

طراحی مفهومی و بهینه‌سازی کشتی هوایی ارتفاع بالا به وسیله الگوریتم ژنتیک

محمود هاشم پور^۱، مهران نصرت‌الهی^۲

^۱ کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

^۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران nosratolah@mut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۰/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۱/۳۰

چکیده

در این مقاله روشی جهت طراحی مفهومی کشتی‌های هوایی ارتفاع بالا ارائه شده است. با در نظر گرفتن یک بار محموله و به کمک روش ارائه‌شده، طراحی برای یک نمونه خاص انجام شد و پس از اعتبارسنجی طراحی انجام‌شده، بهینه‌سازی شکل بدنه کشتی هوایی به کمک الگوریتم ژنتیک و براساس تابعی ترکیبی شامل مساحت سطح، درگ محیطی و تنش حلقه‌ای وارد بر پوسته صورت گرفت. ابعاد هندسی، ضریب درگ حجمی، حداقل تنش حلقه‌ای وارد بر پوسته و وزن اجزای مختلف از جمله پارامترهای خروجی این روش طراحی می‌باشد. از نتایج به دست آمده مشاهده می‌شود که طراحی انجام‌شده به وسیله متدولوژی حاضر مطابقت خوبی با یک نمونه عملی انجام‌شده دارد. همچنین به کمک این روش، طراحی جهت کمترین پسای آیرودینامیکی، کمترین وزن و کمترین مساحت سطح پوسته به صورت جداگانه و به وسیله الگوریتم ژنتیک حاصل شد. در ادامه برخی تحلیل‌های حساسیت انجام شد و میزان حساسیت طول کشتی هوایی به عنوان مهمترین پارامتر هندسی کشتی هوایی نسبت به پارامترهای متفاوت طراحی به دست آمد. در پایان براساس مقادیر به دست آمده در یکی از بهینه‌سازی‌های انجام‌شده چیدمانی کلی برای زیرسیستم‌های متفاوت پیشنهاد شد.

واژگان کلیدی

کشتی هوایی ارتفاع بالا، طراحی مفهومی، الگوریتم ژنتیک، طراحی بهینه چندموضوعی، آنالیز حساسیت، چیدمان کلی، وسائل سبکتر از هوا، لایه استراتوسفر

۱. مقدمه

دیده‌بانی و مخابراتی استفاده می‌شوند و به این دلیل که با هزینه‌های پایین می‌توانند کارایی و پوشش خوبی داشته باشند، هر روز بر تعداد کشورهای علاقه‌مند به استفاده از آنها افزوده می‌شود. معمولاً سه فاز در طراحی پرنده‌های معمولی وجود دارد، که شامل

هرچند طراحی و ساخت کشتی‌های هوایی به اوائل قرن بیستم میلادی بازمی‌گردد، اما امروزه استفاده از آنها به عنوان وسائلی جهت مأموریت‌های طولانی‌مدت در ارتفاع‌های بالا مورد توجه قرار گرفته است. این وسائل برای کاربردهای متفاوتی چون

طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی و طراحی تفصیلی است. از این سه فاز، طراحی مفهومی کوچکترین ترم از نظر زمان و سرمایه‌گذاری است که حدود ۵ درصد از زمان کل را شامل می‌شود. اما تصمیماتی که در این فاز گرفته می‌شود، تأثیر مستقیمی بر تلاش‌ها و هزینه‌های بعدی دارد و هزینه‌ای که در این فاز قطعی می‌شود، تقریباً ۷۰ درصد از کل را تشکیل می‌دهد که بیانگر اهمیت دستیابی به یک روش قابل قبول برای طراحی مفهومی است.

تاکنون متدولوژی و کدهای گوناگونی برای طراحی و آنالیز کشتی‌های هوایی ارائه شده است. از آن جمله، اوزوروسکی (۲۰۰۳) کد طراحی و آنالیز کشتی هوایی^۱ یا همان ADAC را توسعه داد و پانت (۲۰۰۳) متدولوژی رسیدن به مشخصات پایه‌ای یک کشتی هوایی غیرصلب را ارائه کرد [۱]. اوزوروسکی کد خود را برای مطالعه امکان‌سنجی وسائل سبکتر از هوای طراحی‌شده جهت مأموریت‌های بلندمدت ارتفاع بالا توسعه داد. اما پانت متدولوژی را برای کشتی‌های هوایی غیرصلب که مأموریت‌شان ارتفاع بالا نبود ارائه کرد. کراسمن (۱۹۹۵) تحلیل کرد که پارامترهای محیطی از قبیل دما، فشار و سرعت باد روی عملکرد کشتی هوایی افساردار مؤثر است و همچنین نشان داد که پارامترهای زیادی چون وزن، ماده مورد استفاده، دما، فشار، ارتفاع مأموریت و مدت زمان به‌کارگیری بر سبب کشتی هوایی اثر دارد [۲]. لیبیا و گنگ (۲۰۰۶) یک روش ماژولار ارائه کردند که در تکمیل یک زیرمدل کاربرد دارد و مشخص کردند که ساختار کشتی هوایی صلب بزرگترین مانع در ظرفیت آنها برای کاربرد در ارتفاع بالا به شیوه سنتی است [۳]. وانگ و همکاران (۲۰۰۹) در مقاله‌ای متدولوژی جدیدی برای طراحی مفهومی کشتی هوایی استراتوسفری ارائه کرده‌اند [۴]. سپس به بهینه‌سازی طراحی پرداخته و مشخصات اولیه‌ی پیکربندی‌های مرسوم یک کشتی هوایی استراتوسفری و نیازمندی‌های طراحی را به‌دست آورده‌اند. حساسیت طول کشتی هوایی با برخی پارامترهای بحرانی تحلیل و نتایج تحلیل حساسیت آورده شده است. چن و همکاران (۲۰۰۱) اثر ارتفاع، عرض جغرافیایی، اختلاف فشار و دمای داخل و خارج پوسته و درصد خلوص هلیوم را بر روی پارامترهای مفهومی از قبیل طول، مساحت سطح و حجم کشتی هوایی بررسی کردند [۵]. پس از آن، اثر فناوری در دسترس را با فرض ثابت بودن طول کشتی هوایی روی ظرفیت محموله قابل حمل سنجیدند و

در مرحله بعد با فرض ثابت بودن ظرفیت محموله قابل حمل تأثیر فناوری در دسترس را روی طول کشتی هوایی بررسی نمودند.

این مقاله با توجه به فعالیت‌هایی که قبلاً ارائه شده است، متدولوژی جدیدی جهت به‌دست آوردن طراحی مفهومی کشتی هوایی استراتوسفری ارائه داده است؛ به‌طوری‌که مشخصات اولیه‌ی پیکربندی‌های مرسوم یک کشتی هوایی استراتوسفری را ارائه و بهینه‌سازی در روش طراحی را مطرح می‌کند. همچنین می‌توان برای مطالعات امکان‌سنجی کشتی‌های هوایی استراتوسفری در مأموریت‌های طولانی مدت ارتفاع بالا از آن استفاده کرد.

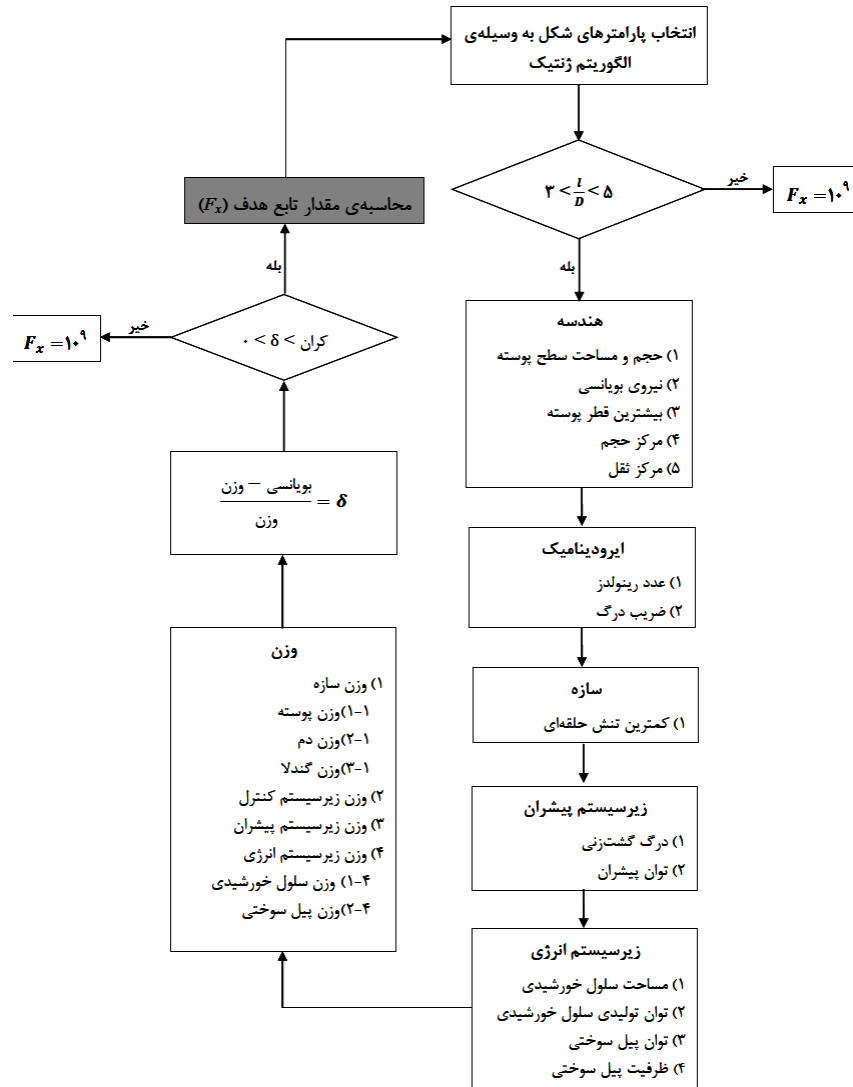
مقاله حاضر شامل پنج بخش اصلی شامل طرح کلی متدولوژی، بهینه‌سازی شکل بدنه، تحلیل نتایج، آنالیز حساسیت و پیشنهاد چیدمانی زیرسیستم‌ها است. در بخش نخست، مقاله به بیان روند کار متدولوژی ارائه شده می‌پردازد و مدل‌های ریاضیاتی زیرسیستم‌های متفاوت نیز ارائه شده است. در بخش دوم، درباره روش بهینه‌سازی به‌کمک الگوریتم ژنتیک و توابع هدف متفاوتی که می‌توان بهینه‌سازی را بر اساس آنها انجام داد، بحث شده است. بخش سوم نیز به بیان نتایج طراحی و بهینه‌سازی انجام شده پرداخته است. همچنین در این بخش نتایج روش ارائه‌شده با نمونه عملی مقایسه می‌شود تا صحت متدولوژی مورد ارزیابی قرار گیرد. بخش چهارم به آنالیز حساسیت طول کشتی هوایی به‌عنوان مهمترین پارامتر هندسی کشتی هوایی نسبت به پارامترهای متفاوت طراحی تشریح شده است. در بخش پایانی نیز براساس مقادیر به‌دست آمده در یکی از بهینه‌سازی‌های انجام‌شده چیدمانی کلی برای زیرسیستم‌های متفاوت پیشنهاد شده است.

۲. طرح کلی متدولوژی

چون متدولوژی وانگ [۴] دارای روندی مشخص است و در مقایسه با طراحی‌های عملی مطابقت دارد، طرح کلی متدولوژی طراحی ارائه شده در این مقاله (شکل ۱) تا حدودی بر متدولوژی وانگ منطبق است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، متدولوژی با انتخاب پارامترهای شکل به‌وسیله الگوریتم ژنتیک آغاز می‌گردد. پس از آن بررسی می‌شود که نسبت ظرافت آن در محدوده مورد نظر باشد و در صورتی که اینگونه بود، به محاسبه پارامترهای هندسی، آیرودینامیکی، سازه‌ای، سیستم پیشران و انرژی پرداخته می‌شود. با مشخص شدن مشخصات کلی زیرسیستم‌ها، محاسبه وزن اجزای مختلف انجام و بررسی می‌شود

یا مقدار لیفت تولیدی در محدوده مورد نظر قرار نگرفته باشد، مقدار تابع هدف بسیار بزرگ انتخاب می‌شود تا عملاً آن طراحی از محاسبات حذف شود. در ادامه شرح زیرماترول‌های کلیدی متدولوژی می‌آید.

که لیفت تولیدی بتواند کشتی هوایی را در ارتفاع مطلوب قرار دهد. در صورتی که لیفت موجود با وزن کل کشتی هوایی مطابق بود، مقدار تابع هدف محاسبه می‌شود. در پایان الگوریتم ژنتیک مقدار تابع هدف را جهت تولید نسل بعدی و یافتن بهترین جواب استفاده می‌کند. چنانچه نسبت ظرافت در محدوده مورد نظر نباشد



شکل ۱. متدولوژی طراحی ارائه شده

[۶]. با مشخص بودن ارتفاع عملکردی، دما، فشار و چگالی هوا در آن ارتفاع به‌وسیله مدل اتمسفر استاندارد مشخص می‌شود.

۲-۲. شکل بدنه

معادله بدنه کشتی هوایی که وانگ و همکاران [۴] در مقاله خود استفاده کردند، در معادله ۱ بیان شده است.

$$64(y^2 + z^2) = a(1-x)(bx - l\sqrt{c} + \sqrt{cl^2 - dlx}) \quad (1)$$

۲-۱. مدل اتمسفر

مدل اتمسفر استفاده‌شده، مدل اتمسفر استاندارد است. چون اتمسفر نسبت به زمان و مکان ثابت باقی نمی‌ماند و همواره در حال تغییر است، مدل‌هایی جهت تخمین آن وجود دارد که از جمله آنها مدل اتمسفر استاندارد است. در این مدل هوا بدون گرد، رطوبت و بخار آب فرض می‌شود و نسبت به زمین آرام در نظر گرفته می‌شود؛ به این معنا که هیچ باد یا اغتشاشی وجود ندارد

چون بدنه کشتی هوایی کامل با دوران ۳۶۰ درجه شکل دوبعدی حول محور x حاصل می‌شود، معادله شکل دوبعدی وانگ و همکاران به صورت ۲ تغییر می‌کند.

$$y = \frac{1}{2} \sqrt{a(l-x)(bx-l\sqrt{c} + \sqrt{cl^2-dlx})} \quad (2)$$

شکل پیش‌فرض وانگ و همکاران مشابه اغلب کشتی‌های هوایی است و همچنین یکنواختی آن از شکل‌هایی که از دو نیم‌بیضی تشکیل شده‌اند بهتر است. جهت یافتن مقادیر مناسب جهت ضرایب a، b، c و d، روابطی که یاماموتو [۷] ارائه کرده و در معادله ۳ آمده است، به‌عنوان شبیه‌ترین روابط به روابط شکل پیش‌فرض وانگ و همکاران شناخته شد.

$$y = \pm \sqrt{\frac{C + \sqrt{D}}{2f}}$$

$$C = cx + e - 2dx^2$$

$$D = 4(d^2 - f)x^4 + 4(af - cd)x^3 \quad (3)$$

$$+ (c^2 - 4de)x^2 + 2cex + e^2$$

$$a > 0, d > 0, f > 0$$

$$e < 0, 2a^2d > ac + e$$

با تساوی دو طرف روابط یاماموتو و وانگ مشخص شد که باید شرایط رابطه ۴ در معادله شکل وانگ و همکاران لحاظ شود تا شکل همواره به‌صورت شبه‌بیضی باقی بماند.

$$a > 0, b > 0, c > d \ \& \ d = 2b\sqrt{c} - b^2 \quad (4)$$

۲-۳. مدل هندسی کشتی هوایی

حجم پوسته (V_e) با معادله ۵ محاسبه می‌شود.

$$V_e = \pi \int_0^l y^2 dx \quad (5)$$

مساحت سطح پوسته (A_e) نیز با معادله ۶ محاسبه می‌شود.

$$A_e = 2\pi \int_0^l y \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} dx \quad (6)$$

موقعیت طولی مرکز بویانسی (x_{bc}) به‌صورت معادله ۷ مشخص می‌گردد [۸].

$$x_{bc} = \frac{\pi \int_0^l xy^2 dx}{V_e} \quad (7)$$

موقعیت طولی مرکز ثقل پوسته (x_{gc}) نیز با معادله ۸ محاسبه خواهد شد.

$$x_{gc} = \frac{2\pi \int_0^l xy \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} dx}{A_e} \quad (8)$$

موقعیت طولی قطر ماکزیمم پوسته (x_{Dmax}) با مشتق اول y از معادله ۹ حاصل می‌شود.

$$y' = \frac{dy}{dx} = 0 \quad (9)$$

پس قطر ماکزیمم با قراردادن موقعیت طولی قطر ماکزیمم در معادله ۲ حاصل می‌گردد.

۲-۴. مدل آیرودینامیکی کشتی هوایی

ضریب درگ حجمی (C_{DV}) به کمک خوری و گیلت [۸] به‌عنوان تابعی از نسبت ظرافت (l/D_{max}) با معادلات ۱۰ و ۱۱ مشخص شده است.

$$C_{DV} = \frac{1}{Re^{1/6}} \left(0.172 \left(\frac{l}{D}\right)^{1.3} + 0.252 \left(\frac{D}{l}\right)^{1.2} + 1.032 \left(\frac{D}{l}\right)^{2.7} \right) \quad (10)$$

$$Re = \frac{\rho_a v D_{max}}{\mu} \quad (11)$$

گفتنی است پارامترهای موجود در محاسبه عدد رینولدز عبارتند از چگالی هوا در ارتفاع عملکردی ۲۰ کیلومتر، v بیشترین سرعت طراحی که به مقدار ۲۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است، D_{max} بیشترین قطر کشتی هوایی و μ ویسکوزیته هوا در ارتفاع عملکردی. براساس گزارش ارائه‌شده توسط کولوزا [۹] ویسکوزیته هوا در ارتفاع‌های مختلف توسط معادله ۱۲ حاصل می‌شود.

$$\mu = \frac{(1.458E - 6)T^{1.5}}{T + 110.4} \text{ (kg/ms)} \quad (12)$$

در معادله ۱۲، T دما در واحد کلونین و ویسکوزیته در واحد کیلوگرم بر متر ثانیه می‌باشد.

۲-۵. مدل حداقل تنش حلقه‌ای

حداقل تنش حلقه‌ای بر واحد ضخامت با معادله ۱۳ مشخص می‌شود.

$$\sigma_{min} = \frac{\Delta PD}{2} \quad (13)$$

۲-۷-۱. انرژی تولیدی

انرژی تولیدی توسط سلول‌های خورشیدی از طریق معادله ۲۱ به دست می‌آید.

$$Q_{SC} = RA_e E \eta_{SC} \quad (21)$$

در معادله ۲۱، R نسبتی از سطح کشتی هوایی است که به وسیله سلول خورشیدی پوشیده شده است. به بیان دیگر $R \times A_e$ مساحت سلول خورشیدی را نشان می‌دهد. همچنین E (Wh/m^2) تابش خورشید بر واحد سطح در ارتفاع ۲۰ کیلومتری است که نحوه محاسبه آن در ادامه خواهد آمد. پارامتر η_{SC} نیز بازده سلول خورشیدی است که مقدار آن از ۰/۰۸ تا ۰/۱۶۹ [۱۱] در نظر گرفته می‌شود. در این مقاله مقداری که جورج کانتور و همکاران [۱۲] در پروژه عملی خود با آن مواجه بودند به میزان ۰/۱۲۸ در نظر گرفته شده است. مونر در کتاب خود [۱۳] در مورد تابش‌های خورشیدی صحبت کرده است و معادله ۲۲ را جهت به دست آوردن انرژی تابش‌های بیرون از محیط زمین ارائه می‌دهد. وی پس از ارائه معادله ۲۲ برای به دست آوردن انرژی تابشی بر واحد سطح بیان می‌دارد که برخی از نویسندگان از E به عنوان تابش رسیده به زمین در غیاب اتمسفر یاد می‌کنند [۱۳].

$$E = \left(\frac{0.024}{\pi} \right) I_{SC} \left(1 + 0.033 \cos \left(360 \frac{DN}{365} \right) \right) \times (\cos LAT \cos DEC \sin \omega_s + \left(\frac{2\pi\omega_s}{360} \right) \sin LAT \sin DEC) \quad (22)$$

در معادله ۲۲، E در واحد کیلووات ساعت بر متر مربع به دست می‌آید. همچنین I_{SC} ثابت خورشید است که مونر مقدار آن را ۱۳۶۷ وات بر متر مربع بیان کرده است و تأکید می‌کند که این مقدار تابش رسیده به سطح در بالای اتمسفر زمین است [۱۳]. برای آنکه تأثیر ارتفاع و اتمسفر استراتوسفر در مقدار تابش رسیده به سلول‌های خورشیدی کشتی هوایی ارتفاع بالا مد نظر قرار گیرد از مقداری که چن برای I_{SC} در ۲۰ کیلومتری ارائه داده است و مقدار آن ۱۲۶۲ وات بر متر مربع می‌باشد [۵]، استفاده شد. مونر DN را به عنوان تعداد روز گذشته از سال معرفی می‌کند. به عنوان مثال روز اول ژانویه به عنوان روز اول و روز آخر دسامبر به عنوان روز ۳۶۵ ام شناخته می‌شود. در این مقاله روز ۳۵۶ ام (۲۲ دسامبر) یا همان نقطه تحول زمستانی، مورد نظر قرار گرفت؛ زیرا بدترین شرایط (بیشترین سرعت باد و کمترین تابش خورشیدی رسیده) در

حداقل فشار داخلی (ΔP) که شامل فشار استاتیکی (P_{static})، فشار دینامیکی (P_{dyn}) و فشار دیفرانسیلی داخلی (P_{diff}) می‌باشد در معادله ۱۴ آمده است.

$$\Delta P = P_{static} + P_{dyn} + P_{diff} \quad (14)$$

فشار استاتیکی به دلیل گشتاور خمشی استاتیکی و فشار دینامیکی به دلیل گشتاور خمشی دینامیکی ایجاد می‌شود. فشار استاتیکی، فشار دینامیکی و فشار دیفرانسیلی داخلی به ترتیب با استفاده از معادلات ۱۵، ۱۶ و ۱۷ محاسبه می‌شود.

$$P_{static} = 0.2308 g \rho_a r_{gc} \lambda^2 \quad (15)$$

$$P_{dyn} = \frac{\rho_a v^2 V_e (k_2 - k_1) \sin 2\alpha}{\pi r_{gc}^3} \quad (16)$$

$$P_{diff} = 1.722 g \rho_a R \lambda \sin \alpha \quad (17)$$

در معادلات ۱۵ تا ۱۷، g شتاب ثقل زمین، r_{gc} شعاع پوسته در مرکز جرم، $\lambda = l/D_{max}$ نسبت ظرافت، α زاویه حمله است که ۱۰ درجه در نظر گرفته شد و R بزرگترین شعاع پوسته است. مقادیر k_1 و k_2 نیز فاکتورهای اینرسی مانک در جهت‌های طولی و مایل است که در جدول ۱ آمده‌اند [۱۰]. مقادیر دیگر نیز با درونیابی از داده‌های جدول ۱ به دست می‌آید.

۲-۶. مدل توان پیشران

پیشران تولیدی در کشتی هوایی (با مأموریت حفظ موقعیت) اغلب جهت مقابله با درگ محیطی استفاده می‌شود؛ از اینرو بر اساس معادله ۱۸ نیروی تولیدی توسط پیشران برابر با نیروی درگ در نظر گرفته می‌شود. طبق بیان خوری و گیلت [۸] نیروی درگ را می‌توان توسط معادله ۱۹ به دست آورد. پس توان مورد استفاده برای پیشران توسط معادله ۲۰ محاسبه می‌شود.

$$F_{prop} = F_{drag} \quad (18)$$

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho_a v^2 C_{DV} V_e^{2/3} \quad (19)$$

$$P_{props} = \frac{F_{prop} v}{\eta_{prop}} \quad (20)$$

۲-۷. مدل سیستم انرژی

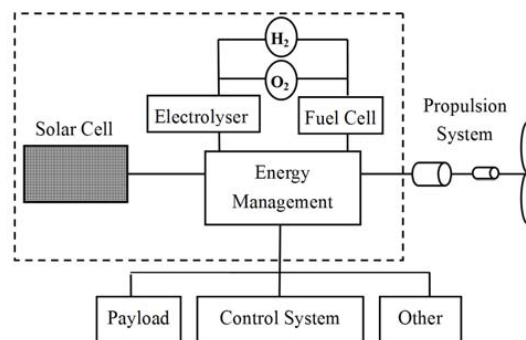
برای مأموریت‌های بلندمدت، انرژی با استفاده از توان خورشیدی و سلول‌های سوختی قابل شارژ تامین می‌شود. قسمتی از تابش خورشیدی جمع‌شده برای انرژی پیشران مصرف و مابقی برای استفاده در شب ذخیره می‌شود. طرح سیستم انرژی در شکل ۲ نمایش داده شده است.

این روز رخ می‌دهد [۹]. LAT عرض جغرافیایی محل قرارگیری کشتی هوایی براساس رادبان است که در این پروژه ۳۵ درجه (۰/۶۱ رادبان) لحاظ شد. DEC نیز بر زاویه انحراف خورشیدی^۵ دلالت دارد. مونر زاویه انحراف خورشیدی را به‌عنوان زاویه بین بردار زمین - خورشید و صفحه استوایی معرفی و بیان می‌کند که

به‌صورت قراردادی وقتی بردار زمین - خورشید در سمت شمال صفحه استوایی باشد، زاویه انحراف خورشیدی مثبت است [۱۳]. نحوه محاسبه‌ی آن را نیز مونر به نقل از بوز به‌صورت معادله ۲۳ بیان می‌کند.

جدول ۱. فاکتورهای اینرسی مانک

| K_2-K_1 | $K_2(\text{transverse})$ | $K_1(\text{longitudinal})$ | I/D |
|-----------|--------------------------|----------------------------|-------|
| ۰ | ۰/۵۰۰ | ۰/۵۰۰ | ۱ |
| ۰/۳۱۶ | ۰/۶۲۱ | ۰/۳۰۵ | ۱/۵۰ |
| ۰/۴۹۳ | ۰/۷۰۲ | ۰/۲۰۹ | ۲/۰۰ |
| ۰/۶۰۷ | ۰/۷۶۳ | ۰/۱۵۶ | ۲/۵۱ |
| ۰/۶۸۱ | ۰/۸۰۳ | ۰/۱۲۲ | ۲/۹۹ |
| ۰/۷۷۸ | ۰/۸۶۰ | ۰/۰۸۲ | ۳/۹۹ |
| ۰/۸۳۶ | ۰/۸۹۵ | ۰/۰۵۹ | ۴/۹۹ |
| ۰/۸۷۳ | ۰/۹۱۸ | ۰/۰۴۵ | ۶/۰۱ |
| ۰/۸۹۷ | ۰/۹۳۳ | ۰/۰۳۶ | ۶/۹۷ |
| ۰/۹۱۶ | ۰/۹۴۵ | ۰/۰۲۹ | ۸/۰۱ |
| ۰/۹۳۰ | ۰/۹۵۴ | ۰/۰۲۴ | ۹/۰۲ |
| ۰/۹۳۹ | ۰/۹۶۰ | ۰/۰۲۱ | ۹/۹۷ |
| ۱/۰۰۰ | ۱/۰۰۰ | ۰/۰۰۰ | ∞ |



شکل ۲. طرح ساده‌ای از سیستم انرژی

$$DEC = \sin^{-1} \left(0.39795 \cos \left(\frac{\pi}{180} 0.98563 (DN - 173) \right) \right) \quad (24)$$

آخرین پارامتر که در معادله ۲۲ ناشناخته است ω_s می‌باشد. مونر این پارامتر را نیز به‌صورت معادله ۲۵ ارائه می‌دهد [۱۳].

$$\omega_s = \cos^{-1} (-\tan LAT \tan DEC) \quad (25)$$

$$DEC = \sin^{-1} (0.39795 \cos (0.98563 (DN - 173))) \quad (23)$$

مونر در ادامه توضیح می‌دهد که در معادله ۲۳ مقداری که در \cos قرار می‌گیرد برحسب درجه است، اما مقداری که \sin^{-1} ارائه می‌دهد برحسب رادبان است [۱۳]. برای سهولت کار معادله ۲۳ به‌صورت معادله ۲۴ تصحیح شد تا هر دو مقدار در واحد رادبان قرار گیرد.

۲-۷-۲. انرژی مورد نیاز

توان برای کشتی هوایی و محموله‌اش شامل سیستم کنترل (P_{ctrls})، محموله (P_{pays}) و سیستم پیشران (P_{props}) مورد نیاز است. از بین اینها سیستم پیشران بیشترین انرژی را مصرف خواهد کرد. حدود ۱۰۰ کیلووات توان پیشران برای پرواز با سرعت ۲۵ متر بر ثانیه مورد نیاز است که مقدار دقیق آن به وسیله معادله ۲۰ به دست می‌آید. محموله حدود ۱/۵ تا ۱۰ کیلووات و سیستم کنترل حدود ۱۱ کیلووات توان لازم دارند که می‌توان تصور کرد در طول طراحی ثابت فرض شوند. توان کل مورد نیاز با معادله ۲۶ تشریح می‌شود.

$$P_{total} = P_{pays} + P_{ctrls} + P_{props} \quad (26)$$

کل انرژی مورد نیاز نیز به وسیله معادله ۲۷ تعریف می‌شود. در معادله ۲۷ t_{day} طول روز و t_{night} طول شب هر دو در واحد ساعت هستند.

$$Q_{total} = P_{total} t_{day} + \frac{P_{total} t_{night}}{\eta_{fc}} \quad (27)$$

$$t_{night} = 24 - t_{day} \quad (28)$$

مؤثر در کتاب خود [۱۳] نحوه به دست آوردن طول روز را به صورت معادله ۲۹ بیان می‌دارد.

$$t_{day} = \frac{2\omega_s}{15} \quad (29)$$

برای اینکه کشتی هوایی به درستی کار کند، انرژی تولیدی در طول روز باید با انرژی مورد نیاز در شبانه روز برابر باشد، به بیان دیگر باید تساوی ۳۰ ارضا شود.

$$Q_{SC} = Q_{total} \quad (30)$$

در کد نوشته شده جهت این مقاله، نسبتی از مساحت سطح که به وسیله سلول خورشیدی پوشیده شده است به عنوان خروجی طراحی در نظر گرفته شد و با استفاده از تساوی ۳۰ مقدار آن به دست آمد.

۲-۸. مدل وزن کشتی هوایی

غالباً در کشتی‌های هوایی از دو واژه وزن خالی^۶ و وزن برخاستن^۷ استفاده می‌شود. وزن برخاستن کشتی هوایی به وزن خالی همراه با وزن محموله اطلاق می‌شود [۱۴]. در کل می‌توان وزن خالی کشتی هوایی را به چهار قسمت تقسیم کرد که عبارت‌اند از: وزن سازه، وزن سیستم کنترل، وزن سیستم پیشران و وزن سیستم انرژی. در ادامه نحوه محاسبه وزن کشتی هوایی تشریح می‌شود.

۲-۸-۱. تخمین وزن سازه

وزن سازه به نوبه خود به سه بخش وزن پوسته، وزن دم و وزن گندلا تقسیم می‌شود.

۲-۸-۱-۱. تخمین وزن پوسته

به دلیل بزرگی کشتی‌های هوایی ارتفاع بالا وزن پوسته بیشترین بخش از وزن کل را تشکیل می‌دهد. غالباً از ۳۸ درصد [۱۵] تا ۶۳ درصد [۴] وزن کشتی‌های هوایی را پوسته تشکیل می‌دهد. گاوآل و همکاران بیان می‌کنند که استفاده از ماده‌ای که فقط ۱ درصد سنگین‌تر باشد می‌تواند وزن محموله قابل حمل را تا حدود ۲/۵ درصد کاهش دهد [۱۵] که مثلاً برای یک محموله ۵۰۰ کیلوگرمی در حدود ۱۲/۵ کیلوگرم می‌شود. مقدار جرم پوسته از معادله ۳۱ به دست می‌آید.

$$m_{fabric} = A_e \times \rho_{fabric} \quad (31)$$

غالباً پوسته کشتی‌های هوایی را چندلایه می‌سازند تا هر یک از لایه‌ها در مقابل یک یا چند عامل محیطی مقاومت کند. همچنین چگالی آنها را از ۶۰ تا ۲۰۰۰ گرم بر متر مکعب در نظر می‌گیرند که مقدار معمول حدود ۳۰۰ گرم بر متر مکعب می‌باشد [۱۶]. بر همین اساس در این مقاله نیز چگالی پوسته ۳۰۰ گرم بر متر مکعب قرار داده شد.

۲-۸-۱-۲. تخمین وزن دم

پانت در یکی از نوشته‌های خود [۱] چنین بیان می‌کند: "سایز و موقعیت فین‌ها تابعی از مشخصات کنترل مطلوب کشتی هوایی هستند. داده‌های هندسی براساس ۱۵ کشتی هوایی جمع‌آوری و آنالیز شد. وی سپس چندین نسبت بی‌بعد برای هندسه فین‌ها محاسبه می‌کند و میانگین آنها را در متدولوژی طراحی خود استفاده می‌نماید. یکی از نسبت‌های بی‌بعد پانت نسبت مساحت سطح دم (شامل فین و سطوح کنترلی) به مساحت پوسته است. وی این نسبت را به صورت معادله ۳۲ بیان می‌کند [۱]."

$$\frac{N_f \times (A_f + A_{ctr})}{A_e} = 0.061 \quad (32)$$

در معادله ۳۲، N_f تعداد فین‌ها، A_f مساحت فین و A_{ctr} مساحت سطح کنترلی است. در طراحی‌های ارتفاع بالا غالباً فین‌ها بادشونده و از همان جنس پوسته ساخته می‌شوند. در این پروژه نیز

فین‌ها بادشونده و از جنس پوسته فرض شد و از اینرو جرم آنها با استفاده از معادله ۳۲ به‌صورت معادله ۳۳ به‌دست آمد.

$$m_{fin} = 2 \times 0.061 \times A_e \times \rho_{fabric} \quad (33)$$

ضریب ۲ از آن جهت استفاده شد که فین‌های بادشونده از دو برابر سطح یک فین ساخته می‌شوند.

۲-۱-۸-۳. تخمین وزن گندلا

پانت در همان مقاله [۱] اشاره می‌کند که "نسبت حجم گندلا (طول×عرض×ارتفاع) به حجم پوسته برای ۲۱ کشتی هوایی مشخص شد و مقدار متوسط به میزان ۰/۰۰۷ به‌دست آمد. چون گندلای بیشتر کشتی‌های هوایی در جلو و عقب گردشده هستند تا شاخصه‌های آیرودینامیکی را ارتقاء بخشند، فرض می‌شود حجم گندلا کمتر از حجم به‌دست آمده به‌وسیله فاکتور ۱/۴ باشد. بنابراین نسبت حجم گندلا به حجم پوسته در حدود ۰/۰۰۵ در نظر گرفته می‌شود [۱]". بر همین اساس در این مقاله نیز گندلا مکعبی با حجم ۰/۰۰۵ حجم پوسته فرض شد. جنس گندلا نیز ورق‌های کامپوزیتی ۲ میلی‌متری متشکل از چسب اپوکسی (۲۸۰۰-۷۲۰ کیلوگرم بر متر مکعب) و فایبرگلاس (۲۶۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب) به‌طوری‌که چگالی آن ۱۲۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب باشد در نظر گرفته شد. بنابراین از معادلات ۳۴ تا ۳۶ جهت محاسبه جرم گندلا استفاده شد.

$$V_{gon} = 0.005 \times V_e \quad (34)$$

$$A_{gon} = 6 \times V_{gon}^{\frac{2}{3}} \quad (35)$$

$$m_{gon} = A_{gon} \times 0.002 \times 1200 \quad (36)$$

۲-۱-۸-۲. تخمین وزن سیستم کنترل

زیرسیستم کنترل کشتی‌های هوایی شامل پردازنده‌های کنترل‌کننده، کمپرسور و شیرهای کنترلی و مجاری هوا جهت بالونت‌ها، حسگرهای فشار، دما و کنترل وضعیت و موقعیت و سیستم ناوبری کشتی هوایی است. چون این قطعات برای کشتی‌های هوایی در این ابعاد تقریباً ثابت‌اند و توان مصرفی این زیرسیستم نیز ثابت فرض شد، وزن آن ۱۰۰ کیلوگرم در نظر گرفته می‌شود.

۲-۱-۸-۳. تخمین وزن سیستم پیشران

تخمین وزن سیستم پیشران ساده است؛ زیرا نسبت توان به جرم آنها از مشخصاتی است که برای آنها ذکر می‌شود. پس با دانستن میزان توان مصرفی آنها می‌توان جرم آنها را محاسبه کرد. چن

نسبت توان به جرم پیشران‌های در دسترس را ۱۲۵ وات بر کیلوگرم می‌داند [۵]. در این مقاله از این مقدار استفاده شده است.

۲-۱-۸-۴. تخمین وزن سیستم انرژی

سیستم انرژی از دو بخش عمده تولید و ذخیره انرژی تشکیل شده است. بخش تولید شامل سلول خورشیدی و سیستم ذخیره شامل سلول سوختی یا باتری‌های ثانویه می‌باشد. سلول‌های خورشیدی چگالی سطحی مشخصی دارند و به‌راحتی با دانستن مساحت سطح آنها می‌توان جرم آنها را محاسبه نمود. در این مقاله چگالی سطحی سلول‌های خورشیدی به میزان ۰/۱۵۰ کیلوگرم بر متر مربع [۵] در نظر گرفته شد. سلول‌های سوختی نیز نسبت انرژی به جرمشان مشخص است که طبق آنچه رومئو [۱۷] در نظر گرفته است مقدار آن ۵۵۰ کیلووات بر کیلوگرم فرض می‌شود. پس در مجموع می‌توان جرم سیستم انرژی را از معادله ۳۷ به‌دست آورد.

$$m_{energy} = RA_e \rho_{SC} + \frac{P_{total} t_{night}}{\eta_{fc} \rho_{fc}} \quad (37)$$

در رابطه ۳۷، ρ_{SC} چگالی سطحی سلول خورشیدی، ρ_{fc} نسبت انرژی به جرم سلول سوختی و η_{fc} بازده سلول سوختی می‌باشد. نکته قابل ذکر در مورد معادله ۳۷ اینکه بازده سلول خورشیدی در محاسبه نسبت مساحت سلول خورشیدی به مساحت کل (R) لحاظ شده است و نیاز به استفاده مجدد از آن نیست.

۲-۱-۹. مدل لیفت تولیدی

لیفت پرنده‌های سبکتر از هوا، که کشتی‌های هوایی هم جزئی از آنها محسوب می‌شوند، با استفاده از اصل شناوری تولید می‌شود. براساس آنچه ارشمیدس بیان می‌کند، نیروی بویانسی مساوی است با وزن هوای جابه‌جا شده پس نیروی بویانسی شدیداً به چگالی هوا و گاز بالابر بستگی دارد. پس از آنکه دما و فشار اتمسفر استاندارد محاسبه شد، می‌توان برای یک ارتفاع مشخص چگالی استاندارد را از قانون گاز کامل محاسبه نمود. خوری و گیلت [۸] درباره چگالی گاز بالابر در ارتفاعات بالای سطح زمین اینگونه بیان می‌دارند: "گاز داخل پوسته که غالباً به‌عنوان گاز بالابر شناخته می‌شود نیز همان‌گونه که اتمسفر تغییر می‌کند، تغییر می‌یابد و همان محاسبات اتمسفر برای آن صادق است." مولر و همکاران [۱۸] نیز این‌گونه بیان می‌کنند که: "اینگونه فرض می‌شود چگالی گاز بالابر با همان نرخ چگالی اتمسفر تغییر

آیرودینامیکی موجود به دلیل شکل بدنه، تنش موجود روی سازه، انرژی مصرفی، وزن کشتی هوایی و هزینه ساخت اشاره کرد. شکل بدنه با تغییر در ضریب درگ آیرودینامیکی روی درگ تأثیر می‌گذارد. جهت حداقل کردن درگ کشتی هوایی باید ضریب درگ را حداقل نمود. تنش اصلی که در طراحی کشتی هوایی مؤثر است و در این طراحی نیز از آن استفاده شده است، تنش حلقه‌ای است. هرچه بتوان این تنش را کمتر نمود، انتخاب جنس پوسته و ضخامت آن راحتتر خواهد بود. پس بهینه‌سازی مساحت سطح سلول خورشیدی می‌تواند نشان‌دهنده حداقل شدن انرژی مصرفی کشتی هوایی باشد. بیشترین درصد از وزن کشتی‌های هوایی را پوسته آنها تشکیل داده است، پس در صورتی که جنس پوسته ثابت باشد، با حداقل کردن مساحت سطح آن می‌توان وزن کشتی هوایی را بهینه کرد. برای مشاهده میزان تأثیر فاکتورهای مختلف بر بهینه‌سازی شکل یک تابع هدف ترکیبی از فاکتورهای بالا به صورت معادله ۴۲ توسط وانگ و همکاران [۲۰] ارائه شده است.

$$F_{composite} = \frac{1}{10} \left(\frac{C_{DV}}{C_{DVF}} + \frac{A_e}{A_{eF}} + \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{minF}} + \frac{A_{sa}}{A_{saF}} \right) \times 100 \quad (42)$$

در معادله ۴۲، C_{DVF} ، A_{eF} ، σ_{minF} و A_{saF} به ترتیب مقادیر C_{DV} ، A_e ، σ_{min} و A_{sa} براساس شکل مرجع مقاله وانگ و همکاران [۲۰] است که مقدار آنها در جدول آمده است.

جدول ۲. مقادیر پارامترهای خروجی در شکل مرجع وانگ و همکاران

| | |
|-------------------------------------|------------------------|
| $C_{DVF} = 0.2397$ | ضریب درگ حجمی |
| $A_{eF} = 22644/6 \text{ m}^2$ | مساحت سطح کل |
| $\sigma_{minF} = 6.44/1 \text{ Pa}$ | حداقل تنش حلقه‌ای |
| $A_{saF} = 1.182/2 \text{ m}^2$ | مساحت سطح سلول خورشیدی |

در این مقاله به جای مساحت سطح سلول خورشیدی از نسبت مساحت سلول خورشیدی به مساحت سطح کل استفاده شد. همچنین میزان تأثیر فاکتورها غیریکسان در نظر گرفته شد که در نتیجه معادله ۴۳ به عنوان تابع هدف بهینه‌سازی استفاده گردید.

$$F_{composite} = \frac{1}{4} \left(2 \frac{C_{DV}}{C_{DVF}} + \frac{A_e}{A_{eF}} + 3 \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{minF}} + 4 \frac{A_{sa}}{A_{saF}} \right) \times 100 \quad (43)$$

مقدار R_F نیز براساس شکل مرجع در معادله ۴۴ به دست آمد.

می‌کند. اگر ρ_{air0} دانسیته هوا در سطح دریا و نسبت چگالی به صورت معادله ۳۸ باشد، چگالی هلیوم به صورت معادله ۳۹ به دست می‌آید که ρ_{he0} دانسیته هلیوم در سطح دریا است.

$$\sigma = \frac{\rho_{air}}{\rho_{air0}} \quad (38)$$

$$\rho_{he} = \rho_{he0} \quad (39)$$

در نتیجه نیروی لیفت کشتی هوایی در هر ارتفاعی با استفاده از معادله ۴۰ به دست می‌آید.

$$L = V_e \sigma (\rho_{air0} - \rho_{he0}) \quad (40)$$

چون در ارتفاع عملکردی (۲۰ کیلومتر) کشتی هوایی پر از گاز هلیوم است و دیگر جایی برای انبساط ندارد، اختلاف فشار نیز می‌تواند افزایش یابد که ممکن است منجر به ترکیدن پوسته شود. به همین منظور باید نیروی عمودی وارد بر کشتی هوایی که از معادله ۴۱ حاصل می‌شود در ارتفاع عملکردی مساوی صفر شود.

$$Force_{airship} = V_e \sigma (\rho_{air0} - \rho_{he0}) Gravity - Weight_{total} \quad (41)$$

۳. بهینه‌سازی شکل بدنه کشتی هوایی

منظور از بهینه‌سازی یافتن مجموعه‌ای از بهترین پارامترها برای حداقل ساختن تابع هدف می‌باشد. در این مقاله جهت بهینه‌ساختن شکل بدنه کشتی هوایی از یک راه‌حل بهینه‌سازی سراسری؛ یعنی الگوریتم ژنتیک استفاده شد. الگوریتم ژنتیک به دلیل سادگی و احتمال خوب یافتن پاسخ بهینه بسیار مورد توجه است؛ به طوری که برخی از آن با عنوان سرآمد روش‌های تکاملی یاد می‌کنند [۱۹].

۳-۱. بردار ورودی طراحی

با تغییر پارامترهای شکل کشتی هوایی (a, b, c, d و l) شکل‌ها و ابعاد مختلفی از کشتی هوایی را می‌توان تولید کرد. همچنین بیان شد که پارامتر d به دلیل حفظ شکل شبه بیضوی کشتی هوایی و جهت صحت محاسبات، به کمک دیگر پارامترهای شکل کشتی هوایی به دست می‌آید. پس بردار ورودی طراحی کشتی هوایی شامل پارامترهای a, b, c و l است.

۳-۲. تابع هدف بهینه‌سازی طراحی

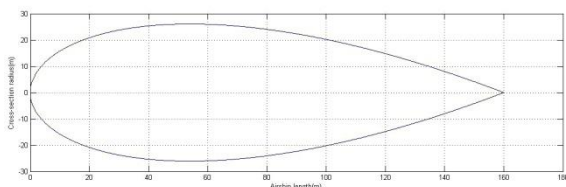
برخی پارامترها وجود دارند که طراح به بهینه‌شدن آنها علاقمند است. از جمله مهمترین این پارامترها می‌توان به درگ

۴-۲. اعتبارسنجی

ابتدا طراحی برای نیازمندی‌های پروژه HALE که توسط شرکت لیندسترنند برای آژانس فضایی اروپا ساخته شده است، انجام شد. HALE برای کاربرد در ارتفاع بالا طراحی گردیده است [۲۰]. مقدار پارامترهای ورودی طراحی در جدول ۴ و نتایج اعتبارسنجی انجام شده در جدول ۵ آمده است. در جدول ۵ مشاهده می‌شود، مطابقت خوبی بین مقادیر به‌دست آمده از متدولوژی طراحی موجود و مقادیر کشتی هوایی HALE وجود دارد.

۴-۳. طراحی به‌وسیله تابع هدف ترکیبی

با استفاده از تابع هدف ارائه‌شده در معادله ۴۳ طراحی انجام شد و مقادیر جدول ۶ برای پارامترهای طراحی به‌دست آمد. مقدار تابع هدف برای این طراحی ۷۰/۹۱ به‌دست آمده است در حالی‌که برای شکل پیش فرض وانگ و همکاران [۲۰] این مقدار ۱۰۰ است. گفتنی است که برخی پارامترهایی که در طراحی مؤثر است همچون چگالی پوسته، چگالی سلول خورشیدی و بازده سیستم ذخیره برای طراحی وانگ و همکاران در دسترس نیست و به احتمال زیاد میزانی از بهبود که در تابع هدف رخ داده از این امر به‌وجود آمده است. شکل دوبعدی بدنه که از این طراحی به‌دست آمد در شکل آورده شده است. به‌وسیله پارامترهای طراحی جدول ۶، مقدار پارامترهای خروجی طبق جدول ۷ به‌دست آمد.



شکل ۳. شکل دو بعدی بدنه حاصل در طراحی بهینه تابع هدف ترکیبی

۴-۴. مقایسه نتایج طراحی با توابع هدف متفاوت

در این بخش مقدار پارامترهای خروجی متدولوژی طراحی به‌وسیله توابع هدف متفاوت آورده شده است که در جدول ۸ قابل مشاهده است. هدف از ارائه این جدول، نمایش صحت متدولوژی طراحی با توابع هدف مختلف و مقایسه نتایج تابع هدف ترکیبی با نتایج توابع تک هدف می‌باشد. همان‌طور که از جدول ۸ مشاهده می‌شود، بهینه‌سازی براساس تابع هدف کمترین مساحت سطح، کمترین ضریب درگ حجمی و کمترین تنش حلقه‌ای به خوبی انجام شده‌است.

$$R_F = \frac{A_{saF}}{A_{eF}} = \frac{10182.2}{23644.6} = 0.43 \quad (44)$$

توابع هدف دیگری نیز جهت مقایسه با تابع هدف معادله ۴۳ استفاده شد که در معادلات ۴۵ تا ۴۷ آمده است.

$$F_{01} = \frac{A_e}{A_{eF}} \times 100 \quad (45)$$

$$F_{02} = \frac{C_{DV}}{C_{DVF}} \times 100 \quad (46)$$

$$F_{03} = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\min F}} \times 100 \quad (47)$$

۳-۳. محدودیت‌های بهینه‌سازی طراحی

قبلاً نیز بیان شد که در ارتفاع عملکردی نیروی عمودی وارد بر کشتی هوایی باید صفر باشد تا از تغییر ارتفاع کشتی هوایی ممانعت شود؛ از همین رو یکی از قیودی که در طراحی لحاظ شده است صفر شدن نیروی عمودی کشتی هوایی می‌باشد. از آن جهت که جواب‌های نزدیک به صفر نیز محاسبه شود نیروی عمودی وارد بر کشتی هوایی به‌صورت معادله ۴۸ بیان شد.

$$0 < \frac{V_e \sigma (\rho_{air0} - \rho_{he0}) Gravity - Weight_{total}}{Weight_{total}} < \delta \quad (48)$$

مقدار δ بسته به میزان دقت می‌تواند تغییر کند که در این مقاله مقدار آن ۰/۰۲ قرار داده شد. محدودیت دیگری که در نظر گرفته شد در مورد شکل کشتی هوایی است. به این صورت که نسبت طول به بزرگترین قطر کشتی هوایی محدود شد. ارجمندی و همکاران [۱۴] پس از آنکه نسبت طول به بزرگترین قطر همه کشتی‌های هوایی را در یک نمودار به‌ترتیب تاریخ مرتب کردند و به‌عنوان نتیجه‌گیری نسبت طول به بزرگترین قطر را عددی بین ۳ تا ۴ تخمین زده‌اند. در تحلیل آماری انجام شده نیز عددی در حدود ۴ برای نسبت طول به بزرگترین قطر به دست آمد. از اینرو در این مقاله محدودیتی به‌صورت معادله ۴۹ برای نسبت طول به بزرگترین قطر کشتی هوایی در نظر گرفته شد.

$$3 < \frac{l}{D} < 5 \quad (49)$$

۴. تحلیل نتایج

۴-۱. پارامترهای ورودی

پارامترهای ورودی متدولوژی به‌صورت موضوعی و پراکنده در مقاله آورده شد. در جدول ۳ نیز به اختصار این پارامترها و مقدار در نظر گرفته شده برای هر یک بیان شده است.

جدول ۳. پارامترهای ورودی متدولوژی

| پارامتر ورودی | نماد | مقدار |
|------------------------------|-----------------|---|
| پارامترهای مأموریت | | |
| ارتفاع | H | ۲۰۰۰۰ متر |
| عرض جغرافیایی | Lat | ۳۵ درجه |
| جرم محموله | m_{pay} | ۵۰۰ کیلوگرم |
| توان مورد نیاز محموله | P_{pay} | ۵ کیلووات |
| زمان مأموریت | DN | ۲۲ (دسامبر) ۳۵۶ |
| حداکثر سرعت طراحی | u_{max} | ۲۵ متر بر ثانیه |
| حداکثر زاویه حمله | α | ۱۰ درجه |
| پارامترهای محیطی | | |
| چگالی هوا در سطح دریا | ρ_{air0} | ۱/۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب |
| فشار هوا در سطح دریا | P_0 | ۱۰۱۳۲۵ نیوتن بر متر مربع |
| دمای هوا در سطح دریا | T_0 | ۲۸۸/۱۵ کلوین |
| ویسکوزیته هوا در سطح دریا | μ_0 | $1.0^{-5} \times 1/7894$ کیلوگرم بر متر ثانیه |
| پارامترهای جنس | | |
| چگالی سطحی پوسته | ρ_{fabric} | ۰/۳۰ کیلوگرم بر متر مربع |
| چگالی سطحی سلول خورشیدی | ρ_{sc} | ۰/۱۵۰ کیلوگرم بر متر مربع |
| بازدهی سلول خورشیدی | η_{sc} | ۰/۱۲۸ |
| نسبت توان به جرم پیشران | ρ_{prop} | ۱۲۵ وات بر کیلوگرم |
| بازدهی پیشران | η_{prop} | ۰/۸ |
| نسبت انرژی به جرم سلول سوختی | ρ_{fc} | ۵۵۰ وات ساعت بر کیلوگرم |
| بازدهی سلول سوختی | η_{fc} | ۰/۶ |
| چگالی هلیوم در سطح دریا | ρ_{he} | ۰/۱۷۸۵ کیلوگرم بر متر مکعب |

جدول ۴. مقدار پارامترهای ورودی به دست آمده جهت اعتبارسنجی

| پارامتر ورودی | مقدار |
|---------------|----------|
| a | ۱۹/۱۹ |
| b | ۲/۰۲ |
| c | ۱۳۵۱۸/۰۲ |
| l | ۲۰۳/۱۴ |

جدول ۵. مقایسه مشخصات HALE [۲۰] با نتیجه طراحی با روش ارائه شده

| پارامتر | HALE | طراحی با روش ارائه شده |
|-------------------|----------------------|------------------------|
| ارتفاع | ۲۰,۰۰۰m | ۲۰,۰۰۰m |
| طول | ۲۰۳m | ۲۰۳m |
| حجم | ۱۸۱۲۰۰m ³ | ۱۸۵۵۱۰m ³ |
| مساحت پوسته | ۲۰۷۵۰m ² | ۲۰۵۴۰m ² |
| حداکثر سرعت طراحی | ۲۵ m/s | ۲۵m/s |
| وزن محموله | ۵۰۰ Kg | ۵۰۰Kg |
| توان محموله | ۵ kW | ۵kW |
| سازه | ۶۲/۱۹٪ (۸۶۸۶/۷۰kg) | ۵۹/۴۰٪ (۸۲۸۳/۴kg) |
| تفکیک انرژی | ۲۸/۳۷٪ (۳۹۶۲/۷۲kg) | ۳۲/۲۶٪ (۴۴۹۹/۴kg) |
| وزن محموله | ۳/۵۸٪ (۵۰۰kg) | ۳/۵۸٪ (۵۰۰kg) |
| غیره | ۵/۸۶٪ (۸۱۸/۵۲kg) | ۴/۷۴٪ (۶۶۲kg) |
| وزن کل | ۱۳۹۶۸ kg | ۱۳۹۴۵ kg |

جدول ۶. مقدار پارامتر ورودی به دست آمده با استفاده از تابع هدف ترکیبی

| پارامتر ورودی | مقدار |
|---------------|---------|
| a | ۱۵/۰۴ |
| b | ۳/۷ |
| c | ۲۷۴۰۰/۸ |
| l | ۱۶۰/۶ |

جدول ۷. پارامترهای خروجی تابع هدف ترکیبی

| پارامتر خروجی | نماد | مقدار |
|-------------------------------------|-------------------------|-------------------------|
| طول | l | ۱۶۰/۶(m) |
| بیشترین قطر | D _{max} | ۴۹/۰۲(m) |
| حجم | V _e | ۱۷۰۸۷۰(m ³) |
| مساحت سطح | A _e | ۱۷۸۱۰(m ²) |
| ضریب درگ حجمی | C _{DV} | ۰/۰۲۵۵ |
| حداقل تنش حلقه‌ای | σ _{min} | ۳۰۵۹/۸ (Pa) |
| نسبت مساحت سلول خورشیدی به مساحت کل | R | ۲۸/۸۹٪ |
| وزن پوسته | W _{Fabric} | ۵۳۴۲/۹(kg) |
| وزن سازه | W _{Fin} | ۶۵۱/۸(kg) |
| وزن گندلا | W _{Gondola} | ۱۲۹۶/۶(kg) |
| وزن سیستم انرژی | W _{Energy} | ۴۴۰۸/۳(kg) |
| وزن سیستم کنترل | W _{Control} | ۱۰۰(kg) |
| وزن سیستم پیشران | W _{Propulsion} | ۵۴۰/۶(kg) |
| وزن محموله | W _{Payload} | ۵۰۰(kg) |
| وزن کل | W _{Total} | ۱۲۸۴۱(kg) |

جدول ۸. مقدار پارامتر خروجی به دست آمده با توابع هدف متفاوت

| F ₀₃ | F ₀₂ | F ₀₁ | F _{Composit} | پارامتر خروجی (نماد) |
|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|---|
| ۱۶۰(m) | ۲۰۰(m) | ۱۶۰(m) | ۱۶۰/۶(m) | طول (L) |
| ۵۰/۲۵(m) | ۴۶/۶۰(m) | ۴۹/۱۰(m) | ۴۹/۰۲(m) | بیشترین قطر (D _{max}) |
| ۱۷۸۹۲۰(m ³) | ۱۹۲۱۵۰(m ³) | ۱۷۰۷۰۰(m ³) | ۱۷۰۸۷۰(m ³) | حجم (V _e) |
| ۱۸۲۲۹(m ²) | ۲۰۷۷۹(m ²) | ۱۷۷۷۵(m ²) | ۱۷۸۱۰(m ²) | مساحت سطح (A _e) |
| ۰/۰۲۵۶ | ۰/۰۲۴۷ | ۰/۰۲۵۶ | ۰/۰۲۵۵ | ضریب درگ حجمی (C _{DV}) |
| ۳۰۴۱/۵ (Pa) | ۴۳۶۵/۸ (Pa) | ۳۰۴۳/۱ (Pa) | ۳۰۵۹/۸ (Pa) | حداقل تنش حلقه‌ای (minσ) |
| ۲۹/۰۴% | ۲۵/۷% | ۲۸/۹۷% | ۲۸/۸۹% | نسبت مساحت سلول خورشیدی به مساحت کل (R) |
| ۵۴۶۸/۶(kg) | ۶۲۳۳/۷(kg) | ۵۳۳۲/۴(kg) | ۵۳۴۲/۹(kg) | وزن پوسته (W _{Fabric}) |
| ۶۶۷/۲(kg) | ۷۶۰/۵(kg) | ۶۵۰/۵(kg) | ۶۵۱/۸(kg) | وزن سازه و وزن فین (W _{Fin}) |
| ۱۳۳۷/۰(kg) | ۱۴۰۲/۱(kg) | ۱۲۹۵/۷(kg) | ۱۲۹۶/۶(kg) | وزن گندلا (W _{Gondola}) |
| ۴۵۳۵/۵(kg) | ۴۵۷۴/۵(kg) | ۴۴۱۰/۴(kg) | ۴۴۰۸/۳(kg) | وزن سیستم انرژی (W _{Energy}) |
| ۱۰۰(kg) | ۱۰۰(kg) | ۱۰۰(kg) | ۱۰۰(kg) | وزن سیستم کنترل (W _{Control}) |
| ۵۵۹/۹(kg) | ۵۶۵/۹(kg) | ۵۴۱/۰(kg) | ۵۴۰/۶(kg) | وزن سیستم پیشران (W _{Propulsion}) |
| ۵۰۰(kg) | ۵۰۰(kg) | ۵۰۰(kg) | ۵۰۰(kg) | وزن محموله (W _{Payload}) |
| ۱۳۱۶۸(kg) | ۱۴۱۳۷(kg) | ۱۲۸۳۱(kg) | ۱۲۸۴۱(kg) | وزن کل (W _{Total}) |

۵. آنالیز حساسیت

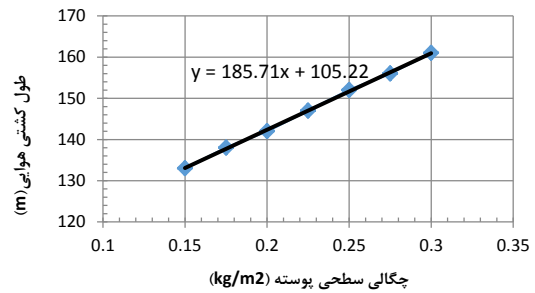
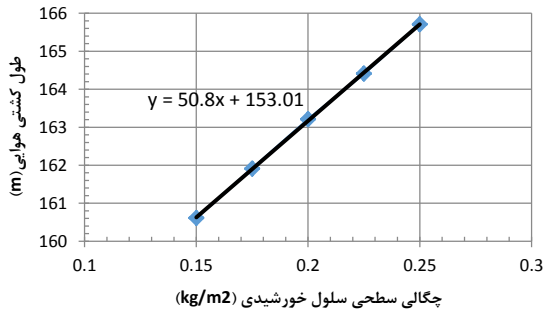
برخی تحلیل‌های حساسیت برای شکل خاصی از کشتی هوایی (مقادیر a, b و c ثابت) انجام شد تا میزان نفوذ متغیرهای گوناگون را روی کارایی کشتی هوایی استراتوسفری نشان دهد. به بیان دیگر با تحلیل حساسیت و شناخت میزان نفوذ متغیرهای گوناگون می‌توان تشخیص داد که توسعه کدامیک از فناوری‌های مورد استفاده در ساخت کشتی هوایی بر کارایی کشتی هوایی ارتفاع بالا تأثیر بیشتری می‌گذارد. نتیجه این تحلیل‌ها در ادامه بحث می‌شود.

شکل ۵ نمودار طول کشتی هوایی نسبت به چگالی سطحی پوسته را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، طول کشتی هوایی با چگالی سطحی پوسته نسبت خطی دارد. وقتی چگالی سطحی پوسته از ۰/۱۵۰ کیلوگرم بر متر مربع تا ۰/۳۰۰ کیلوگرم بر متر مربع افزایش یابد، طول کشتی هوایی از ۱۳۳ تا ۱۶۰ متر زیاد می‌شود. شکل ۵ نشان می‌دهد که طول کشتی هوایی با افزایش چگالی سطحی سلول خورشیدی به صورت خطی افزایش می‌یابد. وقتی چگالی سطحی سلول خورشیدی از ۰/۱۵۰ کیلوگرم بر متر مربع تا ۰/۲۵۰ کیلوگرم بر متر مربع افزایش یابد طول لازم کشتی هوایی نیز از ۱۶۰ تا ۱۶۶ متر افزایش می‌یابد.

شکل ۶ نشان می‌دهد که طول کشتی هوایی با نسبت توان به جرم پیشران نسبت عکس دارد. با قرار دادن خط روند روی نمودار مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت توان به جرم پیشران طول کشتی هوایی تقریباً به صورت لگاریتمی کاهش می‌یابد. شکل ۷ نشان می‌دهد که رابطه بین طول کشتی هوایی و بازده سلول خورشیدی به صورت نزولی و توانی است. از شکل ۷ مشخص می‌شود که اگر بازده سلول خورشیدی از ۵ تا ۲۰ درصد افزایش یابد، طول کشتی هوایی از ۱۷۲ تا ۱۵۸ متر کاهش می‌یابد. شکل ۸ نمودار طول کشتی هوایی نسبت به بازده پیل سوختی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، اگر بازده پیل سوختی از ۴۰ تا ۸۰ درصد افزایش یابد، طول کشتی هوایی به صورت تابع درجه دوم از ۱۸۱ تا ۱۵۱ متر کاهش می‌یابد. نمودار تحلیل حساسیت بعدی در شکل ۹ اثر بازده سیستم پیشران بر طول کشتی هوایی را نشان می‌دهد. همان‌طور که از خط روند قرار داده شده روی نمودار شکل ۹ نتیجه گرفته می‌شود طول کشتی هوایی با بازده سیستم پیشران به صورت خطی و نزولی رابطه دارد. با افزایش بازده سیستم پیشران از ۸۰ تا ۹۸ درصد طول کشتی هوایی از ۱۶۱ تا ۱۵۳ متر کاهش می‌یابد. نمودار تحلیل حساسیت شکل ۱۰ نیز اثر جرم بار محموله بر طول کشتی

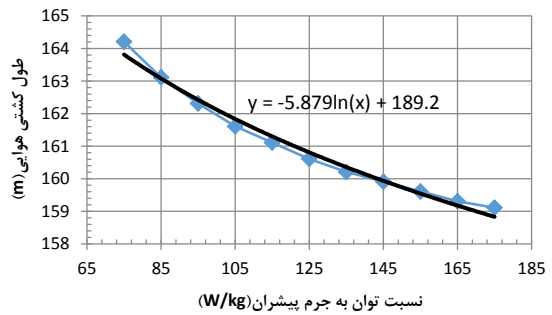
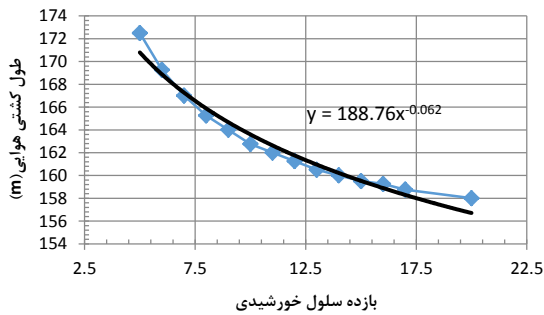
با تغییر جرم بار محموله از ۵۰ کیلوگرم تا ۱ تن طول کشتی هوایی از ۱۵۶ تا حدود ۱۶۶ متر تغییر می‌یابد.

هوایی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که طول کشتی هوایی با افزایش جرم بار محموله به‌صورت خطی و صعودی تغییر می‌کند.



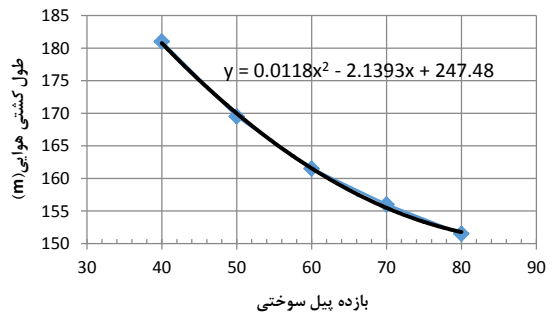
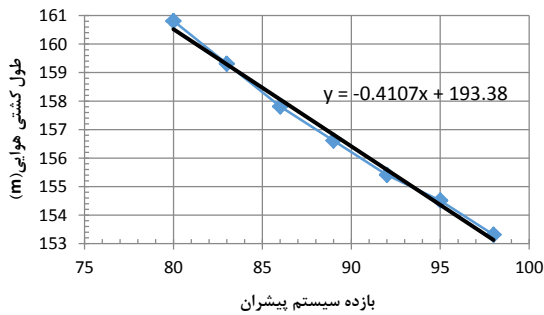
شکل ۵. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به چگالی سطحی سلول خورشیدی

شکل ۴. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به چگالی سطحی پوسته



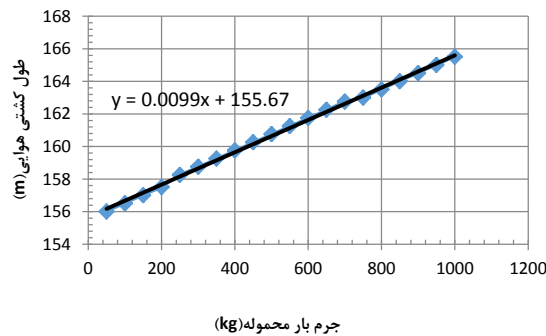
شکل ۷. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به بازده سلول خورشیدی

شکل ۶. نمودار طول کشتی هوایی به نسبت توان به جرم پیشران



شکل ۹. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به بازده سیستم پیشران

شکل ۸. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به بازده پیل سوختی



شکل ۱۰. نمودار طول کشتی هوایی نسبت به جرم بار محموله

۵-۱. تعیین ضریب حساسیت

با استفاده از نمودارهای به دست آمده در بخش قبل می‌توان ضریب حساسیت طول کشتی هوایی نسبت به پارامترهای مختلف را محاسبه کرد. برای این کار مقدار شیب خط مماس بر نمودارهای بخش قبل در نقطه‌ی طراحی محاسبه می‌شود. در نتیجه ضریب حساسیت طول کشتی هوایی نسبت به پارامترهای متفاوت مطابق با جدول ۹ به دست آمد. از جدول ۹ مشخص می‌شود که طول کشتی هوایی به ترتیب به سه پارامتر چگالی سطحی پوسته، بازده سلول خورشیدی و چگالی سطحی سلول خورشیدی حساس است و به پارامترهای دیگر تقریباً حساسیتی ندارد.

جدول ۹. ضریب حساسیت طول کشتی هوایی نسبت به پارامترهای ورودی

| پارامتر ورودی | نقطه طراحی | ضریب حساسیت |
|-------------------------|-------------------------|-------------|
| چگالی سطحی پوسته | ۰/۳۰۰ kg/m ² | ۱۸۵/۷۱ |
| چگالی سطحی سلول خورشیدی | ۰/۱۵۰ kg/m ² | ۵۰/۸ |
| نسبت توان به جرم پیشران | ۱۲۵ W/kg | -۰/۰۴۷ |
| بازده سلول خورشیدی | ۰/۱۲۸ | -۱۰۳/۸۶ |
| بازده پیل سوختی | ۰/۶ | -۲/۱۳ |
| بازده سیستم پیشران | ۰/۸ | -۰/۴۱ |
| جرم بار محموله | ۵۰۰ kg | ۰/۰۱ |

معادله ۷ به دست آمد. مرکز بویانسی کشتی هوایی روی محور تقارن کشتی هوایی و در موقعیت طولی $X_{bc} = ۶۴/۱۸$ قرار می‌گیرد. چیدمان کشتی هوایی با نرم‌افزار SolidWorks 2010 طوری طراحی شد که مرکز جرم در زیر این نقطه قرار بگیرد. طراحی انجام شده در شکل ۱۱ ارائه شده است.

جدول ۱۰. درصد تغییر طول در صورت تغییر ۱ درصد پارامتر ورودی

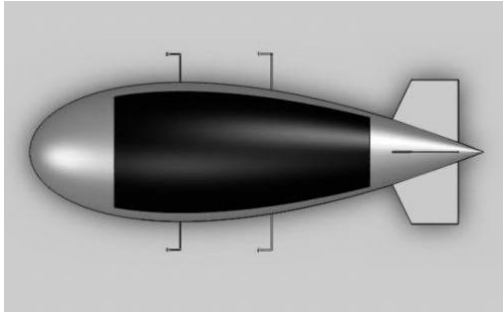
| پارامتر ورودی | نقطه طراحی | درصد تغییر طول |
|-------------------------|-------------------------|----------------|
| چگالی سطحی پوسته | ۰/۳۰۰ kg/m ² | ۰/۳۵ |
| چگالی سطحی سلول خورشیدی | ۰/۱۵۰ kg/m ² | ۰/۰۵ |
| نسبت توان به جرم پیشران | ۱۲۵ W/kg | -۰/۰۴ |
| بازده سلول خورشیدی | ۰/۱۲۸ | -۰/۰۶ |
| بازده پیل سوختی | ۰/۶ | -۰/۰۱ |
| بازده سیستم پیشران | ۰/۸ | -۰/۰۰ |
| جرم بار محموله | ۵۰۰ kg | ۰/۰۳ |

همان‌طور که در شکل ۱۱ نشان داده شده است، کشتی هوایی پیشنهاد شده از بخش‌های پوسته، گندلا، ۴ پیشران و ۴ فین تشکیل شده است. محل قرارگیری پیشران‌های جلویی را بزرگترین قطر کشتی هوایی تعبیه شده است تا بیشترین گشتاور را نتیجه دهد. پیشران‌های عقب نیز با فاصله ۳۲ متر از پیشران‌های جلویی قرار گرفته‌اند. گفتنی است طول میله‌های اتصالی پیشران‌های عقب به میزانی بلندتر از میله‌های اتصالی پیشران‌های جلویی انتخاب شد تا پروانه‌های عقب و جلو در یک راستا قرار داشته باشند این امر در شکل ۱۲ مشهود است. سلول‌های خورشیدی تعبیه شده روی کشتی هوایی از موقعیت طولی $X = ۳۰$ پوسته شروع و تا $X = ۱۲۰$ ادامه می‌یابد. انحنای عرضی سلول خورشیدی نیز ۹۰ درجه انتخاب شد که می‌توان در شکل ۱۳ مشاهده کرد. به این ترتیب وزن پوسته و متعلقات آن حدود ۷۳۰۰ کیلوگرم می‌شود و مابقی وزن کشتی هوایی در گندلا قرار دارد که موقعیت آن در شکل ۱۴ مشاهده می‌گردد. همان‌گونه که قبلاً نیز ذکر شد، گندلا مکعبی در نظر گرفته شد که صفحه‌های جلویی و عقبی به دلایل آیرودینامیکی گرد شده باشند. شمای کلی گندلا در شکل ۱۵ نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۶ نشان داده شده است گندلا، زیرسیستم انرژی (به جز سلول‌های خورشیدی) شامل پیل سوختی، الکترولیزر و مخازن هیدروژن و اکسیژن، زیرسیستم کنترل و بار محموله را در بر می‌گیرد.

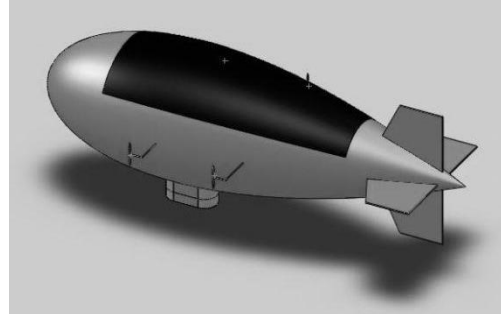
نحوه‌ای برای به دست آوردن میزان حساسیت طول کشتی هوایی به پارامترهای دیگر، محاسبه درصد تغییر آن در صورت تغییر ۱ درصد در پارامتر ورودی است که نتایج آن در جدول ۱۰ دیده می‌شود. همچنان که از جدول ۱۰ یافت می‌شود، درصد تغییر طول کشتی هوایی به ترتیب نسبت به تغییر در چگالی سطحی پوسته، بازده سلول خورشیدی، چگالی سطحی سلول خورشیدی، نسبت توان به جرم پیشران و جرم بار محموله می‌باشد. توجه شود که طول کشتی هوایی نسبت به تغییر ۱ درصد بازده سیستم پیشران تقریباً هیچ تغییری از خود نشان نمی‌دهد.

۶. پیشنهاد چیدمانی زیرسیستم‌ها

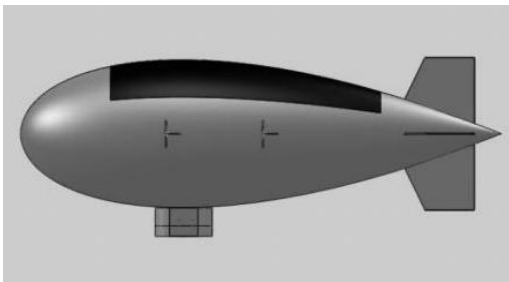
بر اساس مقادیر به دست آمده در بهینه‌سازی به وسیله تابع هدف ترکیبی، چیدمانی کلی برای زیرسیستم‌ها پیشنهاد می‌شود. هدف از این کار یافتن محل قرارگیری هر یک از زیرسیستم‌هاست به طوری که مرکز جرم کشتی هوایی با مرکز بویانسی پوسته در یک راستا قرار بگیرد. موقعیت طولی مرکز بویانسی پوسته به وسیله



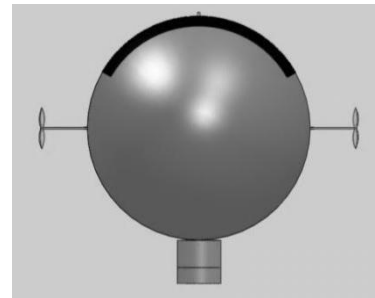
شکل ۱۲. نمای بالای کشتی هوایی



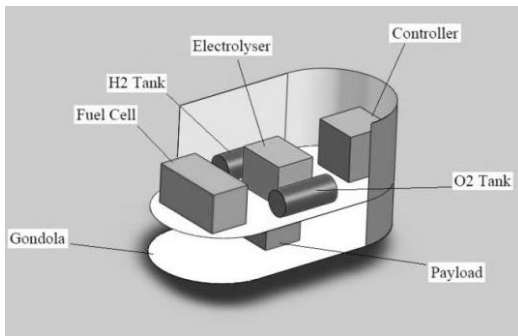
شکل ۱۱. نمای کلی کشتی هوایی طراحی شده



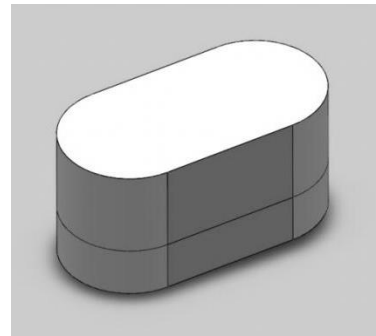
شکل ۱۴. نمای کناری کشتی هوایی



شکل ۱۳. نمای جلویی کشتی هوایی



شکل ۱۶. نمای داخلی گندلا



شکل ۱۵. نمای کلی گندلا

ارائه‌شده برای انجام طراحی مفهومی کاملاً کاربرد دارد و جهت تخمین سایز و وزن اجزاء یا زیرسیستم‌های مختلف و مطالعه تحلیل حساسیت می‌تواند استفاده شود. روش طراحی مورد نظر با استفاده از پارامترهای طراحی HALE اعتبارسنجی شد. نتیجه نشان می‌دهد که این روش مطابقت خوبی با طراحی نامبرده داشته است. همچنین قابلیت تغییر کد طراحی، دامنه وسیعی را جهت امکان‌سنجی کشتی‌های هوایی فراهم می‌آورد. بهینه‌سازی براساس تابع هدف ترکیبی، تابع هدف کمترین مساحت سطح، کمترین ضریب درگ حجمی و کمترین تنش حلقه‌ای به‌خوبی انجام شد. برخی تحلیل‌های حساسیت برای شکل خاصی از کشتی هوایی (مقادیر a، b و c ثابت) انجام شد تا میزان نفوذ

زیرسیستم کنترل نیز شامل پردازنده‌های کنترل‌کننده، کمپرسور و شیرهای کنترلی و مجاری هوا جهت بالونت‌ها، حسگرهای فشار و کنترل وضعیت و موقعیت و همچنین سیستم ناوبری کشتی هوایی می‌باشد. با انجام طراحی چیدمانی انجام شده، مشاهده می‌گردد که مرکز جرم دقیقاً در زیر مرکز بویانسی و در موقعیت $[0.03, -11/72, 64/18]$ قرار می‌گیرد.

۷. نتیجه‌گیری

متدولوژی حاضر نسبت به روش‌های ارائه‌شده قبلی، جامع‌تر، ساده‌تر و در عین حال، به جهت استفاده از الگوریتم ژنتیک و تابع هدف ترکیبی ویژه، دارای پاسخ‌های بهینه‌تری است. روش

| | |
|---|---------------|
| عرض جغرافیایی | LAT |
| جرم سیستم کنترل | $m_{control}$ |
| جرم پوسته | m_{fabric} |
| جرم سیستم دم | m_{fin} |
| جرم گندلا | m_{gon} |
| تعداد فین‌ها | N_f |
| فشار محیط در ارتفاع عملکردی | P |
| توان مورد نیاز سیستم کنترل | P_{ctrls} |
| فشار دیفرانسیلی داخلی | P_{diff} |
| فشار دینامیکی | P_{dyn} |
| توان مورد نیاز محموله | P_{pays} |
| توان پیشران | P_{props} |
| فشار استاتیکی | P_{static} |
| توان کل مورد نیاز | P_{total} |
| حداقل فشار داخلی | P_{Δ} |
| انرژی تولیدی به وسیله سلول خورشیدی در طول یک روز | Q_{sc} |
| انرژی مورد نیاز در طول شبانه‌روز | Q_{total} |
| نسبت مساحت سلول خورشیدی به مساحت کل کشتی هوایی | R |
| دمای محیط در ارتفاع عملکردی | T |
| طول روز بر حسب ساعت | t_{day} |
| طول شب بر حسب ساعت | t_{night} |
| سرعت باد | v |
| حجم کشتی هوایی | V_e |
| حجم گندلا | V_{gon} |
| موقعیت طولی مرکز بویانسی | x_{bc} |
| موقعیت طولی بیشترین قطر پوسته | x_{Dmax} |
| موقعیت طولی مرکز نقل پوسته | x_{gc} |
| حداکثر زاویه حمله | α |
| نسبت ظرافت (نسبت طول به بیشترین قطر) | λ |
| نسبت چگالی هوا در ارتفاع عملکردی به چگالی هوا در سطح دریا | σ |
| حداقل تنش حلقه‌ای بر واحد ضخامت | $\min \sigma$ |
| ویسکوزیته‌ی هوا در ارتفاع عملکردی | μ |
| ویسکوزیته‌ی هوا در سطح دریا | 0μ |
| چگالی هوا در ارتفاع عملکردی | $a\rho$ |
| چگالی هوا در سطح دریا | $a0\rho$ |
| چگالی هوا در سطح دریا | $air0\rho$ |
| چگالی سطحی پوسته | $fabric\rho$ |
| نسبت انرژی به جرم سلول سوختی | $f_c\rho$ |
| چگالی هلیوم در سطح دریا | $he0\rho$ |
| بازده‌ی سلول سوختی | $f_c\eta$ |
| بازده‌ی پیشران | $prop\eta$ |
| بازده‌ی سلول خورشیدی | $sc\eta$ |

متغیرهای گوناگون را بر کارایی کشتی هوایی استراتوسفری نشان دهد. مشخص شد که طول کشتی هوایی با افزایش چگالی سطحی پوسته و چگالی سطحی سلول خورشیدی به صورت خطی افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده شد که طول کشتی هوایی با نسبت توان به جرم پیشران به صورت لگاریتمی نسبت عکس دارد. طول کشتی هوایی به بازده سلول خورشیدی، بازده پیل سوختی و بازده سیستم پیشران نیز نسبت عکس دارد. با محاسبه ضرایب حساسیت مشخص شد که طول کشتی هوایی به ترتیب به سه پارامتر چگالی سطحی پوسته، بازده سلول خورشیدی و چگالی سطحی سلول خورشیدی حساس است و به پارامترهای دیگر تقریباً حساسیتی ندارد. براساس مقادیر به دست آمده در بهینه‌سازی به وسیله تابع هدف ترکیبی، چیدمانی کلی برای زیرسیستم‌ها پیشنهاد شد. هدف از این کار یافتن محل قرارگیری هر یک از زیرسیستم‌ها بود، به طوری که مرکز جرم کل زیرسیستم با مرکز بویانسی پوسته در یک راستای عمودی قرار گیرد. این کار انجام شد و مشخص گردید مرکز جرم کشتی هوایی دقیقاً در زیر مرکز بویانسی (موقعیت طولی ۶۴/۱۸ متر) و ۱۱/۷۲ متر پایین‌تر از آن قرار گرفت.

فهرست علائم

| | |
|-----------------|---|
| A_{ctr} | مساحت سطح کنترلی |
| A_e | مساحت سطح کشتی هوایی |
| A_f | مساحت فین |
| A_{gon} | مساحت سطح گندلا |
| C_{DV} | ضریب درگ حجمی |
| D | بزرگترین قطر کشتی هوایی |
| DEC | زاویه انحراف خورشیدی |
| DN | تعداد روز گذشته از سال |
| E | تابش خورشید بر واحد سطح در ارتفاع عملکردی |
| $F_{composite}$ | تابع هدف بهینه‌سازی ترکیبی |
| F_{o1} | تابع هدف بهینه‌سازی بر اساس کمترین مساحت سطح |
| F_{o2} | تابع هدف بهینه‌سازی بر اساس کمترین ضریب درگ |
| F_{o3} | تابع هدف بهینه‌سازی بر اساس کمترین تنش دایره‌ای پوسته |
| F_{prop} | نیروی پیشران |
| g_0 | شتاب ثقل زمین در سطح دریا |
| I_{sc} | ثابت خورشید |
| k_1 و k_2 | فاکتورهای اینرسی مانک |
| l | طول کشتی هوایی |
| L | نیروی لیفت کشتی هوایی |

۸. مأخذ

- [1] R. S. Pant, Methodology for Determination of Baseline Specifications of a Nonrigid Airship, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 6, pp. 2177-2182, 2008.
- [2] J. A. Krausman, Investigation of various parameters affecting altitude performance of tethered aerostate, *11th Lighter-than-Air Systems Technology Conference*, Clearwater Beach, FL, USA, 1995.
- [3] M. A. Lobbia, R. H. Gong, A modular sizing model for high altitude/ long endurance airships, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, Nevada, USA, 2006.
- [4] Q. Wang, Others, A methodology for optimization, design and analysis of stratosphere airship, *The Aeronautical Journal*, Vol. 113, No. 1146, pp.533-540, 2009.
- [5] Q. Z. Chen, M. Zhu, K. Sun, Analysis to effects on conceptual parameters of stratospheric airship with specified factors, Academy publisher, *Journal of computers*, Vol. 6, No. 5, pp. 1055-1062, 2011.
- [6] T. A. Talay, *Introduction to the Aerodynamics of Flight*, NASA SP-367, Washington, USA, 1975.
- [7] N. Yamamoto, *We find an equation of egg shaped curved*, TDCC LAB, Accessed on 25 June 2017; http://www.geocities.jp/nyjp07/index_egg_E.htm
- [8] G. Khoury, J. Gillett, *Airship technology*, Cambridge University Press, 1999.
- [9] A. J. Colozza, *Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship*, NASA/CR-212724, 2003.
- [10] M. Munk, *The aerodynamic forces on airship hulls*, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Report No. 184, 1924.
- [11] A. Noth, R. Siegwart, W. Engel, *Design of solar powered airplanes for continuous flight*, Doctoral Dissertation, Autonomous system laboratory, Institute of technology Zurich (ETHZ), Switzerland, 2007.
- [12] G. Kantor, D. Wettergreen, J. Ostrowski, S. Singh, Collection of environment data from an airship platform, *SPIE Conference on sensor fusion and decentralized control*, USA, 2001.
- [13] T. Muneer, *Solar radiation and daylight models*, Second edition, Elsevier Butterworth-Heinemann, Oxford, 2004.
- [14] M. Nordestgaard, N. Bartel, L. Ravenscroft, M. Arjomandi, *Design and Build a Small Airship*, project report, University of Adelaide, Australia, 2007.
- [15] A. C. Gawal, A. A. Raina, R.S. Pant, Design, Fabrication and Operation of Remotely Controlled Airships in India, *18th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference*, Seattle, Washington, 2009.
- [16] E. R. Moomey, *Technical feasibility of loitering Lighter-Than-Air Near-space maneuvering vehicles*, Master of science thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Ohio, USA, 2005.
- [17] G. Romeo, G. Frulla, E. Cestino, Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 221, No. 2, pp.199-216, 2007.
- [18] J. B. Mueller, M. A. Paluszek, Y. Zhao, Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High Altitude Airship, *AIAA 3rd unmanned unlimited technical conference*, Chicago, Illinois, 2004.
- [19] M. Kia, *Genetic Algorithms in MATLAB*, Tehran, Kian Rayaneh Sabz Publ., 2009. (in Persian)
- [20] Q. Wang, J. Chen, G. Fu, D. Duan, An approach for shape optimization of stratosphere airships based on multidisciplinary design optimization, *Journal of Zhejiang University* Vol. 10, No. 11, pp. 1609-1616, 2009.

پی‌نوشت

1. airship design and analysis code(ADAC)
2. station keeping

3. extraterrestrial irradiation
4. day number

-
5. solar declination
 6. empty weight
 7. take-off weight