

طراحی، ساخت و تحلیل آیرودینامیکی یک مدل کشتی هوایی کوچک کنترل از راه دور

احمد شرفی*^۱، محمد اعلائی^۲، محسن دهقانی^۳

۱- مربی دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوافضا

۲- استادیار دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوافضا

۳- استادیار دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۱۲/۲۰ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۰/۱۵)

چکیده

در این تحقیق، به طراحی، ساخت و تحلیل آیرودینامیکی یک کشتی هوایی کوچک کنترل از راه دور پرداخته می‌شود. این کشتی هوایی، باید توانایی حمل یک محموله ۲ کیلوگرمی را داشته باشد. در این تحقیق با استفاده از روابط تئوری و تجربی موجود، به طراحی قسمت‌های مختلف یک کشتی هوایی از قبیل پوشش، کابین و مجموعه دم کنترلی پرداخته شده است. برای بررسی صحت طراحی صورت گرفته، از نرم افزار دیجیتال دتکام برای بررسی تحلیلی عملکرد و همچنین فلونت برای بررسی عددی جریان حول این وسیله پرنده و محاسبه نیروها و گشتاورهای وارده به آن استفاده شده است. بررسی‌ها، در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه و در محدوده زوایای حمله از ۱۰- تا ۱۰+ درجه، انجام شده است. در بررسی توسط فلونت، از شبکه بی‌سازمان و مدل آشفتگی $k-\omega SST$ استفاده شده است. نتایج بررسی‌ها نشان داد که کشتی هوایی در نرم افزار دیجیتال دتکام بخوبی مدل شده است. همچنین در زوایای حمله پایین، همخوانی خوبی بین داده‌های فلونت و دیجیتال دتکام مشاهده می‌شود و می‌توان در مرحله طراحی، برای بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی از نرم افزار دیجیتال دتکام بجای فلونت استفاده کرد. در تمامی زوایای حمله، کشتی هوایی دارای پایداری استاتیکی می‌باشد و در زوایای حمله پایین دارای کمترین میزان پایداری و بیشترین مقدار مانور پذیری است. ضریب پسا بدست آمده از نرم افزار دیجیتال دتکام دارای اختلاف فاحشی با ضریب پسای فلونت و مراجع دیگر می‌باشد و لذا برای پیش بینی آن در مراحل طراحی، نمی‌توان از نرم افزار دیجیتال دتکام استفاده کرد. **واژه‌های کلیدی:** کشتی هوایی، فلونت، دیجیتال دتکام، ضرایب آیرودینامیکی، طراحی و ساخت.

Design, fabrication and aerodynamic analysis of a remote-controlled small airship model

Ahmad Sharafi*, Mohammad Alaei, Mohsen Dehghani

Abstract

In this research, the design, fabrication, and aerodynamic analysis of a small remote-controlled airship are investigated. The airship must be capable of carrying a 2kg payload. In this research, the design of various parts of an airship such as envelope, gondola and tail has been investigated by using theoretical and empirical formulas. To check the accuracy of the design, digital datcom software was used to perform an analytical analysis as well as the fluent software to numerically evaluate the flow around the airship and calculate the forces and moments applied to it. The investigations were carried out at a free stream speed 15m / s and in the various angles of attack from -10 ° to 10 °. In the numerical study with fluent software, the unstructured grid and the $k-\omega SST$ turbulence model were used. The results showed that the airship was well modeled in digital Datcom software. Also, at low angles of attack, the good agreement between fluent's data and digital Datcom's data is observed. Digital Datcom's data can be used to obtain aerodynamic coefficients during the design phase. At all angles of attack, the airship has static

stability and at low angles of attack, it has the least stability and maximum maneuverability. The drag coefficient obtained from Digital Datcom has a significant difference with the Fluent and other references data. therefore, Digital Datcom cannot be predicted at design phases for the drag coefficient.

Key words: Airship, Fluent, Digital Datcom, Aerodynamic Coefficients, Design and Fabrication.

مقدمه

طی سالیان گذشته انواع مختلفی از ربات‌های متحرک خودکار یا کنترل از راه دور توسعه داده شده است. بسیاری از این ربات‌ها برای حرکت روی زمین یا چرخ یا پا استفاده می‌کنند تا بتوانند ماموریت مورد نظر را به انجام برسانند. در بعضی موارد، بدلیل ماهیت موانع یا نوع ماموریت تعریف شده برای ربات، استفاده از رباتهایی که بر روی زمین حرکت می‌کنند، امکان‌پذیر نیست. در این-گونه موارد، استفاده از ربات‌های پرنده یک راه حل منطقی است. با توجه به این نیاز، وسایل پرنده بدون سرنشین هوشمند را می‌توان به عنوان ربات‌های پرنده در نظر گرفت. استفاده از این وسایل پرنده بدون سرنشین یا ربات‌های پرنده، دارای کاربردهای گسترده‌ای است که از جمله آنها می‌توان به نظارت تصویری، مانیتورینگ وضعیت در هنگام حوادث غیر مترقبه، مانیتورینگ و نظارت بر وضعیت ترافیک، جستجو و نجات، تهیه تصاویر هوایی و نقشه برداری و کاربردهای سینمایی اشاره کرد. ربات‌های پرنده معمولاً دارای اشکالی بصورت بال ثابت، بال چرخان و یا سبک-تر از هوا هستند. در سال‌های اخیر، انواع بال چرخان مثل هلی-کوپتر و سبک‌تر از هوا مثل کشتی‌های هوایی، بدلیل قابلیت مانورپذیری بالا و پرواز ایستا-که در بسیاری از کاربردهای رباتیک مورد نیاز است- بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. کشتی‌های هوایی نیز بدلیل دارا بودن ماهیت پرواز بدون حادثه، کاربردهای بسیاری در زمینه تحقیقات و پروژه‌های ربات‌های پرنده دارند. در این پرنده‌ها، نیروی برآ با استفاده از یک گاز سبک‌تر از هوا تامین می‌شود و چون نیروی برآی آن از نوع آبرو استاتیکی است، بنابراین هزینه پرواز ایستایی آنها پایین است.

کشتی هوایی، یک وسیله پرنده سبک‌تر از هوا است که هیچگونه شباهتی با هواپیماهای بال ثابت و بال متحرک ندارد. برخلاف هواپیماهای رایج، در این نوع وسایل، نیروی بالا برنده اصلی به جای بال‌ها و ملخ‌ها توسط نیروی شناوری تولید می‌شود. گازهای درون بالون کشتی هوایی، به دلیل دارا بودن چگالی کمتر از اتمسفر محیط اطراف و براساس قانون

ارشمیدس، نیروی بالا برنده را تولید می‌کنند. کشتی‌های هوایی برای حرکت نیاز به نیروی کمی دارند که متناسب با آن هزینه‌های بالای جا به جایی به شدت کاهش می‌یابد. این جا به جایی می‌تواند شامل حمل یک آنتن مخابراتی، رادار یا یک سیستم شناسایی باشد. امروزه کشتی‌های هوایی بدون سرنشین، کاربردهای گسترده‌ای در پروژه‌های تحقیقاتی پیدا کرده‌اند. اینگونه پرنده‌ها بعنوان یک پلتفرم کم سرعت و ارتفاع پایین، دارای پتانسیل زیادی برای جستجو، مانیتورینگ متغیرهای محیطی، جمع‌آوری اطلاعات مورد نیاز در سیستم-های اطلاعات جغرافیایی و نظارت تصویری، جایگزینی برای آنتن تلفن همراه و ماهواره، اینترنت و مخابرات پهن باند هستند [۱-۵]. در حال حاضر بعد از فراموشی کشتی هوایی پس از جنگ جهانی دوم، کشورهای صاحب تکنولوژی و ارتش‌های قدرتمند دنیا رو به استفاده از کشتی هوایی آورده‌اند. هزینه‌های کم تولید و استفاده نسبت به تجهیزاتی که کار مشابه را انجام می‌دهند، قابلیت تعمیر و نگهداری آسان، نیاز به خدمه کم و آسیب پذیری پایین بخشی از دلایل استفاده مجدد از کشتی-های هوایی است. همچنین عدم سانحه‌ی سنگین به جهت سبک‌تر از هوا بودن پرنده، عدم نیاز به باند پروازی جهت پرواز و همچنین نسبت بسیار پایین هزینه به وزن و هزینه به مداومت پروازی در کشتی‌های هوایی نسبت به سایر پرنده‌ها، برخی از مهم‌ترین دلایل استفاده از کشتی‌های هوایی بدون سرنشین هستند. از دیگر کاربردهای پرنده‌های بدون سرنشین می‌توان به مانیتورینگ ترافیک، نظارت بر خطوط لوله‌های نفتی، جستجو و نجات در هنگام حوادث غیر مترقبه و ... نام برد که استفاده از کشتی‌های هوایی بدون سرنشین نیز در این کاربردها می‌تواند مزیت‌هایی بدنبال داشته باشد. بسیاری از مطالعات مربوط به مانیتورینگ متغیرهای محیطی، احتیاج به سرعت و ارتفاع پروازی کم در کنار توانایی پرواز ایستایی و همچنین عدم تاثیر نامطلوب روی محیط و مداومت پروازی بالا را دارند. مهم‌ترین مزیت کشتی‌های هوایی در مانیتورینگ متغیرهای محیطی این است که نیروی برآی آنها

آنها در این بررسی، برای مقایسه بین طراحی مفهومی و تحلیل عملکردی انجام شده، یک مدل آیروشیپ کنترل از راه دور ساختند و تست‌های پروازی آن را انجام دادند. نتایج بدست آمده در تست‌های پروازی با استفاده از یک سیستم ثبت صدا و تصویر، سازگاری خوبی با نتایج تحلیل عملکردی دارد [۸].

طراحی، ساخت و راه اندازی کشتی‌های هوایی کنترل از راه دور در هند توسط گواله^۴ و همکارانش صورت گرفته است [۹]. آنها در این تحقیق، تجربیات خود را در زمینه طراحی، ساخت و آزمایش کشتی‌های هوایی کنترل از راه دور در هند توضیح داده‌اند. آنها همچنین شرح مختصری از روش‌های اندازه‌گیری و محاسبات طراحی اولیه یک کشتی هوایی کنترل از راه دور که برخی از الزامات تعریف شده توسط کاربر را انجام می‌دهد، را در تحقیقشان آورده‌اند. آنها در بخش طراحی، جزئیات پروفیل‌های استاندارد مخزن برای کشتی‌های هوایی، انواع مواد مورد استفاده برای ساخت مخزن و بالچه‌ها و خواصشان، شناوری اولیه و محاسبات آیرودینامیکی و سپس پایدار کننده، اندازه بالچه کنترلی و سیستم پیشرانش را آورده‌اند. آنها همچنین در بخش ساخت، روش آب‌بندی فرکانس رادیویی را برای رسیدن به شکل مخزن و بالچه‌ها ارائه داده‌اند و مسایل مهم مربوط به یکپارچه سازی سیستم و انجام آزمایش را مورد بحث قرار داده‌اند. آنها در این تحقیق، جزئیات مربوط به دو کشتی هوایی کنترل از راه دور که در هند توسعه داده شده‌اند را نیز ارائه داده‌اند [۹].

تحلیل عملکرد پروازی یک کشتی هوایی ترکیبی توسط ژانگ^۵ و همکارانش برای تجدید نظر در روابط عملکردی کشتی‌های هوایی انجام شده است [۱۰]. در این بررسی، یک مدل تحلیلی بهینه عملکرد پروازی برای یک کشتی هوایی ترکیبی، پیشنهاد شده است. هدف از این مدل، تهیه یکسری از روابط جدید است که برای یک کشتی هوایی مناسب‌تر باشند. روابط جدید برای تحلیل عملکرد پایا و شتاب‌دار یک کشتی هوایی ترکیبی بصورت سیستماتیک استخراج شده‌اند. مزیت اصلی روابط جدید این است که رابطه بین عملکرد پروازی یک کشتی هوایی ترکیبی و هواپیما را با بیان واضح‌تر و ساده‌تر نشان می‌دهند. آنها بر مبنای روابط جدید، مقایسه‌های نظری برای نشان دادن مزایا و معایب یک کشتی هوایی انجام داده‌اند. برآورد عملکرد پروازی یک مدل کشتی هوایی ترکیبی با

آیرواستاتیکی است و به همین دلیل در این وسایل، نیازی به مصرف انرژی زیاد برای پرواز نیست.

جدول ۱، یک مقایسه بین قابلیت‌های پروازی انواع هواگرد را نشان می‌دهد. مقایسه صورت گرفته در این جدول حاکی از برتری کشتی‌های هوایی در مقایسه با انواع دیگر هواگردها می‌باشد.

جدول ۱-مقایسه توصیفی قابلیت انواع هواگردها [۶].

ویژگی	هواپیما	هلی کوپتر	کشتی هوایی
هزینه پرواز	متوسط	زیاد	کم
مدت زمان پرواز	متوسط	کم	زیاد
توانایی پرواز ثابت	ندارد	دارد	دارد
نسبت بار به وزن	متوسط	کم	زیاد
مانور پذیری	متوسط	زیاد	کم
نشست و برخاست عمودی	ندارد	دارد	دارد
مصرف سوخت	متوسط	زیاد	کم
لرزش	متوسط	زیاد	کم
تولید صدا	متوسط	زیاد	کم

دورینگتون^۱، پسای یک کشتی هوایی گروهی مخروطی شکل را محاسبه کرده است [۷] او در این تحقیق، ضریب پسای کشتی‌های هوایی دارای بدنه ساده را با کشتی‌های هوایی کامل، با هم مقایسه کرده است. داده‌ها، از آزمایش‌های پروازی یک بالون گروهی- مخروطی شکل قابل هدایت که از هلیوم پر شده است، اخذ شده‌اند. نتایج تست‌های تونل باد انجام شده توسط او نشان می‌دهد که قرار دادن یک مخروط در پشت یک کره ضریب پسای آن را در حدود ۵۰ درصد کاهش می‌دهد اما داده‌های آزمایشات پروازی نشان می‌دهد که ضریب پسای کشتی هوایی گروهی مخروطی شکل نسبتاً بالاست [۷].

ای یو^۲ و همکارانش ساده‌ترین پیکربندی ترکیبی یک کشتی هوایی را به نام اروشیب^۳ ارائه نموده‌اند که این پیکربندی ترکیبی از یک کشتی هوایی و یک بال است که الزامات مورد نیازی نظیر نسبت برخاست به نشست، پرواز سرعت پایین و کنترل/ مانور را برای ماموریت‌های پروازی تعیین شده برآورده نماید [۸]. آنها در این تحقیق، یک تحلیل عملکرد پروازی برای این اروشیب انجام داده‌اند. هدف از این تحلیل، دستیابی به نسبت بهینه نیروی برآی هواپیست به وزن کلی اروشیب برای رسیدن به حداکثر نسبت برآ به پسا است.

استفاده از مدل ارائه شده توسط آنها، نتایج منطقی را نشان می‌دهد [۱۰].

آندانا^۷ و همکارانش پارامترهای آیرودینامیکی یک کشتی هوایی بهمراه بال و بدون بال را بصورت عددی بررسی کرده- اند [۱۱]. در این تحقیق، ضرایب گشتاور و نیروهای وارده به کشتی هوایی در محدوده‌ای از زوایای حمله محاسبه شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که در زوایای حمله مثبت، اضافه نمودن یک بال به یک کشتی هوایی متعارف نسبت به کشتی هوایی بدون بال، باعث افزایش سه برابری نیروی برآ می‌شود این در حالی است که نیروی پسا به میزان ۱۹ تا ۵۸ درصد افزایش می‌یابد. آنها همچنین دریافتند که پایداری‌های طولی و سمتی در هر دو مدل بصورت استاتیکی ثابت هستند اما برای کشتی هوایی معمولی و کشتی هوایی بهمراه بال، پایداری غلتشی ضعیفی بدست می‌آید. در ضمن کشتی هوایی بدون بال، پایداری طولی نسبتاً بیشتری نسبت به کشتی هوایی ترکیبی دارد و کشتی هوایی بدون بال فقط در محدوده زوایای ۵- تا ۵ درجه دارای پایداری استاتیکی غلتشی می‌باشد ولی کشتی هوایی بال دار در تمامی زوایای حمله دارای پایداری غلتشی نیست. نتایج شبیه سازی عددی آنها همچنین نشان داد که تغییر محل بال و زاویه هفتی آن تاثیر مثبت زیادی در پایداری غلتشی دارد و با افزایش فاصله بال از مرکز جرم و در زاویه هفتی ۵ درجه، حرکت غلتشی کشتی هوایی دارای بال نیز پایدار می‌شود [۱۱].

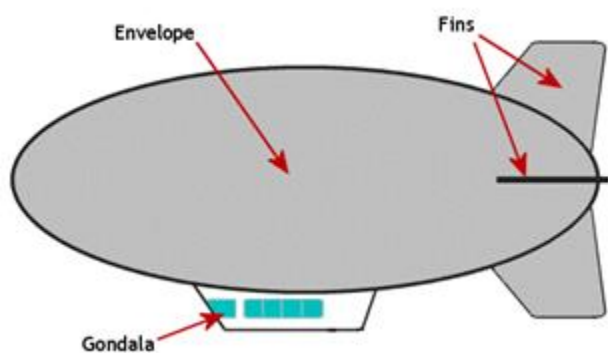
پیش بینی عددی مشتقات پایداری یک کشتی هوایی توسط ونگ^۷ انجام شده است [۱۲]. او در این مطالعه، یک روش که بتواند مشتقات پایداری را از طریق یک رویکرد عددی ناپایا و آنالیز فوریه ارائه دهد، معرفی نموده است. او در این بررسی، از شبکه‌های ترکیبی متشکل از شبکه‌های سازمان یافته لایه مرزی لزج و شبکه‌های بی‌سازمان استفاده کرده است. در این بررسی، میدان جریان به دو ناحیه درونی و بیرونی تقسیم شده است. شبکه تغییر شکل دینامیکی از طریق حرکت شبکه با بدنه در ناحیه درونی و مقایسه اسپرینگ در ناحیه بیرونی به روز شده است. این روش می‌تواند کیفیت شبکه را به میزان قابل توجهی نسبت به روش شبکه دینامیکی کل ناحیه در طول مسیر حرکت بدنه، بالاتر نگه دارد. در این بررسی همچنین اعتبار روش عددی و رویکرد شبکه دینامیکی برای ایرفویل NACA-0012 تایید شده است. همچنین، روش

محاسبه مشتقات پایداری بوسیله یک کره دوکی شکل تایید شده است و در ضمن در این تحقیق، اثرات وجود بالچه‌ها در مشتقات پایداری یک کشتی هوایی مورد بررسی قرار گرفته است و روش پیشنهاد شده در این تحقیق، می‌تواند برای محاسبه مشتقات پایداری برای دیگر وسایل هوایی و زیردریایی‌ها استفاده شود [۱۲].

مقایسه بین داده‌های دیجیتالی دتکام و تونل باد برای یک مدل عمومی کشتی هوایی ترکیبی دارای بال، توسط الحق^۸ و همکارانش انجام شده است [۱۳]. در این تحقیق مشخصه‌های آیرودینامیکی و پایداری یک کشتی هوایی دارای بال در سرعت مادون صوت پایین با استفاده از نرم افزار دیجیتالی دتکام محاسبه شده‌اند. در این بررسی، پوسته کروی بیضوی شکل^۹ کشتی هوایی به همراه جزئیات بال و قسمت دم در نرم افزار دتکام مدل شده است و پیش‌بینی ضریب پسای برآ صفر، ضریب برآ و ضریب گشتاور پیچشی مورد نظر بوده است. آنها دریافتند که بجز ضریب پسا، نتایج تحلیلی بدست آمده دارای روندی یکسان با داده‌های تجربی هستند و همخوانی خوبی با داده‌های تجربی دارند [۱۳].

تخمین عددی پارامترهای آیرودینامیکی یک کشتی هوایی بصورت عددی توسط کدام^{۱۰} و همکارانش صورت گرفته است [۱۴]. آنها در این بررسی، شکل کامل یک کشتی هوایی که شامل پوسته، بالچه‌های کنترلی و قسمت دم قایقی می‌باشد، را در زوایای حمله مختلف بصورت عددی تحلیل کرده‌اند. نتایج کار آنها نشان می‌دهد که برای پوسته کشتی هوایی یک تطابق خوبی با نتایج تجربی با دقت ۱۰/۲۴ درصد در محدوده زوایای حمله ۱۵- تا ۱۵ درجه وجود دارد. با اضافه کردن بالچه- های کنترلی به پوسته، نیروی پسا به میزان ۱۶/۱۲ درصد افزایش می‌یابد و برای زوایای حمله بالاتر، بایستی مدل توربولانسی بهینه‌تری در نظر گرفته شود [۱۴].

الحق و همکارانش، یکسری آزمایشات تونل باد را برای ایجاد بانک اطلاعات واقعی از مشتقات آیرودینامیکی و پایداری یک کشتی هوایی را انجام داده‌اند [۱۵]. هدف از این کار، درک بهتر رفتار آیرودینامیک و پایداری استاتیکی این وسایل نقلیه با استفاده از داده‌های تونل باد است. آنها در این تحقیق، اثر بال را بر مشخصه‌های آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی یک کشتی هوایی بررسی کرده‌اند. در این بررسی، سرعت جریان آزاد برابر با ۲۰ متر بر ثانیه بوده و مدل در زوایای حمله ۸- تا ۱۲ درجه



شکل ۱: قسمت‌های مختلف یک کشتی هوایی.

پوشش

پوشش مهم‌ترین قسمت کشتی هوایی است که می‌توان آن را از چهار جهت مورد بررسی قرار داد.

۱- حجم بالون

حجم بالون بنابر ارتفاع عملیاتی و بار مفید قابل حمل قابل محاسبه می‌باشد.

۲- گاز بالابر

همانطور که بیان شد گازهای درون پوشش کشتی هوایی باید چگالی کمتر از هوا داشته باشند تا طبق قوانین ارشمیدس باعث ایجاد نیروی شناوری شوند. گازهای هیدروژن، هلیوم، آمونیاک و متان گزینه‌های مورد استفاده برای گاز تولید کننده نیروی شناوری هستند. مقایسه بین نیروی برای حاصل از این گازها در جدول شماره ۲ آورده شده است.

جدول ۲- مقایسه نیروی برآ گازها [7].

گاز	هیدروژن	هلیوم	آمونیاک	متان
نیروی برآ (g/m ³)	۱۲۰۰	۱۰۱۰	۶۰۰	۵۸۰

طبق جدول فوق، گازهای آمونیاک و متان بهره‌وری کمتری نسبت به هیدروژن و هلیوم دارند. گاز هیدروژن نیز به دلیل اشتعال پذیری علیرغم توان تولید نیروی برای بیشتر، مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. به منظور حفظ ایمنی، از گاز گران قیمت و بی‌خطر هلیوم استفاده می‌گردد. تنها مشکل استفاده از گاز هلیوم، کوچک بودن مولکول‌های آن است که این گاز را به گازی فرار تبدیل می‌کند. به همین منظور برای جلوگیری از نشت این گاز به بیرون از پوشش‌های خاصی استفاده می‌شود. برای مهار گاز هلیوم می‌توان از پوشش‌های پی وی سی^{۱۴} یا

و زوایای سرش جانبی ۱۶- تا ۱۶ درجه آزمایش شده است. در این آزمایشات، حداکثر ضریب انسداد مدل نسبت به سطح مقطع عرضی مقطع آزمون تونل در حدود ۲/۷ درصد می‌باشد. همچنین داده‌های بدست آمده برای اثر تداخلی میله نگهدارنده تصحیح شده‌اند. آنها برای انجام این آزمایشات از یک مدل کشتی هوایی ترکیبی که از چوب و فلز ساخته شده است، استفاده کرده‌اند. نتایج بدست آمده می‌تواند برای ساخت و انجام تست‌های پروازی مدل‌های کوچک کامل و همچنین بدست آوردن داده‌های دینامیکی پرواز استفاده شود همچنین می‌تواند به عنوان راهنمای اولیه برای ساخت مدل‌های بزرگ‌تر در آینده استفاده شود [۱۵].

در تحقیق صورت گرفته به طراحی، ساخت و تحلیل یک مدل کشتی هوایی کنترل از راه دور کوچک که توانایی حمل یک محموله ۲ کیلوگرمی را داشته باشد، پرداخته شده است. این محموله می‌تواند یک دوربین فیلمبرداری یا یک دستگاه گیرنده و فرستنده برای کنترل سایر وسایل پروازی مانند پهپادها باشد. همچنین این کشتی هوایی کوچک، باید قابلیت ماندگاری ۱۰ روزه در هوا را دارا باشد و بتواند تا ارتفاع ۲۰۰ متری بالا رفته و ماموریت خود را انجام دهد. در این تحقیق با استفاده از روابط تئوری و تجربی موجود، به طراحی قسمت‌های مختلف یک کشتی هوایی از قبیل پوشش، کابین، مجموعه دم و بالچه‌های کنترلی بنا به ماموریت تعریف شده پرداخته شده است. برای بررسی صحت طراحی صورت گرفته از نرم افزار دیجیتال دتکام برای بررسی تحلیلی عملکرد و همچنین فلوئنت برای بررسی عددی جریان حول این وسیله پرنده و محاسبه نیروها و گشتاورهای وارده به آن استفاده شده است. بررسی‌ها، در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز یک میلیون و در محدوده زاوایای حمله از ۱۰- تا ۱۰ درجه، انجام شده است.

طراحی و ساخت کشتی هوایی غیر صلب

کشتی هوایی طراحی شده در این تحقیق از نوع غیر صلب می‌باشد. این کشتی هوایی از سه قسمت اصلی (شکل ۱) تشکیل شده است:

- پوشش^{۱۱}
- گندولا^{۱۲} (کابین)
- پایدارکننده‌ها^{۱۳} (بالچه‌های کنترلی)

$$Origin-1.25D: \frac{X^2}{1.25D^2} + \frac{Y^2}{0.5D^2} = 1 \quad (1)$$

برای قسمت دایره‌ای شکل میانی:

$$1.25D-1.62D: X^2 + (Y-3.5D)^2 = 16D^2 \quad (2)$$

برای دم سهمی شکل در انتهای پوشش:

$$1.62D-1.8D: Y^2 = 1.373D(1.8D-X) \quad (3)$$

۴- نیروی پسا

نیروی پسای کل در کشتی هوایی، متکی به جریان عرضی [10] نیز می‌باشد ولی در محاسبات از آن چشم پوشی می‌شود، بنابراین می‌توان نوشت:

$$D = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_d \times S \quad (4)$$

که در آن:

$$C_d = \frac{C_{dv} \times V^{\frac{2}{3}}}{S} \quad (5)$$

(۶)

$$C_{dv} = \frac{0.172 * \left(\frac{L}{D}\right)^{\frac{1}{3}} + 0.252 * \left(\frac{D}{L}\right)^{1.2} + 1.032 * \left(\frac{D}{L}\right)^{2.7}}{Re^{1.6}}$$

همچنین برای حداکثر تنش وارده به پوشش کشتی هوایی می‌توان نوشت [12]:

$$\sigma_{max} = \frac{\Delta P \times D}{2} \quad (7)$$

که در آن:

(۸)

$$\Delta P = \Delta P_{aerodynamic} + \Delta P_{internal} + \frac{(\rho_a - \rho_{gas}) \times g \times h}{2}$$

و

$$\Delta P_{aerodynamic} = \frac{1}{2} \times \rho_a \times V^2 \times C_p \quad (9)$$

$$\Delta P_{internal} = \frac{1}{2} \times 1.15 \times \rho_a \times V^2 \quad (10)$$

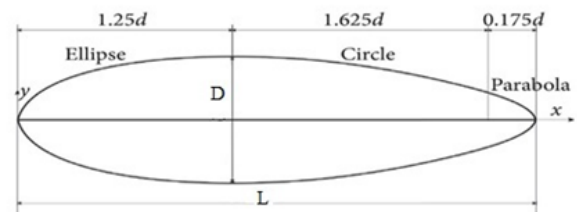
نایلون استفاده کرد. جدول شماره ۳، ویژگی‌های مختلف انواع پوشش‌های موجود در بازار را برای کشتی هوایی مورد نظر نشان می‌دهد. مقایسه صورت گرفته نشان می‌دهد که پی وی سی با ضخامت ۰/۱۵ میلی‌متر نیاز این کشتی هوایی را برطرف می‌سازد.

جدول ۳- بررسی ویژگی انواع مختلف پوشش [8].

ویژگی	واحد	PVC.015mm	نایلون نوع اول	نایلون نوع دوم
وزن	g/m ²	151	320	350
مقاومت طولی	N/5cm	735	150	225
مقاومت عرضی	N/5cm	686	150	225
نشت هلیوم	Lit/m ³ /day	2	2/5	2

۳- هندسه پوشش

سه عامل آیرودینامیک، سازه و وزن و تعادل مستقیماً در طراحی شکل پوشش کشتی هوایی نقش دارند. آیرودینامیک در کشتی‌های هوایی بر پایه‌ی مشاهدات تجربی است. بر همین اصل، یک رابطه‌ی تجربی برای ضریب پسا به عنوان تابعی از نسبت طول به قطر^{۱۵} در نظر گرفته می‌شود. معمولاً برای هندسه پوشش کشتی‌های بدون سرنشین غیرصلب از منحنی^{۱۶} GNVR (شکل ۲) استفاده می‌شود [6].



شکل ۲: منحنی GNVR برای شکل پوشش کشتی هوایی [9].

البته برای بهینه کردن تاثیر توابع پسا، وزن و تنش حداکثر، منحنی‌های دیگری طراحی شده‌اند که به دلیل پیچیدگی فرآیند ساخت از آن‌ها صرف‌نظر شده است. این پوشش، از سه قسمت بیضی شکل در جلو، دایره‌ای شکل در قسمت میانی و سهمی شکل در قسمت دم تشکیل شده است. که معادلات ریاضی آن بصورت ذیل می‌باشند:

برای قسمت بیضی شکل نوک:

وزن مجموع چهار بالچه کنترلی نیز ۱/۵ کیلوگرم می‌باشد. مجموع کل وزن‌ها برابر با ۴/۲۶ کیلوگرم است که باید برای اطمینان بیشتر، وزن قطعات ۲/۱ برابر در نظر گرفته شوند و سپس از آنها در محاسبات استفاده نمود. برای بدست آوردن حجم تخمینی خالص پوشش از رابطه (۱۱) استفاده می‌شود.

$$V_{st} = \frac{\sum m}{\rho_1 - \rho_2} \quad (11)$$

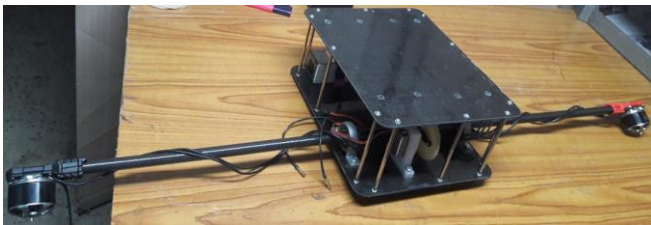
در این رابطه، طبق قانون شناوری باید چگالی گاز بالابرد (هلیوم) را از چگالی هوا کم کرد که (ρ_1) و (ρ_2) به ترتیب چگالی‌های هوا و گاز هلیوم است. با توجه به داده‌های وزنی و اختلاف چگالی، حجم تخمینی برابر با ۸/۵۵۲ متر مکعب است. با به دست آوردن حجم تخمینی می‌توان طبق روابطی که بیان شد قطر منحنی (GNVR) را مطابق با رابطه (۱۲) محاسبه کرد [8].

$$D = \sqrt[3]{\frac{4V}{C_v \times f \times \pi}} \quad (12)$$

بنابراین قطر بالون ۱/۷۶۲ متر می‌شود و لذا اندازه قسمتهای مختلف پوشش و مساحت‌های آنها طبق روابط آورده شده در فوق محاسبه شده و نتایج در جدول ۴ آورده شده است. همچنین نمای پوشش طراحی شده بنا به مطالب گفته شده در فوق، در شکل ۳ نشان داده شده است.

گندولا

شکل گندولا باید به گونه‌ای طراحی شود که کمترین نیروی پسا را تولید نماید و همچنین باید عاری از هرگونه لبه‌های تیز و سطوح زبر باشد تا از جدایش جریان جلوگیری کرده و سبب افزایش نیروی پسا و ایجاد دنباله‌های ۱۷ شدید نشود. گندولا باید تمام قطعات را به درستی در خود جای دهد. این مکان، محلی جهت قرارگیری اجزای سیستم پیشرانش، مکانیزم چرخشی بردار تراست و سیستم تصویربرداری می‌باشد. گندولا ساخته شده در این تحقیق، از دو صفحه کربنی که با فاصله ۱۲ سانتی‌متر از هم قرار دارند، تشکیل شده است و برای اتصال قطعات به آن، روی این صفحات سوراخ‌هایی تعبیه شده است. در شکل ۴، نمایی از این گنداله تکمیل شده و در جدول ۵ نیز وزن قطعات مختلف بکار رفته در آن آورده شده است.



شکل ۴- نمایی از گنداله تکمیل شده

جدول ۵- وزن قطعات به کار رفته در گندولا

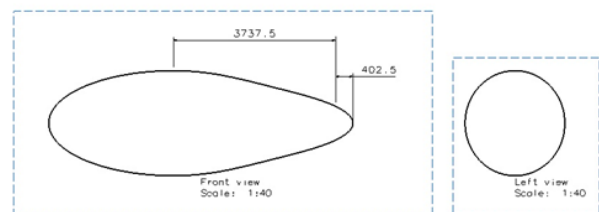
وزن (کیلوگرم)	قطعه
۰/۲۹	صفحه کربنی بالا
۰/۸۶	باتری
۰/۱۱	شفت چرخاننده موتور
۰/۱۴	موتور دم به همراه پایه
۰/۶۴	دو موتور اصلی
۰/۴۷	مجموعه صفحه کربنی پایین به همراه سروو
۰/۲۵	مجموعه وزن دو یاتاقان
۰/۰۶	۲ عدد اسپید کنترل

پیشرانش

مانور پذیری یک بالن هوایی، بستگی به جهت نیروی پیشرانش تولید شده دارد. برای دست یابی به این نوع عملکرد، بالن هوایی باید دارای ۳ موتور ثابت ملخی باشد. جهت تراست تولید شده توسط موتورها، باید متغیر باشد تا قادر باشند حرکت پیششی مورد نیاز بالن هوایی را ایجاد نماید همچنین با برابر

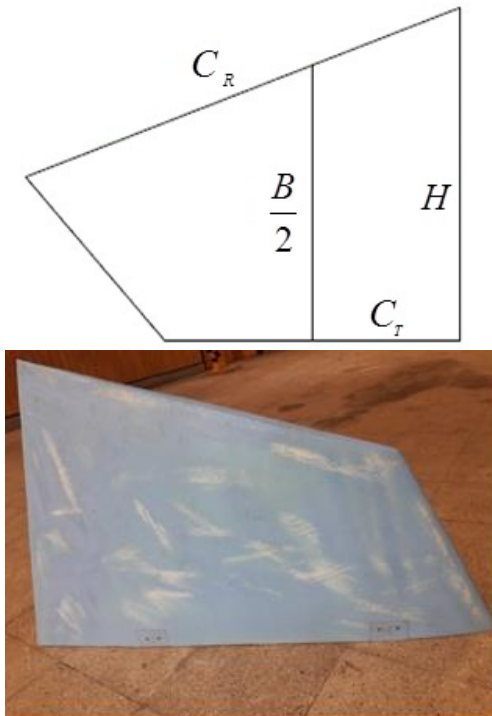
جدول ۴- اندازه قسمت‌ها در منحنی (GNVR)

مساحت رویه (m2)	طول (m)	قسمت
۰/۴۲۲	۰/۳۰۸	سه‌موی
۱۲/۵۶۱	۲/۸۶۳	دایروی
۱۰/۱۴۹	۲/۲۰۳	بیضوی
۲۳/۱۴۸	۵/۳۷۴	مجموع



شکل ۳- پوشش مدل شده بر اساس منحنی (GNVR)

شدن وزن قطعات مختلف کشتی هوایی با نیروی شناوری و نبود سطوح کنترلی، برای افزایش و کاهش ارتفاع باید بردار تراست را تغییر داد. این امر به وسیله چرخاندن محوری از لوله کربنی-سروو موتور و چرخ دنده امکان پذیر می شود و بردار تراست را به اندازه ۱۸۰ درجه دوران می دهد. در این طراحی، کشتی هوایی دارای ۲ موتور می باشد که در طرفین یک محور محرک نصب شده اند که این محور می تواند به سمت بالا یا پایین کج شود. این موتورها حرکت گردشی و رو به جلو بالن هوایی را فراهم می کنند. در ضمن، موتور سومی هم وجود دارد که در قسمت پایینی دم عمودی قرار دارد که وظیفه‌ی آن کنترل حرکت یاو^{۱۸} کشتی هوایی می باشد. از این رو طراحی این کشتی هوایی به شدت بستگی به جهت تولید نیروی پیشرانس دارد زیرا این عاملی بسیار مهم در کنترل بالن هوایی می باشد. نکته مهم دیگر در رابطه با این سیستم، مقدار نیروی تولیدی پیشرانس می باشد زیرا به وسیله‌ی آن می توان به عملکرد کشتی هوایی پی برد. در این طراحی، از موتور الکتریکی مابوچینزو^{۱۹} استفاده شده است.

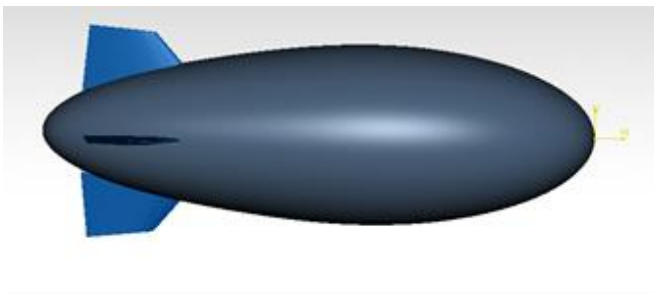


شکل ۵- نقشه بالچه‌های کنترلی و یک نمونه ساخته شده آن [12].

ساخت دم وبالچه‌ها

بدنه بالن به تنهایی دارای پایداری و ثبات نیست و تمایل به چرخش به اطراف را دارد. برای حل این مساله، می توان از چهار بالچه کنترلی پایدار کننده استفاده نمود. برای طراحی هندسه بالچه می توان از قانون تشابه بالچه‌ها در کشتی‌های هوایی ساخته شده با منحنی GNVR استفاده نمود. به طور کلی، می توان در بالون‌هایی که دارای بیشترین نسبت طول به قطر بدنه برابر با هم هستند از قانون تشابه بالچه‌ها با حفظ نسبت استفاده کرد. در اینجا نیز با ثابت بودن این نسبت، از بالچه‌های با مشخصات آورده شده در جدول ۶ استفاده شده است [13]. لازم به ذکر است که در این جدول، مقدار $(\frac{B}{2})$ طول عمود منصف وتر در نوک بالچه کنترلی (C_T) می باشد.

برای ساخت بالچه، ابتدا باید نوع ایرفویل آن را تعیین نمود. برای حفظ تعادل، باید بالچه‌ها در زاویه نصب صفر درجه نسبت به امتداد جریان، تولید نیروی برآ نکنند به این منظور از ایرفویل با مقطع NACA-0006 استفاده شده است [۱۵]. برای کنترل حرکت در محور یاو، از این سطوح کنترلی استفاده نمی شود بلکه موتور کوچکی بر روی بالچه عمودی پایین^{۲۰} نصب می گردد که به وسیله یک اسپید کنترل معکوس کننده، می توان جهت چرخش موتور را طوری عوض کرد که حرکت در محور یاو را تامین کند. تصویر نهایی کشتی هوایی طراحی شده در شکل ۶ آورده شده است.



جدول ۶- مقدار ابعاد هندسی بالچه

مشخصه	مساحت	C_T	$\frac{B}{2}$	C_R	H
مقدار	۰/۳۲۸ متر مربع	۰/۵۷۷ متر	۰/۳۶ متر	۰/۹ متر	۰/۵۷۷ متر

جدول ۷- شرایط پروازی و پارامترهای مرجع مورد نیاز

پارامتر	مقدار
سرعت (m/s)	۱۵
ارتفاع (m)	۱۰۰
مساحت مرجع (m ²)	۲/۴۳۸
مرجع طولی (m)	۱/۷۶۲
مرجع عرضی (m)	۱/۷۶۲



شکل ۶: تصاویر نهایی از کشتی هوایی ساخته شده

دسته دوم: مربوط به مدل کردن بدنه کشتی هوایی است که برای مدل کردن از گزینه انتخاب نقطه و مساحت متناظر استفاده شده است. در این قسمت، بدنه را می‌توان با وارد نمودن حداکثر ۲۰ نقطه طولی و مساحت متناظر با آن نقاط مدل نمود. برای مدل‌سازی بالچه‌های کنترلی که بصورت پلاس (+) هستند، دیجیتال دتکام روند مشخصی ندارد، اما با دستور \$VERTUP=FALSE می‌توان سکان عمودی را به پایین بدنه منتقل کرد و از مدل‌سازی Dorsal Fin به جای سکان عمودی بالایی استفاده نمود. برای نسخه تحت ویندوز دیجیتال دتکام یک رابط گرافیکی در نظر گرفته شده است که پس از ورود اطلاعات مورد نیاز جهت مدل کردن شکل وسیله پرنده و اطلاعات مربوط به شرایط پروازی، بعد از اجرای برنامه شکل وسیله پرنده مدل‌سازی شده بصورت سه بعدی نشان داده می‌شود و می‌توان با مقایسه این شکل با تصویر پرنده اصلی به دقت مدل‌سازی انجام شده پی برد [۱۶].

مدل‌سازی عددی توسط نرم افزار فلوئنت

در این بخش، تحلیل عددی کشتی هوایی با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت انجام گرفته است. برای حل از مدل طراحی شده توسط نرم‌افزار کتیا استفاده شده است. با توجه به هندسه مورد مطالعه، از شبکه هرمی شکل^{۲۱} استفاده شده است. کشیدگی^{۲۲} شبکه مورد استفاده در محدوده ۰/۸ تا ۰/۸۵ لحاظ گردیده که نشان از کیفیت مطلوب شبکه می‌باشد. در نرم‌افزار فلوئنت دو نوع حلگر، حلگر مبتنی بر فشار و حلگر مبتنی بر چگالی در دسترس است. هر دو نوع حلگر می‌تواند در دامنه وسیعی از جریان‌ها استفاده شود ولی در برخی از این موارد، گونه‌ای از حلگرها می‌تواند بهتر جوابگو باشد. حلگر مبتنی بر فشار برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر و نسبتاً قابل تراکم استفاده می‌شود، درحالی‌که حلگر مبتنی بر چگالی برای جریان‌های سرعت بالای قابل تراکم استفاده می‌گردد. در شبیه-

شبیه‌سازی عددی کشتی هوایی

برای بررسی عددی کشتی هوایی ساخته شده و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و همچنین بررسی پایداری استاتیکی آن از نرم افزارهای فلوئنت و دیجیتال دتکام در شرایط پروازی مورد نظر استفاده شده است.

مدل‌سازی کشتی هوایی در دیجیتال دتکام

نرم‌افزار دیجیتال دتکام برای مدل کردن هر شی پرنده انتخاب‌های مختلفی را در اختیار کاربر قرار می‌دهد و کاربر باید به‌نوعی با قرار دادن المان‌های مناسب، شی پرنده موردنظر را در این نرم افزار مدل‌سازی نماید. برای مدل‌سازی صحیح پرنده در نرم افزار دیجیتال دتکام، باید از چهار دسته داده ورودی استفاده نمود:

دسته اول: داده‌های شرایط پروازی و ابعاد مرجع

دسته دوم: داده‌هایی برای مشخص کردن هندسه اصلی

بدنه، بال و دم و محل قرارگیری هرکدام از اجزای هواپیما

دسته سوم: مشخص کردن پیکربندی‌های اضافی مانند

موتور، فلپ و ...

دسته چهارم: ورودی محاسبات چندگانه

برای مدل‌سازی کشتی هوایی تنها به دودسته اول نیاز

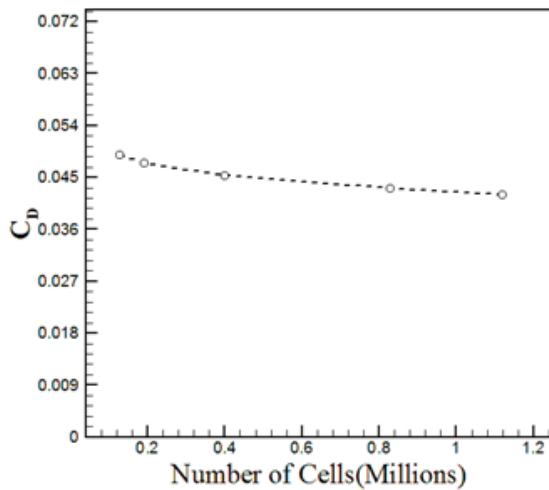
است.

دسته اول: شامل اطلاعاتی مانند سرعت، ارتفاع پروازی و زوایای حمله و اندازه سطوح مرجع می‌باشد. سطح مرجع برای موشک-ها و پرنده‌هایی شبیه کشتی هوایی، بزرگ‌ترین سطح مقطع عرضی کشتی هوایی است و مراجع طولی و عرضی نیز برابر با بیشترین قطر بدنه می‌باشد [۱۶]. در جدول ۷ شرایط پروازی و پارامترهای مرجع مورد نیاز برای مدل کردن کشتی هوایی آورده شده است.

شکل ۷: شبکه ایجاد شده برای حل عددی

توزیع سطحی مش دامنه محاسباتی (a) - تراکم المان های حجمی پیرامون مدل (b)

در این میدان حل، با استفاده از ضریب افزایش طول سلول ها، یک بررسی استقلال از شبکه، با شبکه هایی دارای ۱۲۷ هزار سلول تا ۱/۱ میلیون سلول انجام گرفته است. این استقلال از حل با محوریت ضریب پسا انجام گرفته که در شکل ۸ نمایش داده شده است. با توجه به اختلاف کمتر از ۲ درصد میان ضریب پسا در شبکه های دارای ۸۰۰ هزار سلول و یک میلیون سلول و همچنین مشاهده همگرایی در نمودارها با افزایش تعداد سلول های شبکه، شبکه دارای ۸۰۰ هزار سلول به منظور بررسی ضرایب نیرو و گشتاور انتخاب شده است.

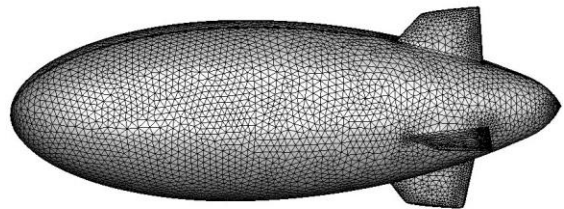


شکل ۸: منحنی استقلال شبکه محاسباتی از حل عددی

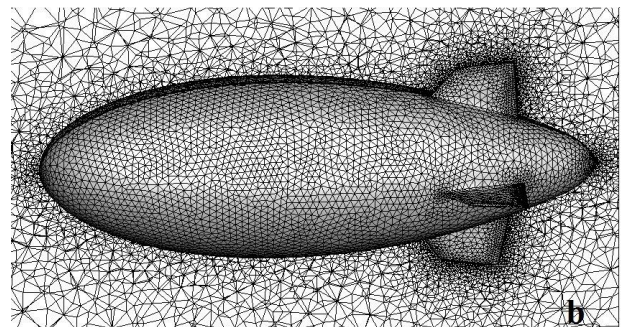
نتایج

شکل ۹، خروجی نرم افزار دیجیتال دتکام را نشان می دهد. با مقایسه این شکل با شکل ۶ که تصویر واقعی کشتی هوایی ساخته شده می باشد، می توان دریافت که مدل سازی کشتی هوایی در این نرم افزار بخوبی صورت گرفته است.

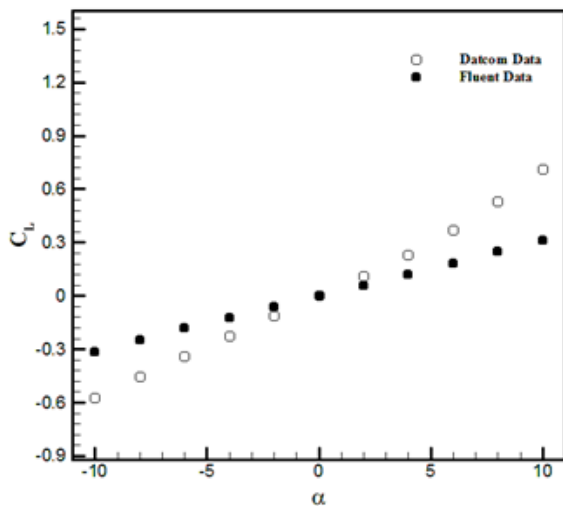
سازی عددی صورت گرفته، برای حل معادلات، با توجه به تراکم ناپذیر بودن سیال از روش فشار- مینا^{۲۳} و کوپلینگ فشار- سرعت SIMPLEC استفاده شده است. با توجه به پایین بودن سرعت، صرفاً معادلات پیوستگی و مومنتم حل شده و از حل معادله انرژی صرف نظر شده است. مدل آشفتگی انتخابی نیز $k-\omega$ SST می باشد. مدل های $k-\omega$ مناسب برای تحلیل در اعداد رینولد بالا هستند و شامل تراکم پذیری و پخش جریان برشی است. مدل $k-\omega$ SST در مقایسه با مدل استاندارد $k-\omega$ ، برای جریان هایی با گرادیان فشار معکوس و جدایش بهتر است. از آنجایی که این دو ویژگی برای تحلیل نیروی پسا اهمیت دارند، بنابراین در شبیه سازی انجام شده، از این مدل آشفتگی استفاده شده است. در این شبیه سازی، شرایط مرزی بصورت، سرعت ورودی در ابتدای دامنه، فشار خروجی در انتهای دامنه و همچنین سرعت ورودی در صفحات اطراف تعریف شده است. میدان محاسباتی که در اطراف هندسه در نظر گرفته شده به گونه ای است که مرزهای دامنه حل عددی در جهت جریان در حدود ۲۰ برابر طول کشتی هوایی گسترش یافته است. حل در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه و زوایای حمله ۴- و ۲- و ۰ و ۲ و ۴ و ۱۰ درجه انجام گرفته است. در **Error! Reference source not found.** ساختار شبکه در نقاط مختلف میدان نمایش داده شده است. تراکم سلول ها در اطراف وسیله نقلیه هوایی، با توجه به بزرگتر بودن گرادیان های جریان در این ناحیه بیشتر از نقاط دور دست در میدان حل لحاظ شده است.



a

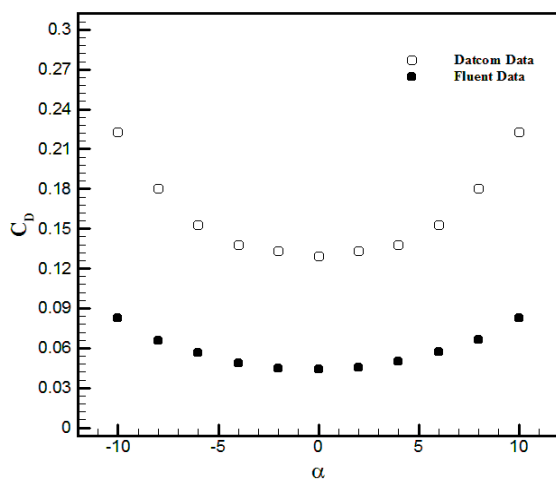


b

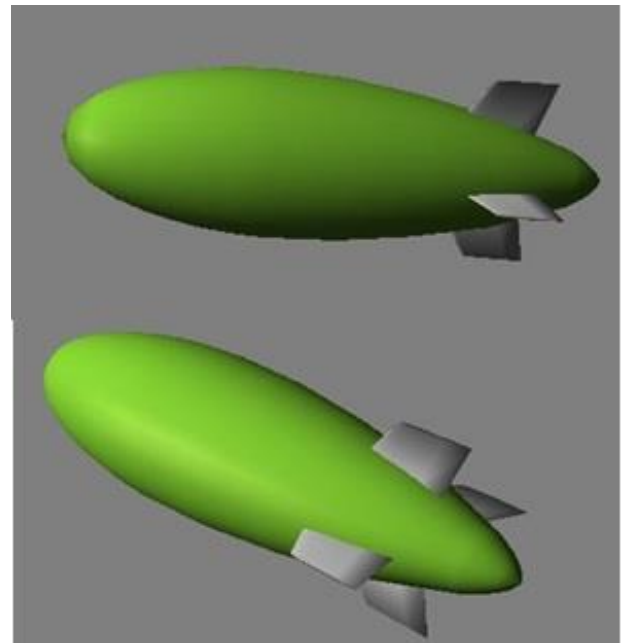


شکل ۱۰: تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله

تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در شکل ۱۱ نشان داده شده است. با مطالعه این شکل می‌توان دریافت که با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا افزایش می‌یابد و بدلیل متقارن بودن شکل کشتی هوایی، تغییرات این ضریب در زوایای حمله مثبت و منفی یکسان، متقارن می‌باشد. همچنین دیده می‌شود که داده‌های مربوط به نرم افزار دتکام دارای اختلافی حدود ۶۵ درصد با داده‌های خروجی از نرم افزار فلوئنت هستند که این میزان تفاوت در تمامی زوایای یکسان است و دلیل اصلی آن، عدم در نظر گرفتن اثر ویسکوزیته سیال و همچنین استفاده از روش قطعه بندی^{۲۴} برای حل در نرم افزار دتکام می‌باشد. ولی با این حال هر دو خروجی عددی، روند تغییرات یکسانی را در تمامی زوایای حمله نشان می‌دهند.



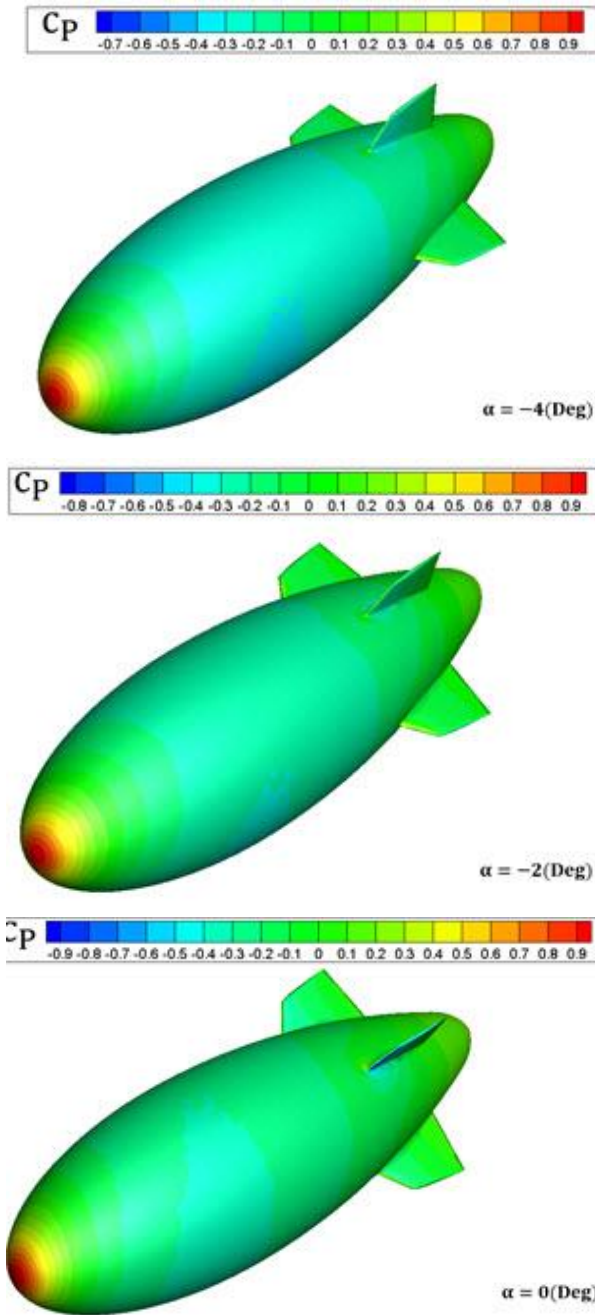
شکل ۱۱: تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله



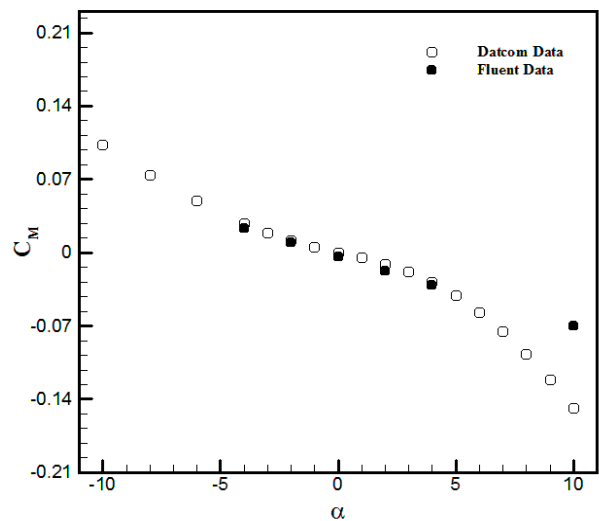
شکل ۹: تصویر بدست آمده از کشتی هوایی حاصل از دیجیتال دتکام

شکل ۱۰، تغییرات ضریب نیروی برآی کشتی هوایی را نسبت به زاویه حمله برای تحلیل صورت گرفته توسط نرم افزار دتکام و همچنین حل عددی توسط فلوئنت نشان می‌دهد. با مطالعه این شکل دیده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد و هیچگونه جدایش جریانی دیده نمی‌شود. چون شکل کشتی هوایی و ایروفیل بکار رفته در بالچه‌ها، متقارن است بنابراین ضریب برآ در محدوده زوایای حمله مورد بررسی، خطی می‌باشد. همچنین می‌توان فهمید که در زوایای حمله کم (۳- تا ۳+ درجه) تحلیل‌های صورت گرفته همخوانی بسیار خوبی با همدیگر دارند. در زوایای حمله بالا، داده‌های مربوط به نرم افزار دتکام شیب بیشتری نسبت به داده‌های خروجی از فلوئنت دارند و چون معمولاً تغییر زاویه حمله در این وسایل پروازی زیاد نیست و در حد چند درجه است پس می‌توان در مرحله طراحی برای بدست آوردن ضریب نیروی برآ در مدت زمان بسیار اندک، از نرم افزار دیجیتال دتکام بجای فلوئنت استفاده کرد.

نیز می‌شود. همچنین دیده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، ضریب فشار روی سطح بالایی کشتی هوایی افزایش می‌یابد.



شکل ۱۲، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی را نسبت به زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود، در تمامی زوایای حمله مورد بررسی، کشتی هوایی دارای پایداری استاتیکی می‌باشد. در محدوده زوایای حمله پایین (۴- تا ۴ درجه) همخوانی بسیار خوبی بین خروجی‌های فلونت و دتکام دیده می‌شود و کمترین پایداری جسم در زوایای حمله پایین و بیشترین مقدار آن مربوط به زوایای حمله بالا (مثبت و منفی) می‌باشد. همچنین می‌توان دریافت که در زوایای حمله پایین از نرم افزار دیجیتالی دتکام برای بررسی پایداری استاتیکی اینگونه وسایل پرنده می‌توان استفاده کرد.



شکل ۱۲: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله

شکل ۱۳، خطوط همتراز ضریب فشار روی سطح کشتی هوایی را در زوایای حمله ۴- تا ۱۰ درجه با گام ۲ درجه را نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، در تمامی زوایای حمله بیشترین مقدار فشار در قسمت نوک دماغه کشتی هوایی دیده می‌شود که با حرکت در راستای طولی کشتی هوایی، ضریب فشار متناسب با افزایش مقدار سرعت کاهش می‌یابد. در قسمت میانی کشتی هوایی و در هر زاویه حمله، ضریب فشار ابتدا کمی افزایش می‌یابد و تقریباً ثابت می‌ماند. همچنین از قسمت میانی تا دم، ضریب فشار ابتدا کاهش می‌یابد و سپس به تدریج تا مقدار مثبت افزایش می‌یابد. روی هم رفته، در تمامی زوایای حمله مساحت زیادی از سطح کشتی هوایی با فشار منفی پوشیده شده است. در ضمن اضافه نمودن بالچه‌های کنترلی به پوشش کشتی هوایی، باعث کاهش فشار

ضریب نیروی برآ

ضریب نیروی برآ برای کشتی‌های هوایی از دو بخش تشکیل شده است:

ضریب نیروی برآی حاصل از گاز هلیوم

برای بدست آوردن ضریب برآی ناشی از گاز هلیوم از روابط ۱۳، ۱۴ و ۱۵ استفاده می‌شود.

$$C_{L_{bouoy}} = \frac{L_{bouoy}}{\rho_a g V_{ship}} \quad (13)$$

$$L_{bouoy} = (\rho_a - \rho_h) g V_{ship} \quad (14)$$

$$C_{L_{bouoy}} = \frac{\rho_a - \rho_h}{\rho_a} \quad (15)$$

نیروی برآ حاصل از شکل آیرودینامیکی

در این قسمت نیز به دلیل متقارن بودن شکل، این نیرو صفر در نظر گرفته می‌شود. $C_{Laero} = 0$

به‌طور کلی برای ضریب نیروی برآی کشتی هوایی می‌توان نوشت:

$$C_L = C_{L_{bouoy}} R_f + C_{Laero} \quad (16)$$

که در آن:

$$R_f = \frac{8V_{ship}}{0.5\rho_a U^2 S_{aero}} \quad (17)$$

ضریب نیروی پسا

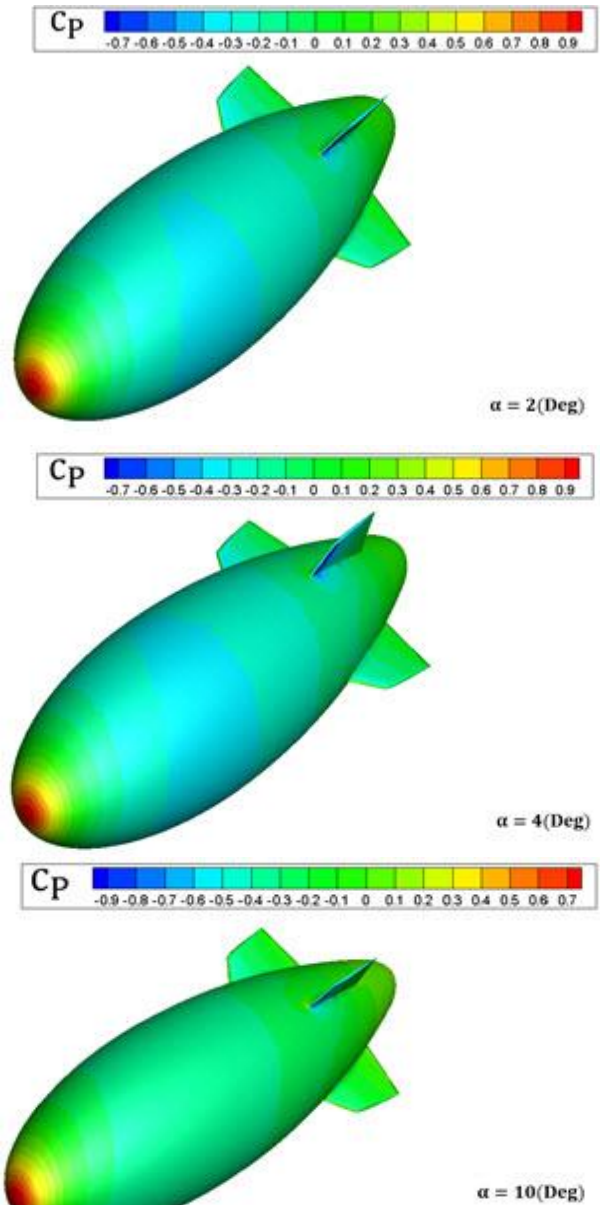
برای بدست آوردن ضریب پسای کشتی هوایی، می‌توان از رابطه تجربی هورنر^{۲۵} [7] استفاده نمود:

$$C_D = C_F \left[4 \left(\frac{L}{d_{max}} \right)^{\frac{1}{3}} + 6 \left(\frac{L}{d_{max}} \right)^{\frac{7}{6}} + 24 \left(\frac{L}{d_{max}} \right)^{\frac{8}{3}} \right] \quad (18)$$

که در آن

$$C_F = \frac{0.0045}{Re^{\frac{1}{6}}} \quad (19)$$

با جایگذاری پارامترهای موجود در جدول ۱ در روابط ۱۸ و ۱۹ مقدار ضریب پسای تجربی برابر با 0.0385 دست خواهد آمد. با توجه به داده‌های موجود در مرجع [7] برای کشتی هوایی با نسبت طول به قطر مشابه کشتی هوایی مورد بررسی، مقدار ضریب پسای آن 0.034 خواهد بود که با مقایسه این دو ضریب



شکل ۱۳: مقایسه خطوط هم‌تراز ضریب فشار روی سطح کشتی هوایی در زوایای حمله مختلف

محاسبه برخی ضرایب آیرودینامیکی و عملکردی کشتی هوایی

در این مرحله با توجه به شکل کشتی هوایی و با استفاده از روابط عملکردی، برخی از ضرایب آیرودینامیکی و پارامترهای مورد نیاز محاسبه شده‌اند.

همچنین کمترین توان مورد نیاز برای پرواز مستقیم بصورت زیر خواهد بود:

$$P_R = \frac{W_T}{L} \sqrt{\frac{2W_T}{\rho_a S_{aero} C_L}} \quad (24)$$

بنا به روابط یاد شده فوق می‌توان پارامترهای عملکردی مورد نظر را محاسبه نمود و نتایج را در جدول ۱۰ ارائه نمود.

جدول ۱۰- پارامترهای عملکردی

پارامتر	مقدار
R_f	۰/۱۹۸
C_L	۰/۱۹۶
AR	۲/۹۴
C_D	۰/۰۳۸۵
C_L/C_D	۵/۱
P_R (ولت)	۸/۸۲۸
C_{Lbuoy}	۰/۸۵۴
T_R (نیوتن)	۰/۳۷۷

اعتبار سنجی حل انجام شده

به منظور اعتبار سنجی تحلیل‌های عددی صورت گرفته در این تحقیق، برای مدل استاندارد کشتی هوایی زپلین^{۲۶} [18] تحلیل‌های عددی توسط نرم افزار فلونت و دیجیتال دتکام انجام شده است. تصویر این کشتی هوایی به همراه نقشه آن در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ آورده شده است.



برای کار انجام شده اختلاف ۱۱ درصدی در میزان ضریب پسا دیده می‌شود که این اختلاف مربوط به طول بیشتر کشتی هوایی مورد بررسی می‌باشد (در نمونه مشابه طول ۱/۷۶ متر و در کشتی مورد بررسی طول برابر با ۵/۳۷ متر می‌باشد). همچنین اختلاف بین مقدار ضریب پسی برآ صفر بدست آمده از رابطه تجربی هورنر و ضریب پسی دیجیتال دتکام برابر با ۷۰ درصد می‌باشد که این اختلاف فاحش ناشی از عدم دقت نرم افزار دیجیتال دتکام در زمینه پیش بینی ضریب نیروی پسا می‌باشد و همانند سایر مراجع دیگر [13] در پیش بینی توسط دتکام نمی‌توان به ضریب پسا اطمینان کرد.

جدول ۹- مقایسه ضریب پسی در زاویه حمله صفر

ضریب پسی فلونت	ضریب پسی دتکام	ضریب پسی رابطه تجربی هورنر
۰/۰۴۴	۰/۱۲۹	۰/۰۳۸۵

حداکثر نسبت برآ به پسا

یکی از متغیرهای مهم در پرواز افقی، نسبت نیروی برآ به نیروی پسا است. یکی از اهداف طرحی هر وسیله پرنده این است که حداکثر نیروی برآ همراه با حداقل نیروی پسا بدست آید.

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{T} \quad (20)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (21)$$

که از معادلات (۲۰) و (۲۱) می‌توان حداقل نیروی پیشران^ش (T_{min}) را بدست آورد:

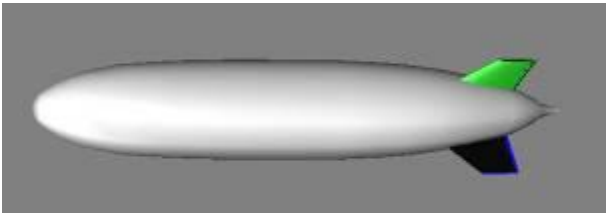
$$T = \frac{W}{\frac{L}{D}} \quad (22)$$

حال اگر خلبانی بخواهد هواپیماش دارای حداقل مصرف سوخت باشد باید $\frac{L}{D}$ بیشترین مقدار خود را داشته باشد [17].

برای نیروی پیشران^ش مورد نیاز در پرواز مستقیم می‌توان نوشت:

$$T_R = 0.5 \rho_a U^2 S_{aero} C_D \quad (23)$$

شکل‌های ۱۴ و ۱۵ می‌توان دریافت که شکل این کشتی هوایی به درستی در این نرم افزار مدل شده است.

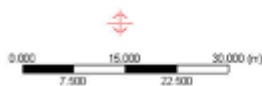


شکل ۱۶: تصویر خروجی کشتی هوایی مدل شده در نرم افزار

دیجیتال دتکام

همچنین کشتی هوایی زپلین در شرایط پروازی مشابه و با نسبت ظرافت یکسان در این بررسی در مراجع مختلف [7,19]، دارای ضریب پسای 0.023 در زاویه حمله صفر درجه می‌باشد. با مقایسه ضریب پسای بدست آمده از نرم افزار دیجیتال دتکام با ضریب پسای تجربی این کشتی هوایی، اختلاف حدود $4/95$ درصدی در این ضریب دیده می‌شود.

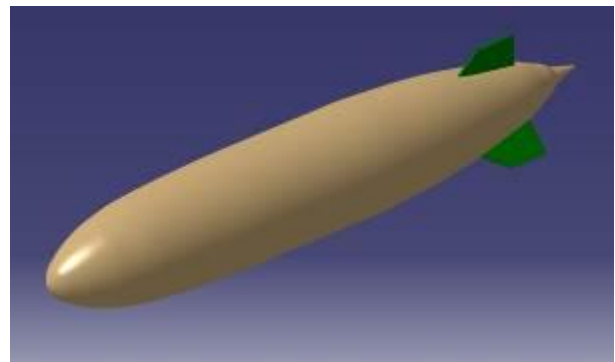
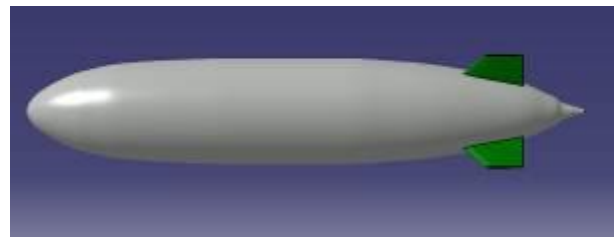
همچنین در بررسی عددی کشتی هوایی زپلین توسط نرم افزار فلوننت، همانند روند تحلیل مدل طراحی شده در این تحقیق، از شبکه هرمی استفاده شده (شکل ۱۷) و با اعمال شرایط تحلیل مدل، (روش فشار- مینا و کوپلینگ فشار- سرعت SIMPLEC)، معادلات پیوستگی و مومنتم با بهره-گیری از مدل ویسکوزیته $k-\omega$ SST و شرایط مرزی سرعت ورودی در ابتدای دامنه، فشار خروجی در انتهای دامنه حل گردید. در **Error! Reference source not found.**، ساختار شبکه در نقاط مختلف میدان نمایش داده شده است. تراکم سلول‌ها در اطراف وسیله نقلیه هوایی، با توجه با بزرگتر بودن گرادیان‌های جریان در این ناحیه، بیشتر از نقاط دور دست در میدان حل لحاظ شده است.



شکل ۱۷: شبکه هرمی استفاده شده برای حل عددی توسط فلوننت



شکل ۱۴: تصویر واقعی کشتی هوایی زپلین



شکل ۱۵: نقشه کشتی هوایی موجود و ترسیم شده در نرم افزار کتیا

این اعتبارسنجی در شرایط پروازی سرعت جریان آزاد $36/2$ متر بر ثانیه و در ارتفاع 2500 متری انجام شده است. نسبت ظرافت (طول به حداکثر قطر) برای این کشتی هوایی برابر با $5/32$ می‌باشد. با مدل‌سازی این کشتی هوایی در نرم افزار دیجیتال دتکام، در شرایط پروازی یاد شده مقدار ضریب پسای آن در زاویه حمله صفر درجه برابر با 0.024199 می‌باشد. شکل ۱۶، تصویر خروجی مدل‌سازی این کشتی هوایی را در نرم افزار دیجیتال دتکام نشان می‌دهد. با بررسی این شکل، با

استفاده از روابط تئوری و تجربی موجود، به طراحی قسمت‌های مختلف یک کشتی هوایی از قبیل پوشش، کابین، مجموعه دم و بالچه‌های کنترلی بنا به ماموریت تعریف شده پرداخته شده است. همچنین برای برخاست عمودی، حرکت رو به جلوی کشتی هوایی و کنترل آن نیز سیستم پیشرانس مناسبی با استفاده از سه موتور الکتریکی انتخاب شده است. برای بررسی صحت طراحی صورت گرفته از نرم افزار دیجیتال دتکام برای بررسی تحلیلی عملکرد و همچنین فلوننت برای بررسی عددی جریان حول این وسیله پرنده و محاسبه نیروها و گشتاورهای وارده به آن استفاده شده است. بررسی‌ها، در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز 1.0×10^6 و در محدوده زوایای حمله از ۱۰- تا ۱۰ درجه، انجام شده است و سپس پارامترهای عملکردی این کشتی هوایی محاسبه شده است. نتایج این بررسی‌ها به شرح زیر است:

۱- مدل سازی کشتی هوایی ساخته شده در نرم افزار

دیجیتال دتکام بخوبی صورت گرفته است.

۲- در زوایای حمله پایین، همخوانی خوبی بین داده‌های

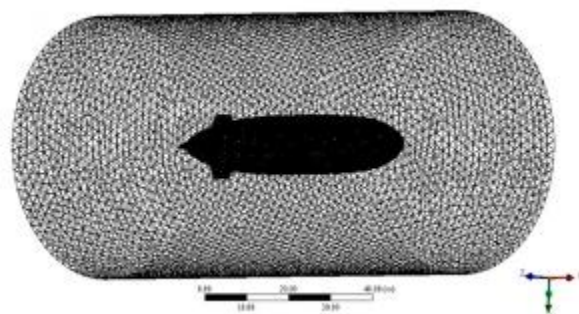
فلوننت و دیجیتال دتکام می‌باشد و چون در این وسایل پروازی معمولاً تغییر زاویه حمله زیاد نیست و در حد چند درجه است پس می‌توان در مرحله طراحی برای بدست آوردن ضریب نیروی برآ و گشتاور پیچشی، از نرم افزار دیجیتال دتکام بجای فلوننت استفاده کرد.

۳- با مقایسه ضریب پسی برآ صفر بدست آمده از نرم

افزار دیجیتال دتکام با مراجع موجود و اختلاف فاحش آن با فلوننت، برای پیش بینی این ضریب نمی‌توان از دیجیتال دتکام استفاده کرد. داده‌های مربوط به این ضریب در نرم افزار دتکام دارای اختلافی حدود ۶۵ درصد با داده‌های خروجی از نرم افزار فلوننت هستند که این میزان تفاوت در تمامی زوایای یکسان است و دلیل اصلی آن، عدم در نظر گرفتن اثر ویسکوزیته سیال و همچنین استفاده از روش قطعه بندی برای حل در نرم افزار دتکام می‌باشد.

۴- در تمامی زوایای حمله مورد بررسی، کشتی هوایی

دارای پایداری استاتیکی می‌باشد. در محدوده زوایای



شکل ۱۸: میزان تراکم سلول‌ها در اطراف کشتی هوایی با بزرگ نمایی شبکه

در این بررسی عددی نیز ضریب پسی در زاویه حمله صفر درجه برابر با ۰/۰۲۲ بدست آمد که مقایسه آن با ضریب پسی تجربی این کشتی هوایی، اختلاف ۴/۳۴ درصدی را در این زاویه نشان می‌دهد.

اعتبار سنجی انجام شده در این حالت نشان می‌دهد که روند بررسی عددی انجام شده در این تحقیق درست بوده و در این بررسی عددی انجام شده در محدوده زوایای حمله پایین می‌توان از نرم افزارهای تحلیلی یاد شده به جای انجام تست-های تونل باد و یا تست‌های پروازی برای صحت گذاشتن بر طراحی صورت گرفته، استفاده نمود.

نتیجه‌گیری

در تحقیق صورت گرفته به طراحی، ساخت و تحلیل یک مدل کشتی هوایی کنترل از راه دور کوچک که توانایی حمل یک محموله ۲ کیلوگرمی را داشته باشد، پرداخته شده است. این محموله می‌تواند یک دوربین فیلمبرداری به همراه یک فرستنده جهت فیلم‌برداری و عکس‌برداری هوایی یا یک دستگاه گیرنده و فرستنده برای کنترل سایر وسایل پروازی مانند پهپادها باشد. همچنین این کشتی هوایی کوچک، باید قابلیت ماندگاری ۱۰ روزه در هوا را دارا باشد (طراحی پوسته به گونه‌ای است که گاز هلیوم موجود در آن، در این مدت کاهش چشمگیری نداشته باشد) و بتواند تا ارتفاع ۲۰۰ متری بالا رفته و ماموریت خود را انجام دهد. همچنین می‌توان از آن به عنوان یک سکوی هوایی ثابت برای کنترل پهپادهای موجود به جای ایستگاههای زمینی متعدد استفاده نمود تا از این طریق، پهپادها بتوانند مسافت بیشتری را طی کنند. در این تحقیق با

حمله پایین، همخوانی بسیار خوبی بین خروجی‌های فلوئنت و دتکام دیده می‌شود و کمترین پایداری جسم در زوایای حمله پایین و بیشترین مقدار آن مربوط به زوایای حمله بالا (مثبت و منفی) می‌باشد.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

A	مساحت، m^2
d	قطر پوشش، m
D	حداکثر قطر، m
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_m	ضریب گشتاور پیچشی
C_R	وتر در ریشه بالچه کنترلی، m
C_T	وتر در نوک بالچه کنترلی، m
C_p	ضریب فشار
C_{dv}	ضریب پسای حجمی
V_{st}	حجم تخمینی خالص پوشش، m^3
W	وزن کل موقع برخاست، N
T	تراست، N
ΔP	اختلاف فشار استاتیک، Pa
Re	عدد رینولدز
m	جرم، kg
S	سطح مرجع، m^2
V	سرعت، m/sec

علائم یونانی

α	زاویه حمله
ρ	چگالی سیال، kg/m^3
σ_{max}	حداکثر تنش وارده به پوشش، Pa

زیر نویس

a	هوا
h	هلیوم
max	حداکثر
$aero$	آیرودینامیک
gas	گاز، هوا
$internal$	داخلی
$bouoy$	شناوری

پی‌نوشت‌ها

^۱ Graham E. Dorrington

^۲ Tianshu Liu

^۳ Aeroship

^۴ Amol C Gawale

^۵ Ke-shi Zhang

^۶ Amelda Dianne Andana

^۷ Xiao-liang Wang

^۸ Anwar UL Haque

^۹ Spheroidal Ellipsoidal Shape

^{۱۰} Sujit P Kadam

^{۱۱} Envelope

^{۱۲} Gondola

^{۱۳} Stabilators(Fins)

^{۱۴} PVC(Poly vinyl Chloride)

^{۱۵} L/D

^{۱۶} GNV Rao envelope Profile for aerostat

^{۱۷} Wake

^{۱۸} Yawing

^{۱۹} Mabuchinzo

^{۲۰} Rudder

^{۲۱} Tetrahedron

^{۲۲} Skewness

^{۲۳} Pressure-based

^{۲۴} Panel Method

^{۲۵} Hoerner

^{۲۶} Zeppelin

مراجع

- [1] Lacroix, S., "Toward Autonomous Airships: Research and Developments at LAAS/CNRS", 3rd International Airships Convention and Exhibition. Freidrichshafen, Germany, 2000.
- [2] Lutz, T., Funk, P., Jakobi, A., & Wagner, S., "Summary of Aerodynamic Studies on the Lotte Airship", 4th International Airship Convention and Exhibition, Cambridge, England, 2002.
- [3] Ramos, J. G., & et all, "Autonomus Flight Experiment with a Robatic Unmanned Airship", Proceedings of the 2001 Automation, Seoul, Korea, 2001.
- [4] Jin, O., Qu, W., and Xi, Y., "Stratospheric verifying airship modeling and analysis", Journal of Shanghai Jiaotong University, Vol. 37, No. 6, pp. 956-960, 2003.
- [5] Chen, W., Xiao, W., Kroplin, B. and Konzo, A., "Structural performance evaluation procedure for large flexible Airship of HALE stratospheric platform conception", Journal of Shanghai Jiaotong University, Vol. 12E, No. 2, pp. 293-300, 2007.
- [6] Perry, W.D., "Sentinel in the Sky: An autonomous Airship offers long-duration, high-altitude capabilities", Technology Today, 2010.
- [7] Dorrington, G. E., " Drag of Spheroid-Cone Shaped Airship", Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 2, 2006.
- [8] Liu, T., Liou, W. W., and Schulte, M., " Aeroship: A Hybrid Flight Platform", Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 2, 2009.
- [9] Gawale, A.C., Raina, A.A., Pant, R.S., Jahagirdar Y.P., " Design, Fabrication and Operation of Remotely Controlled

- Airships in India", 18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, AIAA-2009-2855, 2009.
- [10] Zhang, K.S., Han, Z.H., Song, B.F., " Flight Performance Analysis of Hybrid Airship: Revised Analytical Formulation", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 4, 2010.
- [11] Andana, A.D., Asrar, W., Omar, A.A., " Aerodynamics of a Hybrid Airship", The 4th International Meeting of Advances in Thermofluids, AIP Conference Proceedings, Volume 1440, Issue 1, p.154-161, 2011.
- [12] Wang, X.L., " Computational Fluid Dynamics Predictions of Stability Derivatives for Airship", *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 3, 2012.
- [13] Ul-Haque, A., Asrar, W., Omar, A.A., Sulaeman JS, E., Ali, M., " Comparison of Digital DATCOM and Wind Tunnel Data of a Winged Hybrid Airship's Generic Model", *Journal of Applied Mechanics and Materials*, Vol. 629, pp. 36-41, 2014.
- [14] Kadam, S.P., Kanase-Patil, A.B, Warade, V.P., " Computational Estimation of Airship Aerodynamic Characteristics", *International Engineering Research Journal*, Special Issue Page 1249-1254, ISSN 2395-1621, 2016.
- [15] Ul-Haque, A., Asrar W., Omar, A.A., Sulaeman JS., E., Ali, M., " Wind tunnel testing of hybrid buoyant aerial vehicle", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 89, Issue. 1, pp. 99 – 105, 2017.
- [16] Division, L., Missouri L., "The USAF Stability and Control Datcom" , Volume I, User's Manual ,McDonnell Douglas Astronautics Company, April 1979.
- [17] صدراپی، محمد هاشم، "مکانیک پرواز"، ویرایش دوم، دانشگاه امام حسین (ع)، ایران، ۱۳۸۷.
- [18] Brandt T., " Zeppelin NT- the Utility Airship", 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, 18 - 20 September 2007, Belfast, Northern Ireland.
- [19] Abbott R., H., "Airship Model Tests in the Variables Density Wind Tunnel", NACA TR394, 1931.
- [20] Dorrington, G. E., " Drag of Spheroid-Cone Shaped Airship", *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 2, 2006.