته‌اند [۲-۵].

با وجود کاربرد فراوان این سامانه‌ها و با توجه به ظرفیت فراوان بهره‌برداری از آنها در داخل کشور، طراحی و توسعه بالن‌های مقید امری ضروری است. به منظور طراحی بالن مقید، مطالعات و تحقیقات علمی و فناوری در زمینه پارامترهای مؤثر بر بالن بسیار حائز اهمیت است. یکی از موارد مهم در طراحی بالن مقید، طراحی بدنه و دم‌های بالن مقید است. از این‌رو، تعیین ضرایب آیرودینامیکی این سامانه بسیار مهم است و در مقاله حاضر، رفتار آیرودینامیکی سامانه شبیه‌سازی شده و ضرایب استاتیکی طولی یک بالن مقید طراحی شده استخراج شده است.

3 Zhyuan-1
4 Chan1 Suman
2 Kanoria

جدول ۱. مشخصات هندسی مدل کشتی هوایی ژبوآن-۱

| | |
|--------|--------------------------|
| 1.8286 | طول (متر) |
| 0.5543 | قطر بیشینه (متر) |
| 0.2935 | حجم بدنه کشتی (متر مکعب) |
| 0.4416 | مساحت مرجع (متر مربع) |
| 0.6645 | طول مرجع (متر) |

شبیه‌سازی CFD باید دارای استقلال نسبت به شبکه محاسباتی باشد. به همین دلیل، شبکه‌های مختلف با تعداد سلول محاسباتی متفاوت برای شبیه‌سازی ایجاد شده است. شکل ۲، شبکه محاسباتی ایجاد شده و نواحی ریز شده در نزدیکی سطح بدنه کشتی هوایی را نشان می‌دهد. همچنین تعداد ۱۵ ردیف شبکه لایه مرزی بر روی سطح بدنه ایجاد شده است.

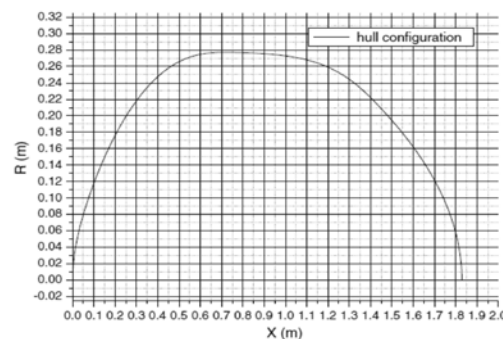
در پژوهش حاضر، به منظور شبیه‌سازی از مدل توربولانسی اسپالارت-آلماراس^۱ استفاده شده است. مدل توربولانسی انتخاب شده یکی از دقیق‌ترین مدل‌هایی است که برای شبیه‌سازی آیرودینامیک کشتی هوایی و بالن‌های هواپیما استفاده شده است. به عنوان مثال، در کار ژوبرت^۲ و همکاران [۱۶] که توسط آزمایشگاه هوافضای فرانسه^۳ (ONERA) در سال ۲۰۱۷ ارائه شده، از همین مدل توربولانسی برای تحلیل کشتی هوایی استفاده کرده است. در ولوشین^۴ و همکاران [۱۷]، مدل‌های توربولانسی مختلف در شبیه‌سازی کشتی هوایی با یکدیگر مقایسه و نشان داده شده است که مدل حاضر، دقیق‌ترین جواب را در شبیه‌سازی‌های مختلف برای این جریان ارائه می‌کند.

همچنین روش سیمپل^۵ برای حل معادلات فشار-سرعت و متد مرتبه یک برای گسسته‌سازی معادلات استفاده شده است.

نشان می‌دهد. لازم به ذکر است، از آنجاکه جریان سیال در جریان حول کشتی‌های هوایی بسیار به بالن‌های مقید شبیه است و در بسیاری از موارد پروفیل‌های بدنه به کار رفته برای هر دو سامانه یکسان است، در کار حاضر می‌توانیم از نتایج این کشتی برای صحت‌سنجی استفاده کنیم.



(الف)



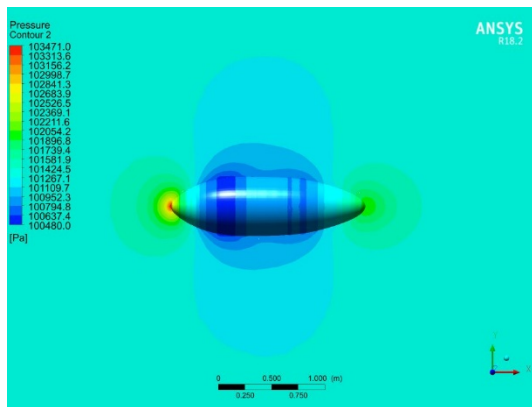
(ب)

شکل ۱. شکل کشتی هوایی ژبوآن-۱ به همراه پروفیل بدنه [۱۵]

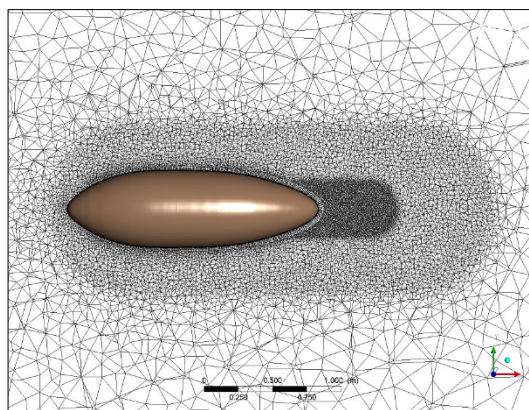
جدول ۱، مشخصات هندسی مدل مورد استفاده را نشان می‌دهد. مدل مورد نظر و شبکه محاسباتی در نرم‌افزار ICEM CFD ساخته شده است. مطابق با مرجع [۱۵]، سرعت جریان ۶۰.۳۹ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده و عدد رینولدز جریان 2.4×10^6 است.

4 Voloshin
5 SIMPLE

1 Spalart-Allmaras
2 Joubert
3 The French Aerospace Lab- ONERA



شکل ۴. کانتور فشار بر روی بدنه و در صفحه XY حول کشتی ژبوآن-۱



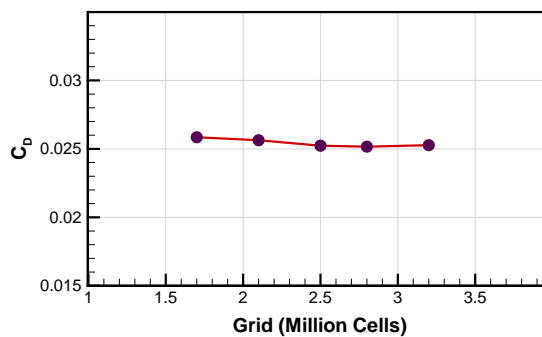
شکل ۲. شبکه محاسباتی در نزدیکی کشتی هوایی ژبوآن-۱

پس از شبیه‌سازی و تعیین مقدار نیروهای وارد بر بدنه، ضریب درگ به‌دست آمده برای بدنه ژبوآن-۱ با مقادیر به‌دست آمده از شبیه‌سازی‌های مختلف در مراجع معتبر مقایسه شده است. جدول ۲ نتایج کار سومان و همکاران [۱۱] و نتایج ردی^۱ و همکاران [۱۸] در شبیه‌سازی بدنه‌ی کشتی هوایی ژبوآن-۱ را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، مقدار اختلاف نتایج به‌دست آمده در کار حاضر، با نتایج سومان و همکاران ۲/۶۶٪ و با نتایج ردی و همکاران ۱/۹۸٪ است که نشان دهنده دقت بالای متد مورد استفاده و مدل توربولانسی در شبیه‌سازی جریان حول بدنه ژبوآن-۱ است.

جدول ۲. مقایسه نتایج و درصد خطای حاصل برای نیروی درگ با نتایج شبیه‌سازی‌های مختلف

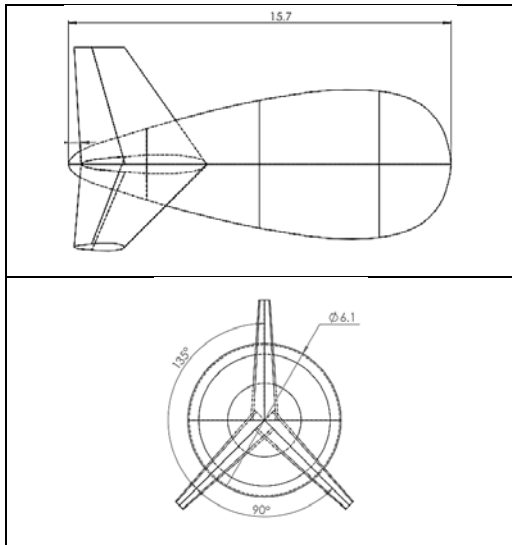
| | C_D | $\frac{ C_D - C_{D_Suman} }{C_{D_PresentWork}} \times 100$ | $\frac{ C_D - C_{D_Reddy} }{C_{D_PresentWork}} \times 100$ |
|---------------------|---------|--|--|
| Suman | 0.02456 | 0.00 | 4.64 |
| Reddy | 0.02573 | 4.64 | 0.00 |
| Present work | 0.02523 | 2.66 | 1.98 |

پنج شبکه مختلف محاسباتی با ۱/۷، ۲/۱، ۲/۵، ۲/۸ و ۳/۲ میلیون سلول برای مدل‌سازی جریان سیال ایجاد شده است. در شکل ۳، ضریب درگ بدنه کشتی هوایی ژبوآن-۱ به ازای شبکه‌های مختلف محاسباتی در زاویه حمله صفر درجه نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، با افزایش تعداد سلول‌های محاسباتی، مقدار ضریب درگ تغییرات ناچیزی داشته است که نشان دهنده استقلال حل از شبکه محاسباتی است.



شکل ۳. تغییرات ضریب نیروی درگ با افزایش تعداد نقاط محاسباتی

در شکل ۴، کانتور فشار در صفحه $Z=0$ بدنه ژبوآن-۱ نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است، بیشینه مقدار فشار در دماغه بدنه ایجاد شده و در نواحی اطراف بدنه فشار کاهش یافته است. در ضمن کانتور فشار کاملاً متقارن است.



شکل ۵. نمای جانبی طرح سه بعدی هندسه کل بالن

در این طراحی، برای پروفیل مقطع دم از پروفیل متقارن NACA0018 استفاده شده است. از آنجا که قسمت انتهایی پروفیل NACA0018 کاملاً تیز است و دم سامانه یک سازه باد شونده است، در عمل قابل ساخت نیست. از این رو، هشتاد درصد طول وتر ایرفویل از این پروفیل استفاده شده است و قسمت انتهایی آن به صورت منحنی بسته شده است. نحوه نصب سه دم بالن بر روی بدنه نیز در شکل ۵ نشان داده شده است. زاویه دم عمودی با دو دم دیگر ۱۳۵ درجه و زاویه دو دم پایینی با یکدیگر ۹۰ درجه است.

پس از ایجاد هندسه، شبکه محاسباتی با استفاده از نرم افزار ICEM-CFD ایجاد شده است. به علت تقارن هندسه و جریان نسبت به صفحه طولی، ناحیه محاسباتی به صورت یک نیم‌استوانه با طول ۲۵۰ m و قطر ۱۵۰ m در نظر گرفته شده است. به منظور شبیه‌سازی دقیق، شبکه‌بندی با دقت در نواحی مختلف انجام شده و در پشت و اطراف بالن شبکه‌ها با سایزهای مختلف ایجاد شده است. شکل ۶ تا شکل ۸، نواحی مختلف و مثلث‌بندی شبکه محاسباتی را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، در نواحی پشت دم و روی سطح دم کاملاً از شبکه محاسباتی ریز استفاده شده است تا جزئیات جریان شبیه‌سازی شود.

در کل، از ۵/۳ میلیون سلول محاسباتی در شبکه زیر استفاده شده و تعداد ۱۶ لایه شبکه محاسباتی لایه مرزی به کار رفته است.

۳- مدل‌سازی هندسی و شبکه محاسباتی

بالن طراحی شده به منظور بالا بردن محموله‌ای به جرم ۴۰ کیلوگرم تا ارتفاع ۲۰۰ متر از سطح زمین طراحی شده است. سرعت باد قابل تحمل توسط این بالن ۷۰ کیلومتر بر ساعت است. ابعاد بالن باید به گونه‌ای باشد که در شرایطی که سرعت باد صفر است (و نمی‌توان از نیروی لیفت ناشی از جریان باد استفاده کرد)، بالن بتواند محموله مورد اشاره را در ارتفاع مدنظر نگه دارد. همچنین، طراحی قسمت‌های مختلف بالن باید به گونه‌ای باشد که بالن بتواند تنش‌های ناشی از سرعت باد بیشینه را تحمل کند.

یکی از موارد مهم در طراحی بالن، تعیین محل نقطه اتصال بالن به افسار آن است. این نقطه باید به گونه‌ای تعیین شود که زاویه حمله بالن به ازای سرعت‌های مختلف باد تغییر نکند. برای این منظور، معادلات گشتاور حول نقطه گیرش نوشته شده و ترم-های دارای مولفه آیرودینامیک و سایر ترم‌ها به صورت مستقل حل می‌شوند.

از دیگر پارامترهای مهم در طراحی بالن می‌توان به طول بالن، ابعاد و هندسه دم، ابعاد بالونت، محل نصب دم و محل نصب محموله اشاره کرد. برای انجام طراحی بالن، یک چرخه طراحی کامل توسعه داده شده است که در آن تمامی پارامترهای طراحی به گونه‌ای تعیین می‌شوند که الزامات مختلف بالن برآورده شود. برخی از این الزامات عبارتند از میزان بویانسی، مقدار زاویه حمله، مداومت پروازی، پایداری و میزان عقب‌رفت بالن در اثر باد.

بالن طراحی شده دارای یک بدنه اصلی و سه دم به شکل Y برعکس در انتهای بالن است. مقدار حجم بالن $۲۸۸/۶ \text{ m}^3$ ، طول بالن $۱۵/۷ \text{ m}$ و قطر بیشینه آن $۶/۱ \text{ m}$ است. شکل ۵، نمای جانبی و عقب هندسه بالن طراحی شده را نشان می‌دهد. هندسه نمایش داده شده در این شکل شامل پروفیل بدنه بالن، هندسه دم و محل نصب دم است و برخی از اعداد مهم مربوط به هندسه بالن در آن نمایش داده شده است.

۴- یافته‌ها

در این بخش، نتایج به‌دست آمده حاصل از شبیه‌سازی ارائه شده است. لازم به ذکر است که در سامانه بالن مقید معمولاً ضرایب طولی بررسی می‌شوند. علت این امر آن است که بالن‌های مقید با استفاده از یک افسار اصلی به یک سکوی چرخان در زمین متصل می‌شوند و این سکوها قابلیت هم‌جهت شدن با باد را در هنگام عملیات بالن دارند. بنابراین سامانه، همواره خود را در جهت باد قرار می‌دهد و بدن ترتیب زاویه جانبی جریان هوا و بالن کم شده و بالن به لحاظ عرضی با باد هم‌جهت می‌شود. همچنین معمولاً زاویه حمله‌ای که بالن مقید در شرایط نرمال کاری با آن مواجه می‌شود بین صفر تا ۱۵ درجه است. در اینجا برای در دست داشتن اطلاعات آیرودینامیک بازه تغییرات زاویه حمله بزرگتر در نظر گرفته شده است و شبیه‌سازی در بازه $-10 \leq \alpha \leq 30$ انجام شده است.

ارتفاع عملکرد سامانه ۱۲۰۰ متر از سطح دریا در نظر گرفته شده است. مقادیر کمیت‌های مربوط به خواص هوا در این ارتفاع عبارت است از:

$$\rho = 1.063 \text{ kg} / \text{m}^3$$

رابطه (۱)

$$\mu = 1.753 \times 10^{-5} \text{ kg} / \text{ms}$$

تحلیل‌های جریان در دو سرعت ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه انجام شده است. لازم به ذکر است، در تحلیل نتایج بالن معمولاً از کمیت‌های طول و سطح مرجع استفاده می‌شود که این مقادیر با توجه به حجم بالن محاسبه می‌شوند و ضرایب با این مقادیر بدون بعد خواهند شد.

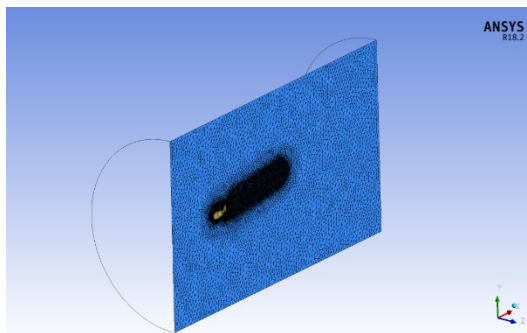
$$L_{ref} = (\nabla)^{1/3} = (286.6)^{1/3} = 6.58$$

رابطه (۲)

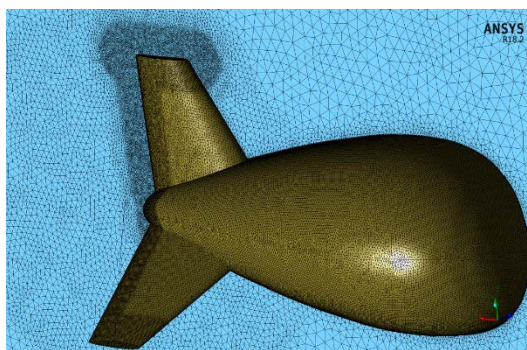
$$A_{ref} = (\nabla)^{2/3} = (286.6)^{2/3} = 43.46$$

بنابراین، مقدار عدد رینولدز حجمی در دو حالت عبارت است

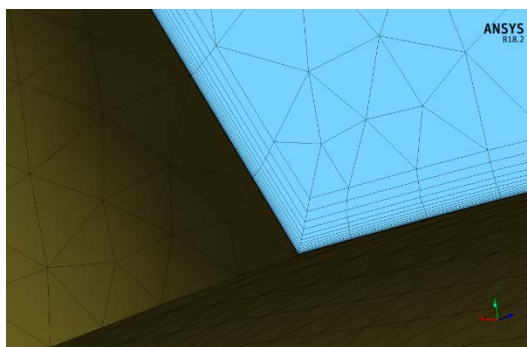
از:



شکل ۶. نمایی از دامنه حل و شبکه محاسباتی بر روی صفحه تقارن



شکل ۷. نمایی از شبکه محاسباتی بر روی صفحه تقارن و سطح بالن



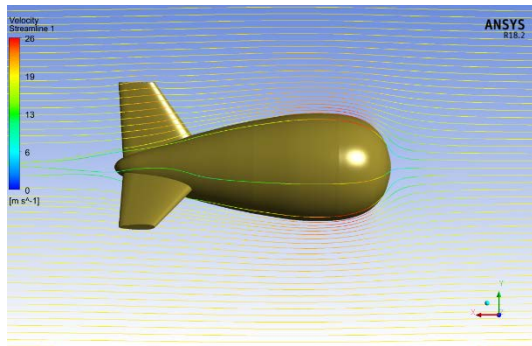
شکل ۸. نمایی از شبکه لایه مرزی بر روی سطح بالن

$$Re_{v,1} = \frac{\rho \cdot V_1 \cdot L_{ref}}{\mu} = \frac{1.063 \times 20 \times 6.58}{1.753 \times 10^{-5}} = 7.98 \times 10^6$$

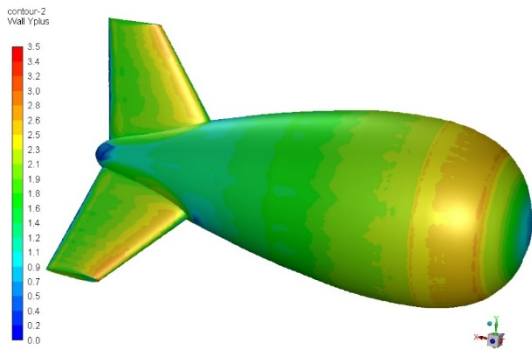
$$Re_{v,2} = \frac{\rho \cdot V_2 \cdot L_{ref}}{\mu} = \frac{1.063 \times 5 \times 6.58}{1.753 \times 10^{-5}} = 2 \times 10^6$$

در اینجا نیز مشابه با موارد توضیح داده شده در بخش صحنه‌سنجی، برای شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلوئنت از مدل توربولانسی اسپالارت-ماراس و الگوریتم سیمپل استفاده شده است. هم‌چنین از گسسته‌سازی مرتبه یک استفاده شده است.

در شکل ۹ تا شکل ۱۱، شبیه‌سازی جریان در زاویه حمله صفر درجه و سرعت ۲۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل ۹ مشخص است، در زاویه حمله صفر درجه، دماغه بالن نقطه سکون جریان است و در این ناحیه فشار کاملاً افزایش پیدا کرده است. هم‌چنین در شکل ۱۰، خطوط جریان سیال در اطراف بدنه در زاویه حمله صفر نشان داده شده است. در این حالت، جریان یکنواخت و بدون ایجاد گردابه در اطراف بالن دیده می‌شود. کانتور Y+ نیز در شکل ۱۱ نشان داده شده است که در تمام سطح بالن این مقدار این پارامتر کمتر از ۳/۵ است که نشان دهنده شبیه‌سازی دقیق جریان توربولانسی بر روی بدنه بالن است.

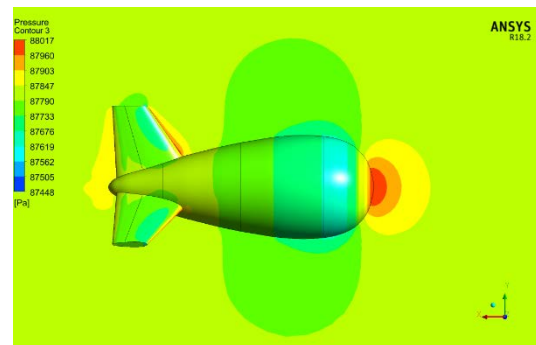


شکل ۱۰. خطوط جریان سیال در زاویه حمله صفر درجه



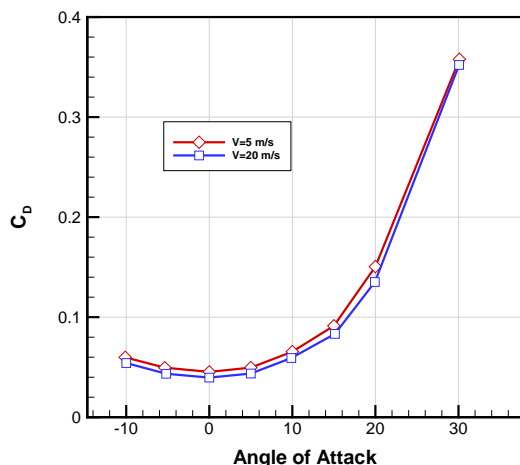
شکل ۱۱. کانتور Y+ بر روی بدنه بالن مقید در زاویه حمله صفر درجه

شکل ۱۲، کانتور فشار جریان سیال بر روی بدنه سامانه بالن و نیز در صفحه تقارن را به ازای زاویه حمله ۳۰ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، در این حالت ناحیه زیرین بدنه بالن دارای فشار بیشتری است و سطح روی بال‌ها نیز فشار کمتری نسبت به سطح زیرین آن تجربه خواهند کرد. در شکل ۱۳، خطوط جریان سیال در اطراف بدنه را در زاویه حمله ۳۰ درجه نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، در این حالت گردابه‌های بزرگی در اطراف و پشت بالن ایجاد می‌شود و تا دوردست ادامه پیدا می‌کنند. در ضمن بر روی سطح بال نیز گردابه‌هایی ایجاد شده است. بررسی کانتور پارامتر Y+ در این حالت نیز نشان می‌دهد که در شرایط جریان مدل توربولانسی به خوبی عمل کرده است.

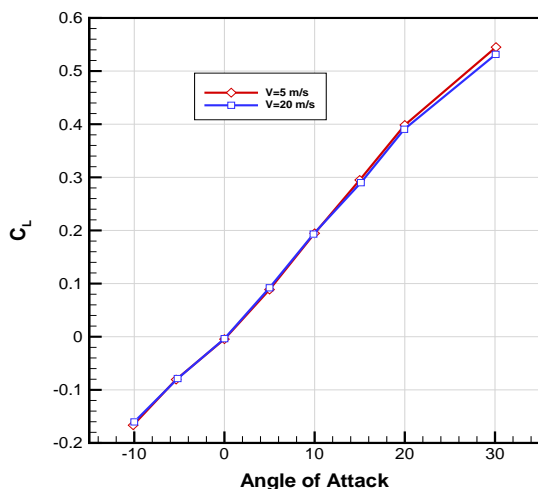


شکل ۹. کانتور فشار جریان سیال در زاویه حمله صفر درجه

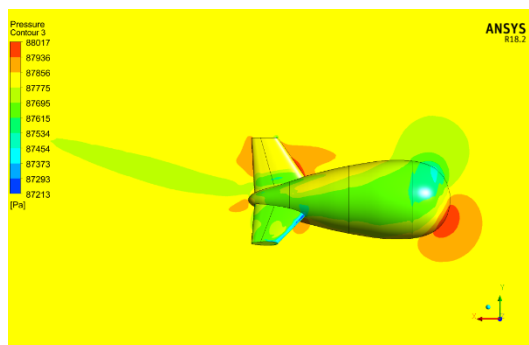
متر بر ثانیه بسیار به یکدیگر نزدیک هستند. علاوه بر این، شیب نمودار در تمامی زوایای حمله منفی است که نشان دهنده پایداری سامانه است.



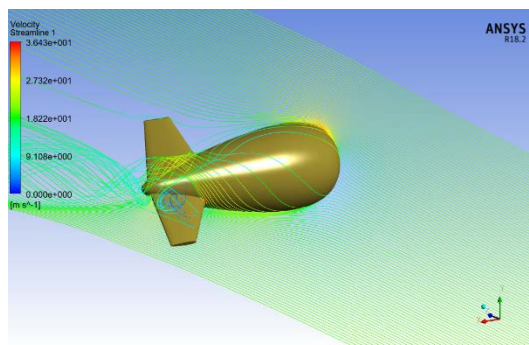
شکل ۱۴. تغییرات ضریب درگ بر حسب زاویه حمله در سرعت‌های ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه



شکل ۱۵. تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله در سرعت‌های ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه

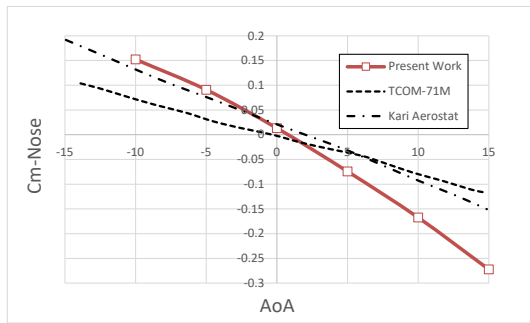


شکل ۱۲. کانتور فشار جریان سیال در زاویه حمله ۳۰ درجه

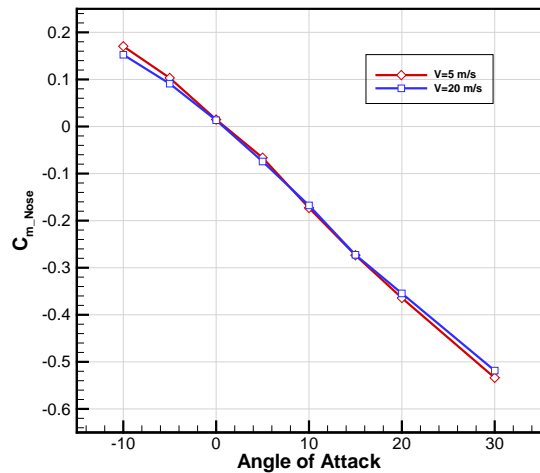


شکل ۱۳. خطوط جریان سیال در زاویه حمله ۳۰ درجه

در پروژه حاضر، شبیه‌سازی جریان در دو سرعت مختلف ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه انجام شده است. در واقع با داشتن ضرایب آیرودینامیک در دو عدد رینولدز مختلف، می‌توان در اثر تغییر سرعت یا ارتفاع عملکرد بالن، مقدار ضرایب آیرودینامیک را در آن شرایط خاص تخمین زد. برای این منظور، پس از شبیه‌سازی جریان در نرم‌افزار مقادیر ضرایب استخراج شده است. شکل ۱۴، تغییرات ضریب درگ بالن را با تغییرات زاویه حمله در دو سرعت ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است، مقادیر ضریب درگ در دو سرعت بسیار به یکدیگر نزدیک است. در شکل ۱۵ نیز، تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله نشان داده شده است. در اینجا نیز مقدار ضریب به‌دست آمده در هر دو سرعت (که بسیار به یکدیگر نزدیک هستند) روند صعودی را با افزایش زاویه حمله نشان می‌دهد. شکل ۱۶ نیز تغییرات گشتاور پیچ را با تغییرات زاویه حمله نشان می‌دهد. در این شکل، محل گشتاور دماغه بالن است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، ضریب گشتاور پیچ حول دماغه نیز در دو سرعت ۵ و ۲۰



شکل ۱۷. مقایسه ضریب گشتاور پیچ حول دماغه بین بال طراحی شده و سامانه‌های KARI و TCOM71M



شکل ۱۶. تغییرات ضریب گشتاور پیچ حول دماغه بر حسب زاویه حمله در سرعت‌های ۵ و ۲۰ متر بر ثانیه

۵- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، شبیه‌سازی آیرودینامیکی یک بالن مقید تاکتیکی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده است. به منظور شبیه‌سازی از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است و برای مدل‌سازی جریان توربولانسی حول بالن از مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. ابتدا این مدل توربولانسی و روش شبیه‌سازی برای مدل کردن بدنه یک کشتی هوایی به کار رفته است و نتایج به دست آمده با نتایج مقالات معتبر صحت‌سنجی شده است. نتایج حاصل شده دارای تطابق بسیار نزدیک با مقالات ذکر شده است. سپس از این روش برای شبیه‌سازی جریان حول بالن مقید با در دو عدد رینولدز و زاویه حمله‌های مختلف به کار رفته است و کانتورهای فشار، Y^+ و خطوط جریان به همراه نمودارهای ضرایب لیفت، درگ و ممان پیچشی برای سامانه ارائه شده است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

به منظور مقایسه بهتر و درک کیفی نسبت به پایداری سامانه طراحی شده، نمودار گشتاور پیچ بالن طراحی شده با دو نمونه از بالن‌های معروف دنیا مقایسه شده است. بالن‌هایی که برای مقایسه انتخاب شده‌اند، بالن امریکایی تی‌کام-۱۷۱ محصول شرکت معتبر تی‌کام و بالن گری^۲ محصول کشور کره جنوبی است [۱۹]. شیب نمودار $Cm-\alpha$ تعیین کننده پایداری استاتیکی سامانه است. در صورتی که شیب این نمودار منفی باشد، سامانه پایدار است و مثبت بودن شیب به معنای ناپایداری سامانه است. شکل ۱۷ مقایسه بین تغییرات Cm بر حسب زاویه حمله را برای سه سامانه ذکر شده در بازه $-15 < \alpha < 15$ نشان می‌دهد. البته باید دقت شود که ابعاد سامانه‌هایی که برای مقایسه انتخاب شده‌اند چندین برابر بالن شبیه‌سازی شده است و مقدار عدد رینولدز جریان متفاوت است و این مقایسه تنها به منظور مقایسه کیفی ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است، هر سه سامانه دارای حالت پایدار در این بازه هستند و با توجه به شیب نمودارها، پایداری سامانه طراحی شده از دو سامانه تی‌کام-۱۷۱ و گری بیشتر است.

AIAA lighter-than-air systems technology conference, Dallas, TX, USA, 2015.

- [13] S. C. Chan, K. Shervington and J. Hunt, "Wind tunnel study of a large aerostat, CFD validation," *AIAA lighter-than-air systems technology (LTA) conference*, Daytona Beach, FL, USA, 2013.
- [14] S. C. Chan SC and J. Hunt, "Wind tunnel study of a large aerostat," *AIAA 11th aviation, technology, integration, and operations conference and 19th lighter-than-air technology conference*, Virginia Beach, VA, USA, 2011.
- [15] W. Xiao-liang, F. Gong-yi, and D. Deng-ping, "Experimental investigations on aerodynamic characteristics of the zhiyuan-1 airship," *Journal of Aircraft*, vol. 47, pp. 1463-1468, 2010.
- [16] G. Joubert, , and R. Jean-François, "Open-Source CFD Code Assessment for Lighter-Than-Air Aerodynamic Flows Simulation," *52nd 3AF International Conference on Applied Aerodynamics*, 2017.
- [17] V. Voloshin, K. C. Yong, and K. C. Rajnish, "A comparison of turbulence models in airship steady-state CFD simulations," *arXiv preprint arXiv*, pp. 1210.2970, 2012.
- [18] M. D. Reddy and R. S. Pant, "CFD analysis of axisymmetric bodies of revolution using OpenFOAM," *2018 Applied Aerodynamics Conference*, p. 333, 2018.
- [19] H. Lynn et. al., "Aerodynamic Design of KARI Mid-sized Aerostat," *International Journal of Aeronautical and space science*, Vol7, No 1, pp:43-53, 2006.



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)

- [1] S. Chan and J. Hunt. "Wind tunnel study of a large aerostat." 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, including the AIAA Balloon Systems Conference and 19th AIAA Lighter-Than. 2011.
- [2] D. Dexheimer, *Tethered Balloon System (TBS) Instrument Handbook*. No. DOE/SC-ARM-TR-206. DOE Office of Science Atmospheric Radiation Measurement (ARM) Program (United States), 2018.
- [3] A. Saleem, and M. H. Kim. "Aerodynamic analysis of an airborne wind turbine with three different aerofoil-based buoyant shells using steady RANS simulations." *Energy Conversion and Management*, Vol. 177, pp. 233-248. 2018.
- [4] C. U. Vehicles and M. E. Rogers, "LIGHTWEIGHT AEROSTAT SYSTEM (LAS) A New Concept In Security Surveillance and Communications Relay," 2009.
- [5] P. Bilaye, V. N. Gawande, U. B. Desai, A. A. Raina, and R. S. Pant, "Low cost wireless internet access for rural areas using tethered aerostats," *IEEE Reg. 10 Colloq. 3rd Int. Conf. Ind. Inf. Syst. ICIIIS 2008*, no. 06, pp. 6–10. 2008.
- [6] Smith, Steve, et al. "HiSentinel80: flight of a high altitude airship, 11th AIAA Aviation Technology." *Integration, and Operations (ATIO) Conference*, Virginia Beach, VA. 2011.
- [7] S. P. Androulakakis and R. Judy, "Status and plans of high altitude airship (HAATM) program," *AIAA lighter than-air systems technology (LTA) conference*, Daytona Beach, FL, USA, 2013.
- [8] T. Lutz, P. Funk, A. Jakobi, et al. "Summary of aerodynamic studies on the LOTTE airship," *Proceedings of the 4th international airship convention and exhibition*, Cambridge, UK, 2002.
- [9] P. Funk, T. Lutz and S. Wagner, "Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship," *Aerospace Science Technology*, 7, pp. 603–610. 2003.
- [10] P. Funk, A. Jakobi, T. Lutz, et al., "Experiments on the Flow field of an inclined airship body," *Proceedings of the international airship convention and exhibition*, Friedrichshafen, Germany, 2000.
- [11] S. Suman, S. Lakshmi pathy and R. S. Pant, "Evaluation of assumed-transition-point criterion in context of Reynolds-averaged simulations around lighter-than-air Vehicles," *J Aircraft*, 50, pp. 450–456. 2011.
- [12] A. A. Kanoria, K. Panchal and R. Dongre, et al. "Computational modelling of aerodynamic characteristics of airships in arbitrary motion," *22nd*