مجله مهندسی مکانیک مدرس، تیر 1396، دوره 17، شماره 4، ص‌ص 209-216

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

طراحی بهینه پلتفرم چتر سرشی مقید با عملکرد و پایداری

مهران نصرت اللهی[1*]، محمدادیب قپانوری[2]

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
2- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
* تهران، صندوق پستی 15875-1774، nosratolahi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 03 بهمن 1395
پذیرش: 24 اسفند 1395
ارائه در سایت: 29 فروردین 1396

کلید واژگان:
چتر سرشی
بهینه سازی
فرود ایمن
عملکرد
پایداری

چکیده

در مقاله حاضر به طراحی مفهومی و بهینه‌سازی پیکربندی چتر سرشی برای محموله سبک پرداخته شده است. از آن‌جا که به‌دلیل کاربرد خاص چترهای سرشی، الگوریتم طراحی مدون و یا رویکرد مبتنی بر بهینه‌سازی برای طراحی پلتفرم چترهای سرشی موجود نیست، لذا در این مقاله به ارائه الگوریتم طراحی و بهینه‌سازی پلتفرم چترهای مذکور پرداخته شده است. بدین منظور، روابط موردنیاز جهت پارامتری نمودن پیکربندی با حداقل پارامترها و محاسبه مشخصه‌های عملکردی ارائه شده‌اند و علاوه بر تدوین روند طراحی مفهومی و ملزومات اولیه در نهایت با محوریت 3 موضوع آیرودینامیک، عملکرد و پایداری بهینه‌سازی پلتفرم با رویکرد کمترین پارچه و طناب تعلیق مورد استفاده یا به‌عبارتی هزینه کل ساخت چتر انجام گرفته است. در این راستا، مسئله بهینه‌سازی با پایداری استاتیکی و سرعت ایمن فرود به‌عنوان معیار طراحی مقید شده است. با توجه به وجود نرم‌افزار عددی واسط برای محاسبه مشخصه‌های آیرودینامیکی، از روش الگوریتم ژنتیک جهت بهینه‌سازی بهره برده شده و قیود با استفاده از روش تابع جریمه کنترل شده‌اند. رویه طراحی با مشخصات یک چتر تست شده در تونل باد، صحت‌سنجی گردیده و سپس پیکربندی چتر بهینه شده است. نتایج حاکی از دقت مناسب در تخمین مشخصه‌های چتر می‌باشند، بنابراین می‌توان گفت در پلتفرم بهینه تا 25% هزینه مواد جهت ساخت کاهش می‌یابد.

Gliding parachute platform design optimization with performance & stability Constraints

Mehran Nosratollahi*, Mohammad Adib Ghapanvary

Department of Aerospace Engineering, Malek-Ashtar university, Tehran, Iran
* P.O.B. 15875-1774, Tehran, Iran, nosratolahi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 22 January 2017
Accepted 14 March 2017
Available Online 18 April 2017

Keywords:
Gliding parachute
Optimization
Safe landing
Performance
Stability

ABSTRACT

In this paper conceptual design and optimization of gliding parachute configuration are discussed. To this end, a design cycle is planned for conceptual design procedure and an optimization-based design approach is established to provide an integrated design algorithm for gliding parachute platforms. The optimization problem is formulated with a cost minimization approach which is constrained by static stability and safe landing velocity as design criteria. The parachute configuration is defined with minimum required parameters and aerodynamics, stability and performance characteristics are provided based on a semi-theoretical approach. Hence, a computational software is incorporated with theoretical approximations to provide the required disciplinary dataflow in the design cycle. The significant design parameters are verified by available wind tunnel test data. Optimization problem is solved using genetic algorithm method whereas constraints are handled by penalty function approach. Trim points are obtained like an all-at-once approach through a simultaneous analysis and design algorithm. Finally, as a case study, optimized configuration is achieved for a real gliding parachute. Results show a fair estimation of parachute characteristics along with the reduction in manufacturing cost for new configuration up to 25%.

1- مقدمه

امروزه به‌کارگیری چترهای سرشی در سیستم‌های بازیابی هدایت‌پذیر به لحاظ بازدهی مناسب، خطای کم در تحویل محموله‌ها در شرایط بحرانی و نقاط غیرقابل دسترسی رایج شده است. در روش‌های متعارف بازیابی محموله‌ها از سیستم‌های بازیابی چتردار که دارای یک یا چند چتر با کانوپی گرد و شبیه به آن هستند استفاده می‌شود و فرود محموله در نقطه مطلوب تنها براساس سرعت رهایش محموله و چتر، جهت‌گیری وسیله حامل آن‌ها و نیز پیش‌بینی نقطه فرود صورت می‌گیرد. با ظهور سیستم‌های بازیابی هدایت‌پذیر و هوشمند، فاز فرود به‌صورت کنترل شده درآمده و در آن‌جا سعی بر این است تا مجموعه چتر و محموله روی یک مسیر طراحی شده قرار گرفته و خطای مسیر واقعی سیستم با مسیر نامی حداقل گردد. بدین ترتیب چتر و محموله پرواز خود را بر روی آن مسیر تا نقطه مقرر انجام می‌دهند. در این میان چترهای سرشی به خاطر نسبت سرش بالا، قابلیت اعتماد عملیاتی، ساخت آسان، حجم پایین در بسته بندی و هزینه مناسب برای این کاربرد

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

M. Nosratollahi, M. A. Ghapanvary, Gliding parachute platform design optimization with performance & stability Constraints, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 4, pp. 209-216, 2017 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

مورد توجه قرار گرفته اند.

در حال حاضر مقالات متعددی در زمینه‌های مختلف در مورد سیستم چتر سرشی ارائه شده است. این سیستم در سال 1966 توسط دومینا جالبرت ابداع گردید [1]. پس از آن دانشگاه نوتردام به توسعه چترهای سرشی جهت بازیابی دقیق پرداخت [2]. در این راستا تست‌های تونل باد چترهای سرشی در [4،3] و تست‌های پروازی واقعی در [6،5] انجام گرفته و طی آن مشخصه‌های آیرودینامیکی و عملکردی پیکربندی‌های مشخص تعیین گردیده و اثر پارامترهای هندسی بر روی آن مشخصه‌ها استخراج شده‌اند. نتایج حاکی از عملکرد مطلوب چتر سرشی برای بازیابی دقیق می‌باشد. مطالعات تحلیلی جامعی نیز در حوزه چترهای سرشی در [7] انجام گرفته است. شاید بتوان گفت که این مرجع جزء بهترین مراجع در زمینه طراحی مفهومی چترهای سرشی به‌شمار می‌رود که نتایج مهم در زمینه طراحی را تا سال 1995 پوشش داده و هریک از موضوعات آیرودینامیک و عملکرد و پایداری به‌صورت مجزا در آن بررسی شده است. همچنین روش طراحی مبتنی بر آزمون و خطا در طراحی را ارائه نموده است. پس از آن در مقالات مختلف صرفا به بررسی موضوعی در زمینه‌هایی مانند عملکرد و پایداری، آیرودینامیک و روش‌های محاسباتی پیشرفته برای شبیه‌سازی برهمکنش بین سازه چتر و و سیال جریان حول کانوپی، پرداخته شده است. در این رابطه، در [8] به بررسی پایداری عرضی چترهای سرشی پرداخته است که مطابق با نتایج، چترهای سرشی جهت پایداری مطلق، نیاز به حداقل زاویه آنهدرال موثر داشته و افزایش نسبت سرش، پایداری چتر را افزایش می‌دهد. در [9] با بررسی پایداری استاتیکی طولی، نشان داده شده است که مرکز جرم مجموعه دارای یک حد بالا بوده که فراتر از آن افت در پایداری استاتیکی طولی بوجود می‌آید. در [10] زوایای بادبانی بهینه برای مقادیر ثابت هندسی محاسبه و ارائه شده‌اند که در آن برای شروع می‌بایست یک نقطه تریم اولیه تخمین زده شود و در صورت وجود خطا در تخمین آن پروسه استخراج نقاط تریم پایدار با مشکل مواجه می‌شود. در [11] با لحاظ چتر به‌صورت غشاء الاستیک و کوپل نمودن معادلات ناویر استوکس و المان محدود، رفتار چتر تحت بارگذاری آیرودینامیکی پیش‌بینی شده است. در [12] با استفاده از روش پانل‌بندی، شیب و توزیع لیفت تخمین زده شده که تنها البته بارگذاری عرضی بر روی چتر ارائه شده است. در [14،13] آیرودینامیک در حین باز شدن و فرود به‌صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است، که در آن برای تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی چتر، مسئله برهمکنش سازه و سیال با حل بیش از یک میلیون معادله کوپل غیرخطی، به‌صورت موازی حل شده است. در [15] مدل‌سازی مشخصه‌های جرم ظاهری چتر و اثرات آن بر دینامیک چتر پرداخته شده است. بر این اساس در چترهای بزرگ با بارگذاری بال بالا اثر جرم ظاهری در دینامیک مجموعه چتر و محموله قابل ملاحظه خواهد بود. در [17،16] مدل‌سازی دینامیکی چتر سرشی باربر با مدل‌های مختلف اتصال چتر به محموله انجام گرفته است. در زمینه طراحی در [18-20] تنها به سایزینگ کانوپی اکتفا گردیده است. در این مراجع با توجه به ملزومات اولیه و استفاده از روش‌های مهندسی به سایزینگ کانوپی و استخراج مشخصات اولیه عملکردی چتر سرشی پرداخته شده است. در [22،21] عمدتا به بررسی اثرات پارامترهای اولیه طراحی به‌صورت مجزا بر عملکرد چتر سرشی و توسعه آن پرداخته شده است. در برنامه‌های توسعه چترهای سرشی باربر [24،23] نیز به هیچ‌گونه مرجعی که طراحی چتر در آن ارائه شده باشد، ارجاع داده نشده و تنها مشخصات سیستمی چتر بیان شده است. اگر چه موضوع این مقالات مسائل متفاوتی را بیان می‌کنند اما در حقیقت تمامی آن‌ها یک مشخصه مهم را منعکس می‌کنند که تلاش جهت ارتقاء یک طرح مشخص و استخراج مشخصه‌های رفتاری آن می‌باشد. علی‌رغم 50 سال تحقیقات بر روی چترهای سرشی، در این حوزه در هیچ یک از مراجع به طراحی چترهای سرشی در قالب یک سیکل مدون و یا یک الگوریتم یکپارچه به تفصیل پرداخته نشده است که این امر عمدتا به‌خاطر انحصار این پلتفرم‌ها در حیطه صنعتی و نظامی می‌باشد. بر این اساس و با توجه به روند توسعه این چترها، در این مقاله به تدوین یک الگوریتم یکپارچه طراحی با رویکرد بهینه‌سازی پرداخته شده است تا علاوه بر حصول مشخصات سیستمی در فاز طراحی مفهومی بتوان مشخصه‌های بهترین طرح ممکن با کمترین هزینه جهت ساخت را نیز از میان طرح‌های امکان‌پذیر استخراج نمود.

2- شرح مسئله و رویه حل

با توجه به مطالب ذکر شده در مورد پلتفرم چتر سرشی و فقدان الگوریتم طراحی مدون این نوع چتر، در این‌جا به تدوین یک الگوریتم اولیه جهت طراحی چتر سرشی پرداخته شده است. همچنین در قالب یک فرآیند بهینه‌سازی سعی شده است تا پارامترهای طراحی با رویکرد کمینه‌سازی یک تابع هدف تعیین شوند. دلیل این امر این است که براساس ملزومات طراحی، طرح‌های متفاوتی را می‌توان به‌دست آورد اما در عمل، طرح چتری که هزینه کمتری را برای ساخت داشته باشد بهتر است. لذا در این‌جا مسئله بهینه‌سازی سطح بال و طول طناب‌ها مطرح می‌شود و می‌بایست پارامترهای پیکربندی به‌گونه‌ای تعیین شوند که علاوه بر عملکرد سرش مطلوب، کمترین سطح بال و کمترین طول طناب‌ها برای چتر فراهم گردد. اگر به مسئله از یک دیدگاه شبه چند موضوعی با موضوعات آیرودینامیک و عملکرد بهمراه پایداری نگریسته شود، به‌دلیل وجود نرم‌افزار عددی واسط، تحلیل نقاط تریم پایدار به‌صورت ترتیبی در سیکل طراحی، امکان‌پذیر نمی‌باشد، لذا در این‌جا اتخاذ رویکرد تحلیل و طراحی باهم در محاسبه نقاط تریم پایدار در سیکل طراحی الزامی بوده و تحلیل مذکور، به درون مسئله بهینه‌سازی برده شده است. به‌عبارت دیگر بهینه‌ساز نقاط تریم را تعیین نموده و در پایان حل مسئله، شرط تریم پایدار برقرار خواهد بود.

3- پیکربندی چتر سرشی

عمده‌ترین جزء یک پلتفرم چتر سرشی کانوپی آن می‌باشد. زیرا علاوه‌بر نقش مهم در بازیابی ایمن محموله، عمده‌ترین نقش را در فرآیند سرش به سمت نقطه فرود مقرر ایفا می‌کند. کانوپی شامل 2 لایه پارچه می‌باشد که بین آن‌ها در فواصل مساوی، ریب‌هایی با شکل ایرفویل قرار گرفته و به کانوپی شکلی شبیه بال هواپیما می‌دهد که پس از رهایش و حصول پایداری، به‌دلیل عدم مانوردهی شدید و قرارگیری سریع در وضعیت سرش پایدار می‌توان آن را به صورت یک بال صلب درنظر گرفته و طراحی نمود. جزء مهم دیگر، طناب‌های تعلیق می‌باشند که محموله را به کانوپی چتر متصل می‌کنند. در اینجا محموله به‌عنوان یک زیرسیستم طراحی مدنظر نمی‌باشد، زیرا مشخصات جرمی و هندسی آن متغیر بوده و تنها به‌عنوان ورودی به مسئله به‌شمار می‌رود و لذا هیچ‌گونه طراحی در این مورد مطرح نمی‌باشد. بنابراین هدف طراحی پیکربندی چتر شامل کانوپی و طناب‌های تعلیق می‌باشد. نمای پیکربندی کانوپی چتر سرشی در "شکل 1" آمده است.

4- پارامترهای طراحی و تابع هدف

با توجه به نمای پیکربندی چتر سرشی، پارمترهای طراحی که پیکربندی را

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

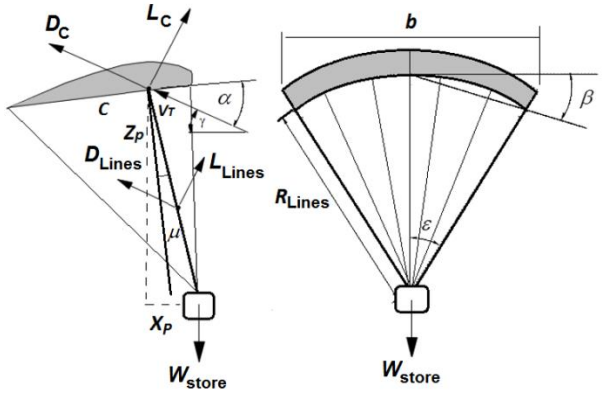


Fig. 1 Gliding parachute configuration (right) : front view (left) : side view

شکل 1 پیکربندی چترسرشی (راست): نمای مقابل (چپ): نمای جانبی

تعریف می‌کنند، به‌صورت زیر می‌باشند:

$$\bar{X} = [\left(\frac{t}{c}\right)_{\max}, c, AR, R_{\text{Lines}}, n_{\text{Lines}}, \mu, \alpha_{\text{trim}}] \quad (1)$$

در این‌جا پلنفرم چتر به‌صورت مستطیلی در نظر گرفته می‌شود، زیرا ساخت پلنفرم‌های مستطیلی بسیار ساده‌تر بوده و بسیاری از چترهای سرشی فعلی نیز دارای پلنفرم مستطیلی می‌باشند [7]. پارامترهای هندسی فوق به‌صورت زیر خواهند بود:

$$AR = \frac{b^2}{S_C} = \frac{b}{c}$$
$$X_{\text{p}} = R_{\text{Lines}} \sin\mu$$
$$Z_{\text{p}} = R_{\text{Lines}} \cos\mu \quad (2)$$

شرایط تریم با نوشتن ممان پیچشی طولی حول نقطه مرجع مجموعه (نقطه همرسی طناب‌های تعلیق) به‌دست می‌آید و لذا داریم [11]:

$$C_{\text{m}} = C_{m_C} + \frac{R_{\text{Lines}}}{c}\left[C_{D_C}\sin(\alpha+\mu) - C_{L_C}\cos(\alpha+\mu)\right] + \frac{n_{\text{Lines}} d_{\text{Lines}} R_{\text{Lines}} \cos^2(\alpha+\mu)}{2cS_C} \quad (3)$$

همان‌گونه که مشاهده می‌شود زاویه تریم ضمن تامین نسبت سرش موردنیاز همزمان در معادله فوق صدق نماید. بنابراین معادله فوق در روند طراحی به عنوان یک قید مطرح می‌شود. معمولا در تولید مقطع بهینه ایرفویل برای چتر از ایرفویل‌های رایج و با عملکرد بالای ال-اس1 و کلارک-وای به‌عنوان پایه انتخاب می‌شوند [26،25]. در این میان ایرفویل مقطع کلارک-وای رایج‌تر می‌باشد زیرا ساخت چتر را تسهیل می‌کند. از این‌رو نوع ایرفویل در این‌جا ثابت بوده و در گزینش مقطع چتر تنها به بهینه نمودن نسبت ضخامت آن پرداخته می‌شود. همچنین دهانه چتر توسط نسبت منظری و وتر کانوپی تعریف می‌شود. مشخصه طناب‌های تعلیق، قطر، طول و تعداد آن‌هاست. قطر طناب‌ها ثابت و متناسب با وزن محموله لحاظ می‌گردد و در این‌جا تعداد و طول طناب‌ها بهینه می‌شود. تعداد طناب‌ها وابسته به نسبت منظری است و اگرچه با افزایش نسبت منظری می‌توان لیفت را افزایش داد اما متعاقبا افزایش تعداد طناب‌ها موجب افزایش درگ شده و اثر آن را کاهش می‌دهد. لذا می‌بایست یک مصالحه بین افزایش لیفت منتج از افزایش نسبت منظری و افزایش درگ منتج از افزایش تعداد طناب‌ها صورت گیرد. تعداد طناب‌ها به‌صورت زیر به‌عنوان تابعی از نسبت منظری بیان می‌شود و لذا تعداد طناب‌ها از متغیرهای طراحی حذف می‌شود [16]:

$$n_{\text{Lines}} = [4 + 16AR] \quad (4)$$

زاویه بادبانی نقش مهمی در تعیین زاویه تریم مطلوب دارد. این مشخصه در واقع موقعیت محموله نسبت به کانوپی را تعیین می‌کند و برای چترهای سرشی معمولا زیر 15 درجه است. کاهش بیش از حد زاویه بادبانی موجب افزایش زاویه حمله شده و ممکن است موجب ناپایداری و نیز فروریختگی موضعی چتر شود و افزایش بیش از حد آن می تواند زاویه تریم را آنقدر کاهش دهد تا عملکرد چتر دچار افت گردد [27]. یکی دیگر از مهمترین مشخصه‌های کانوپی چترهای سرشی زاویه آنهدرال است که بر پایداری استاتیکی عرضی تاثیر فراوانی دارد. برای یک کانوپی با دهانه ثابت، با افزایش طول طناب‌های تعلیق، زاویه آنهدرال کاهش می یابد. نشان داده شده است که چتر سرشی جهت پایداری، نیاز به یک زاویه آنهدرال موثر دارد که عملا با طناب‌بندی در عرض دهانه چتر حاصل می‌شود و لذا طول طناب‌های تعلیق و دهانه چتر در تعریف نمودن این زاویه آنهدرال نقش عمده ایفا می‌کنند. [28].

5- ملزومات طراحی

غالبا روند طراحی با دریافت ملزومات طراحی آغاز می‌شود و با استفاده از آن الزامات سیستمی و زیر سیستمی تعیین می‌شود. با توجه به این الزامات، مشخصات سیستم استخراج می‌گردد. ملزومات اولیه در طراحی پلتفرم‌های چتر سرشی به‌صورت زیر می‌باشند:

- داشتن نسبت سرش متناسب با مسافت دورایستایی مقرر
- قابلیت نفوذ در میدان باد
- عملکرد پایدار در حضور اغتشاشات
- قابلیت انجام فرود ایمن و بازیابی سالم محموله

6- عملکرد مطلوب

مهمترین مشخصه عملکردی چترهای سرشی، نسبت سرش یا بازده آیرودینامیکی آن‌هاست. مقدار نامی این پارامتر با توجه به مسافت دورایستایی موردنیاز و نیز میزان نفوذ در باد تعیین می‌شود. نسبت سرش مورد نیاز نسبت سرش کانوپی چتر نیست، چرا که نسبت سرش در حضور سایر اجزای سیستم باید محاسبه شود. بدین ترتیب با توجه به "شکل1" داریم:

$$S_C = \frac{W_{\text{overall}}}{qC_T}, C_{T=}(C_L^2 + C_D^2)^{\frac{1}{2}} \quad (5\text{-الف})$$

$$C_D = C_{D_P} + \frac{S_{\text{store}}}{S_C} C_{D_{\text{store}}} \quad (5\text{-ب})$$

$$C_L = C_{L_P} + \frac{S_{\text{store}}}{S_C} C_{L_{\text{store}}} \quad (5\text{-ج})$$

که ضرایب لیفت و درگ برای کانوپی چتر به‌صورت روابط (6-الف) و (6-ب) تعریف می‌شوند. این روابط دارای دقت مناسب زیر 15% را نسبت به نتایج تست تونل باد دارند و که در [7] صحت‌سنجی شده‌اند. از این‌رو جهت طراحی مفهومی بسیار کاربردی می‌باشند.

$$C_{D_P} = \frac{C_{L_\alpha}^2}{\pi e AR}(\alpha\cos(\frac{\varepsilon}{2}) - \alpha_{ZL})^2 + K_1 \sin^3(\alpha - \alpha_{ZL}))^3 + \frac{n_{\text{Lines}} R_{\text{Lines}} d_{\text{Lines}} \cos^3(\alpha)}{S_C} \quad (6\text{-الف})$$

$$C_{L_P} = C_{L_\alpha}(\alpha\cos\frac{\varepsilon}{2} - \alpha_{ZL})\cos\frac{\varepsilon}{2} + K_1 \sin^2(\alpha - \alpha_{ZL}) + \frac{n_{\text{Lines}} R_{\text{Lines}} d_{\text{Lines}} \cos^2(\alpha)\sin(\alpha)}{S_C} \quad (6\text{-ب})$$

$$K_1 = \begin{cases} 3.33 - 1.33AR & 1 \le AR \le 2.5 \\ 0 & AR \ge 2.5 \end{cases} \quad (6\text{-ج})$$

$$\varepsilon = 2\beta \quad (6\text{-د})$$

نسبت سرش موردنیاز به‌صورت زیر مطرح می‌باشد:

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

$$GR_{\text{Required}} = \text{atan}(\frac{C_D}{C_L}) \quad (7)$$

با این توضیحات نسبت سرش مجموعه در هر زاویه حمله، قابل محاسبه می‌باشد. بنابراین باید چتر طراحی شده محموله را با سرعت ایمن فرود آورد و این امر به‌صورت یک قید عملکردی به مسئله اعمال می‌شود. زیرا در غیر این‌صورت ممکن است طرح به نسبت‌های سرش مطلوب و متناسب با قابلیت نفوذ در باد همگرا شود ولی سطح کانوپی آنقدر کوچک سایز شود که چتر با سرعتی غیرایمن محموله را فرود آورد. سرعت حین فرود به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$V_V = V_T \sin\gamma \quad (8\text{-الف})$$

$$V_T = (\frac{2W_{\text{store}}}{\rho_{SL} S_C C_T})^{\frac{1}{2}} \quad (8\text{-ب})$$

7- پایداری

همانند سایر وسایل پرنده نظیر هواپیما، یک چتر سرشی همواره باید به گونه‌ای طراحی شود که حداقل دارای پایداری استاتیکی باشد تا در حضور اغتشاشات، یک گشتاور مخالف را ایجاد نماید. برای یک چتر سرشی نیز پایداری استاتیکی طولی و هم پایداری استا-تیکی عرضی حائز اهمیت است که با شرایط (9) فراهم می‌شود [28،7].

$$C_{m_\alpha} < 0 \, , C_{n_\beta} > 0 \quad (9)$$

جهت سنجش پایداری استاتیکی طولی از رابطه ممان پیچشی برحسب زاویه حمله مشتق‌گیری شده و سپس ضریب ممان پیچشی ارزیابی می‌گردد. به‌دلیل طولانی بودن عبارت مذکور در این‌جا از ذکر آن خودداری می‌گردد. برای ارزیابی پایداری استاتیکی عرضی از رابطه (10) استفاده می‌گردد [27]:

$$\begin{aligned} C_{\text{n}_\beta} = \frac{X_P}{4b}\varepsilon^2 C_{L_\alpha} + [C_L \cos(\alpha \\ + \mu) + \\ C_{L_\alpha} \sin(\alpha + \mu) \\ + C_D \sin(\alpha + \mu) \\ - C_{D_\alpha} \sin(\alpha)]\frac{\varepsilon}{4} \\ + [C_L \sin(\alpha + \mu) \\ - C_{L_\alpha} \cos(\alpha + \mu) \\ - C_D \cos(\alpha + \mu) \\ - C_{D_\alpha} \sin(\alpha)]\frac{\varepsilon^2}{4}\frac{Z_P}{b} \end{aligned} \quad (10)$$

بر این اساس نشان داده شده است که یک حداکثر زاویه آنهدرال که فراتر از آن، سیستم به سمت ناپایداری پیش می‌رود، لذا زاویه آنهدرال می‌بایست با این شرط و نیز موقعیت محموله تعیین شود. در واقع پایداری عرضی تابعی قوی از بازده آیرودینامیکی، زاویه آنهدرال و موقعیت محموله نسبت به چتر است. افزایش بازده آیرودینامیکی تاثیر مثبت بر روی پایداری استاتیکی عرضی دارد. در این‌جا 2 قید پایداری استاتیکی طولی و عرضی به‌عنوان حداقل معیار محدود کننده پارامترهای طراحی انتخاب شده‌اند. بدین ترتیب سیکل طراحی ابداعی جهت طراحی چتر سرشی به‌صورت "شکل 2" خواهد بود. در سیکل طراحی حاضر هر نرم‌افزار یا رویکرد محاسباتی با درجه اعتبار بالا می‌تواند جایگزین بلوک داخل خط چین گردد به‌طوری‌که تمامی پیکربندی را با روش‌هایی نظیر دینامیک سیال عددی حل نمود، اما این امر می‌تواند زمان طراحی را بسیار افزایش دهد و در فاز طراحی مفهومی قابل توجیه نیست زیرا در این فاز طراحی می‌بایست یک پیکربندی مطلوب اولیه را فراهم نموده و در فازهای بعدی طراحی به بررسی جزئی رفتار چتر و سیال حول آن مجموعه پرداخت. لذا رویکرد نیمه عددی-نیمه تحلیلی حاضر برای محاسبه مشخصه‌های مهم پیکربندی نظیر نسبت سرش و سایر پارامترها، یک روش مطلوب در زمان مناسب می‌باشد. مطابق با سیکل طراحی، ابتدا یک جمعیت اولیه به‌صورت تصادفی انتخاب و سپس تابع هدف ارزیابی می‌گردد، در صورت امکان‌پذیر بودن طرح برای هر عضو از جمعیت، تابع هدف بدون پنالتی ارزیابی شده و در صورت امکان‌پذیر نبودن طرح، متناسب با نقض قیود، به آن پنالتی اعمال میگردد. سپس در جمعیت جاری، اعضای با کمترین تابع هدف انتخاب با توجه به نسبت تقاطع به جمعیت بعدی انتقال پیدا می‌نمایند. بدیهی است که طرح‌های امکان‌پذیر شانس بیشتر برای ورود به نسل بعدی خواهند داشت. این سیکل تا زمانی که معیار توقف برآورده شود ادامه پیدا می‌کند.

8- بهینه‌سازی در طراحی

براساس مطالب ذکر شده، تابع هدف مساحت کانوپی، شامل سطوح بالا و پایین و مقاطع و طول طناب‌های تعلیق چتر است که باید براساس پارامترهای پیکربندی کمینه گردد. بنابراین یک تابع هدف برای محاسبه سطح و طول طناب‌ها موردنیاز به‌صورت زیر خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \text{J} \\ = AS_{\text{Total Area}} \\ + BL_{\text{Suspension Lines}} \end{aligned} \quad (11)$$

که در آن ضریب ارزش‌گذاری بر روی جنس مواد، تابع هدف را به تابع هزینه تبدیل می‌نمایند. معمولا ضریب ارزش‌گذاری پارچه چندین برابر ضریب ارزش‌گذاری طناب‌های تعلیق است که این امر به‌دلیل تفاوت هزینه در پارچه و طناب‌های تعلیق می‌باشد. تابع هدف مذکور با استفاده از کد نوشته شده که پیکربندی را نیز در پایان طراحی نمایش می‌دهد، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. بدیهی است که پارامترهای هندسی پیکربندی همانند ضخامت، وتر و دهانه کانوپی، زاویه آنهدرال و تعداد و طول متوسط طناب‌های تعلیق در محاسبه تابع هدف مطرح می‌باشند و کمینه‌سازی آن‌ها جهت کمینه‌سازی سطح و طول طناب‌ها، در قیود ذکر شده تاثیرگذار خواهد بود.

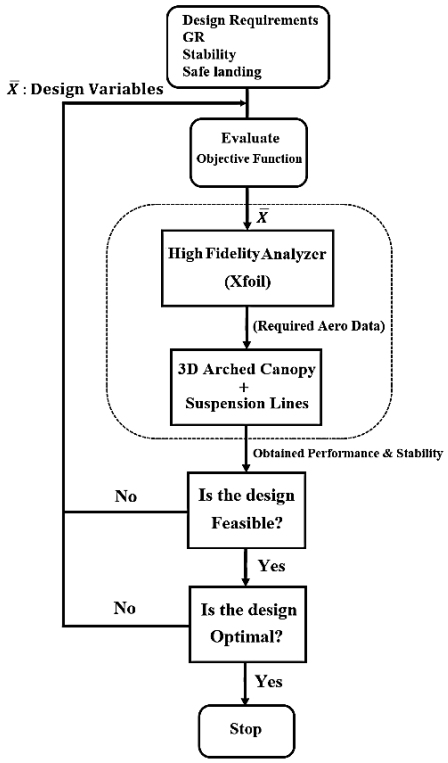


Fig. 2 Novel flowchart for gliding parachute design cycle

شکل 2 فلوچارت ابداعی سیکل طراحی چتر سرشی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

برای مثال کاهش ضخامت کانوپی چتر به معنی کاهش شیب ضریب برآ و در نتیجه کاهش نیروی برآی کلی چتر می‌شود و جهت جبران آن می‌بایست سطح چتر افزایش یابد که نامطلوب می‌باشد. همچنین مینیمم‌سازی سطح چتر قویا توسط سرعت فرود ایمن تحت تاثیر قرار می‌گیرد. طول طناب‌های تعلیق بر پایداری در هر دو کانال تاثیرگذار بوده و کاهش طول طناب‌ها موجب افزایش زاویه آنهدرال و کاهش سطح آیرودینامیکی چتر می‌شود که این امر موجب می‌شود الگوریتم با کاهش طول طناب‌ها به سمت افزایش سطح کانوپی رود که مطلوب نیست، زیرا هزینه افزایش می‌یابد. لذا لزوما نقطه بهینه در مرزهای ناپایداری قرار نمی‌گیرد چون در مرزهای ناپایداری، قید سرعت ایمن و یا مینیمم‌سازی هزینه ممکن است برآورده نشود. با این تفاسیر، بیان ریاضی مسئله بهینه‌سازی حاضر به‌صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{cases} \text{minimize} \quad J \\ \text{w.r.t} \quad \bar{x} \\ \text{s.t.} \\ GR = GR_{\text{Required}} \\ C_m = 0 \\ C_{m_\alpha} < 0 \\ C_{n_\beta} > 0 \\ V_{\text{Landing}} < V_{\text{Safe Landing}} \end{cases} \tag{12}$$

از آن‌جا که مشتق‌گیری از تابع هدف در این‌جا نمی‌تواند نقطه بهینه‌ای فراهم نماید و نیز نرم‌افزار واسط با حل عددی در سیکل طراحی وجود دارد، لذا عملا فرآیند بهینه‌سازی به سمت روش‌های عددی سوق پیدا می‌کند. در این میان الگوریتم ژنتیک به خاطر ماهیت عددی و تصادفی و توانایی اثبات شده آن در حل مسائل بهینه‌سازی و نیز جهت حل مسئله انتخاب شده است [30،29]. مسئله مقید حاضر با استفاده از رویکرد تابع پنالتی حل می‌گردد [31].

9- صحت‌سنجی پارامترهای مهم در طراحی

سیکل طراحی در قالب یک کد در نرم‌افزار متلب نوشته شده است و مشخصه‌های موردنیاز طراحی در آن محاسبه می‌گردد. حال ابتدا به صحت‌سنجی پارامترهای مهم نظیر ضرایب لیفت و درگ و ممان پیچشی و نیز پایداری استاتیکی عرضی در روند سیکل طراحی پرداخته شده و سپس برای یک نمونه چتر واقعی فرآیند طراحی بهینه انجام می‌گیرد. چتر موردنظر یک چتر تست شده در تونل باد است که در راستای توسعه برنامه‌های رهایش هوایی ناسا، در تونل باد مورد تست قرار گرفته است. مشخصات آن در جدول 1 آمده است.

در این‌جا به‌دلیل اهمیت بالای ضرایب لیفت و درگ در تخمین عملکرد چترهای سرشی می‌بایست روابط ارائه شده در روش حاضر صحت‌سنجی شوند. اگرچه روابط حاضر در [20،7] مورد صحت‌سنجی قرار گرفته‌اند. نتایج برای ضرایب لیفت و درگ مورد استفاده در سیکل طراحی برای چتر به همراه نتایج تست تونل باد در "شکل‌های 3 و 4" آمده است.

جدول 1 مشخصات کلی چتر واقعی تست شده در تونل باد[4]

Table 1 tested parachute specifications [4]

پارامتر	مقدار برای چتر
نسبت ضخامت بر وتر کانوپی	0.18
وتر کانوپی (m)	2.6
دهانه کانوپی (m)	5.23
نسبت منظری	2
نسبت سرش تریم	3

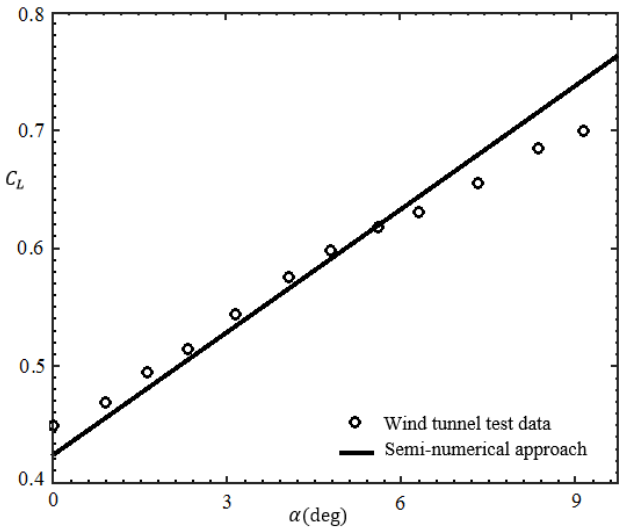


Fig. 3 Lift coefficient comparison for wind tunnel test and present approach

شکل 3 مقایسه ضریب لیفت منتج از تونل باد و روش حاضر

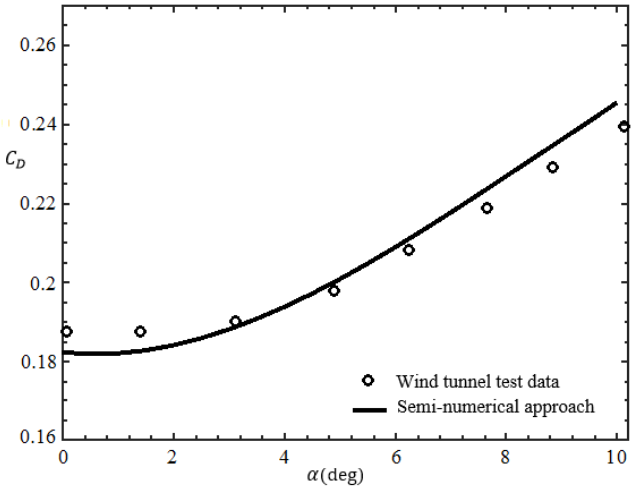


Fig. 4 Drag coefficient comparison for wind tunnel test and present approach

شکل 4 مقایسه ضریب درگ منتج از تونل باد و روش حاضر

بر این اساس، نتایج تست تونل باد و روش حاضر خطای زیر 10% را داراست که موید اعتبار قابل قبول در تخمین ضرایب لیفت و درگ در فاز طراحی مفهومی می‌باشد. همچنین نسبت به مراجع مذکور، ضریب درگ به نتایج تجربی نزدیک‌تر شده است که این به‌دلیل لحاظ نمودن اثر انهدرال در ضریب درگ است. براساس "شکل 5"، چتر حاضر در زاویه 7.7 درجه تریم می‌گردد در حالی‌که براساس نتایج تئوری در زاویه 8.4 درجه تریم می‌گردد و خطای قابل ملاحظه‌ای نمی‌باشد زیرا با توجه به نتایج تونل باد، دامنه خطای لیفت و درگ هر دو کمتر از 10٪ تغییر می‌نماید و بنابراین عملکرد آیرودینامیکی همچنان از درجه اعتبار مناسبی برخوردار خواهد بود. از طرفی با توجه به این نمودار، چتر تست شده دارای پایداری استاتیکی است که نمودار تئوری نیز موید آن است و لذا روش حاضر پایداری استاتیکی طولی و نقطه تریم را با خطای اندکی فراهم می‌نماید. با بررسی نمودار ضریب پایداری استاتیکی عرضی در "شکل 6" مشاهده می‌شود چتر اصلی در محدوده زوایای حمله تست شده پایداری استاتیکی عرضی دارد که محاسبات نیز آن را بخوبی توصیف می‌نمایند.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

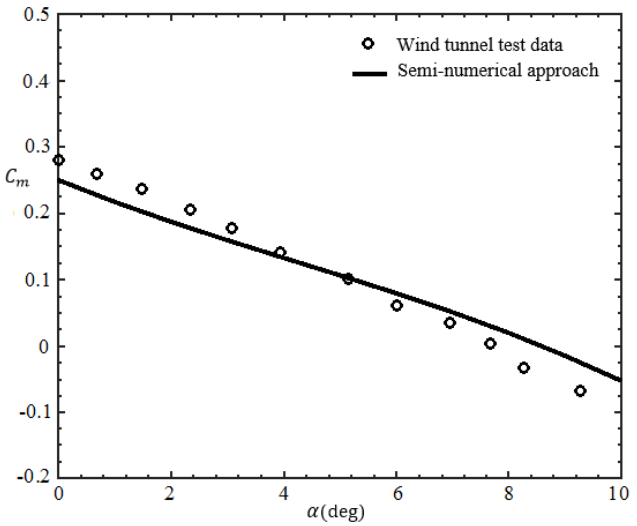


Fig. 5 pitching moment coefficient comparison for wind tunnel test and present approach

شکل 5 مقایسه ضریب ممان پیچشی منتج از تونل باد و روش حاضر

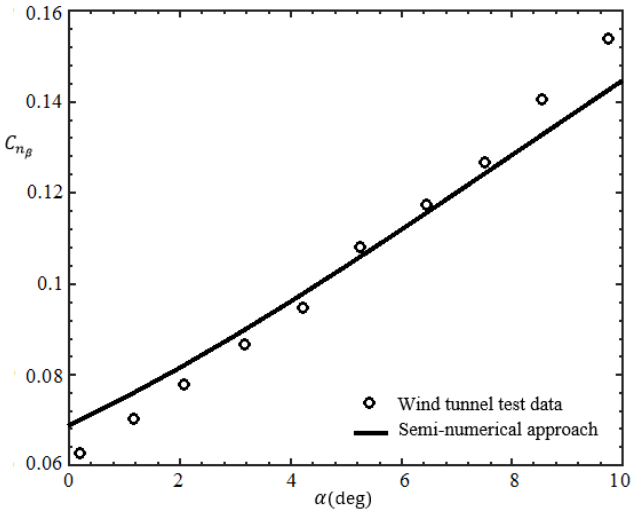


Fig. 6 Lateral static stability derivative comparison for wind tunnel test and present approach

شکل 6 مقایسه ضریب پایداری استاتیکی عرضی منتج از تونل باد و روش حاضر

حال با استفاده از روش حاضر به بهینه‌سازی پارمترهای پیکربندی چتر موردنظر پرداخته می‌شود. ورودی‌های الگوریتم طراحی در جدول 2 آمده است.

پارامترهای الگوریتم ژنتیک در جدول 3 آمده است.

کران‌های متغیرهای طراحی با توجه به مقادیر تجربی در چترهای سرشی، به‌کار گرفته شده‌اند. همچنین از آن‌جا که چترهای سرشی غالبا با زاویه زیر 10 درجه تریم می‌شوند، لذا در این‌جا دامنه زوایای تریم مطلوب

جدول 2 ورودی‌های الگوریتم طراحی

Table 2 design algorithm inputs

پارامتر	مقدار
نسبت سرش مطلوب	3
حداکثر سرعت فرود ایمن	5
ضریب ارزش دهی پارچه	8
ضریب ارزش دهی طنابهای تعلیق	1

جدول 3 پارامترهای الگوریتم ژنتیک

Table 3 GA parameters

پارامتر	مقدار
سایز جمعیت	50
ضریب تقاطع	0.8
ضریب جهش	0.01
تعداد نسل پیش فرض	200

مثبت و با حاشیه اطمینان مناسبی در محدوده مناسب زیر 10 درجه انتخاب شده است. فضای متغیرها طراحی به‌صورت جدول 4 می‌باشد.

خروجی‌های طراحی به‌صورت جدول 5 می‌باشد. بر این اساس مشاهده می‌شود که نسبت منظری چتر افزایش یافته است که خود موجب افزایش لیفت کانوپی می‌شوند. تعداد طناب‌ها افزایش یافته که می‌توانسته تا حدودی اثر این افزایش لیفت را از بین ببرد اما این امر با کاهش طول طناب‌ها و حفظ قیود سیستمی جبران شده است. مقدار تابع هدف بیشتر در اثر کاهش طول طناب‌ها برای پلتفرم بهینه شده، کاهش داشته است. همچنین مشاهده می‌شود پایداری طولی و عرضی نیز با حاشیه اطمینان مناسبی حفظ شده‌اند.

در "شکل 7" روند همگرایی تابع هدف با واماندگی در 50 نسل نشان داده شده است. شایان ذکر است که در طی 145 نسل تولید شده، تابع هدف به معیار توقف طول نسل وامانده مذکور می‌رسد.

در "شکل 8" شماتیک چتر طراحی شده به همراه طناب‌های تعلیق در

جدول 4 فضای جستجوی متغیرهای طراحی

Table 4 Search space

پارامتر	کران
نسبت ضخامت بر وتر کانوپی	[0.14 0.22]
وتر کانوپی (m)	[2 4]
نسبت منظری	[2 4]
طول متوسط طناب (m)	[3 8]
زاویه بادبانی (deg)	[0 15]
زاویه تریم (deg)	[1 8]

جدول 5 مشخصات جزئی چتر واقعی تست شده در تونل باد به همراه مقادیر بهینه

Table 5 detail specifications of tested parachute and optimal values

پارامتر	مقدار اولیه برای چتر	مقدار بهینه
نسبت ضخامت بر وتر کانوپی	0.18	0.154
وتر کانوپی (m)	2.6	2.1
دهانه کانوپی (m)	5.23	5.31
نسبت منظری	2	2.53
سطح کل(خیس) کانوپی	40.8	32.6
تعداد طنابها	36	44
طول متوسط طناب (m)	7.50	4.14
طول کل طناب‌ها (m)	270	182
زاویه آنهدرال(deg)	9.55	19.9
زاویه بادبانی (deg)	4.9	4.6
زاویه تریم (deg)	7.5	6.2
نسبت سرش	3	3.006
مقدار تابع هدف	596	443
سرعت فرود	4. 25	4.992
ضریب پایداری طولی(rad^{-1})	-2.04	-1.33
ضریب پایداری عرضی(rad^{-1})	0.125	0.0944

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

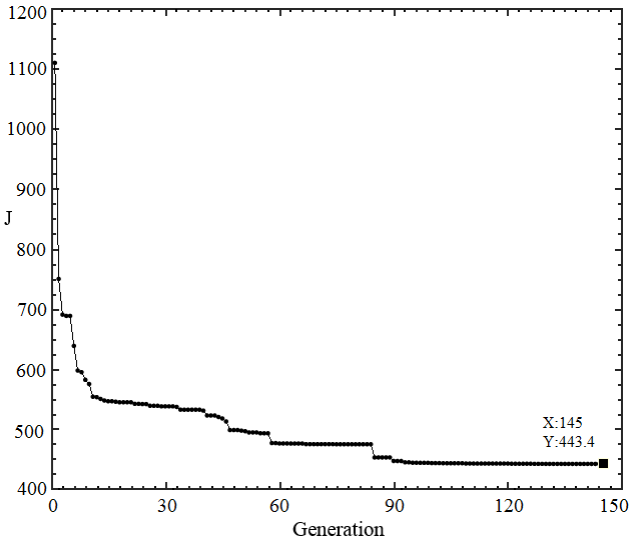


Fig. 7 Convergence of objective function

شکل 7 همگرایی تابع هدف طی نسل‌های تولید شده

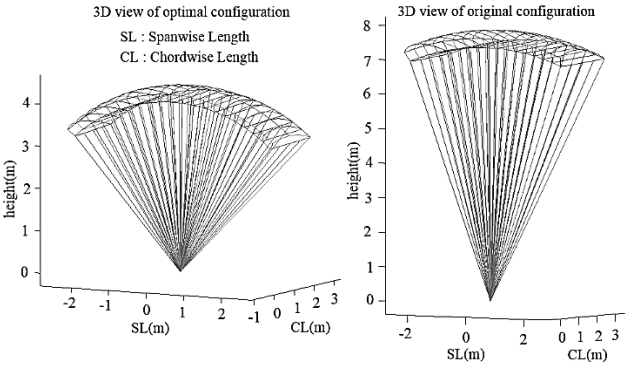


Fig. 8 Schematic of parachutes (right): original parachute (Left): optimized parachute

شکل 8 شماتیک نمای چترها (راست) : چتر اولیه- (چپ) چتر با پیکربندی بهینه

کنار چتر اولیه آمده است.

10- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر به تدوین الگوریتم طراحی پیکربندی چتر سرشی پرداخته شد. در این راستا هندسه چتر سرشی به‌صورت پارامتری و با کمترین تعداد پارامترها تعریف گردید و پارامترهای پیکربندی جهت حصول عملکرد آیرودینامیکی مطلوب و حداقل مواد موردنیاز (مساحت چتر و طول طناب‌ها) با استفاده از روش بهینه‌سازی اکتشافی الگوریتم ژنتیک، بهینه گردید. قیود مسئله بهینه‌سازی در این‌جا شامل قیود پایداری و حصول سرعت ایمن بوده که طرح چتر نهایی علاوه بر بهینگی در هزینه و یا مقدار مواد جهت ساخت، قیود عملکردی مذکور نیز برآورده گردیدند. جهت صحت‌سنجی، ضرایب آیرودینامیکی کانوپی، با یک نمونه چتر تست شده در تونل باد مقایسه گردید که نتایج حاکی از اعتبار مناسب روش حاضر در تخمین مشخصه‌های آیرودینامیکی می‌باشد. از آن‌جا که به واسطه وجود نرم افزار عددی، تحلیل نقطه تریم به‌صورت غیرمستقیم ممکن نمی‌باشد، لذا در طول فرآیند طراحی تحلیل نقاط تریم به بهینه‌ساز سپرده شده که در پایان فرآیند بهینه‌سازی، شرط تریم پایدار برقرار خواهد بود. نتایج طراحی بهینه منجر به افزایش نسبت منظری و ضخامت مقطع چتر شده که با توجه به ضریب لیفت بالاتر منجر به لیفت بالاتر در زاویه تریم کمتر گردید. در این‌جا به‌دلیل افزایش نسبت منظری، تعداد طناب‌های تعلیق افزایش یافت اما با کاهش زاویه بادبانی و نیز افزایش زاویه آنهدرال، طول طناب‌های تعلیق با کاهش قابل ملاحظه‌ای بهینه گردید. مقایسه تابع هدف از نوع هزینه، نشان می‌دهد که چتر جدید بیش از 25% با کاهش هزینه بهینه گردیده است. لذا نتایج به‌دست آمده از سیکل طراحی نوین ارائه شده با رویکرد بهینه، نشان می‌دهند که نسبت به روش‌های متعارف که تنها به سایزینگ چتر سرشی می‌پردازد، در زمان قابل قبولی، طرح اولیه چتر سرشی به عنوان خروجی جهت ادامه پروسه طراحی مفهومی سیستم هدایت‌پذیر، با هزینه کمینه شده، در دسترس خواهد بود.

11- فهرست علایم

AR	نسبت منظری
A	ضریب ارزش گذاری پارچه ($\$m^{-2}$)
B	ضریب ارزش گذاری طنابهای تعلیق ($\$m^{-1}$)
c	وتر کانوپی (m)
C_{D_C}	ضریب درگ کانوپی
C_{L_C}	ضریب لیفت کانوپی
C_T	ضریب نیروی کلی آیرودینامیکی
C_{m_α}	مشتق ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله (rad^{-1})
C_{n_β}	مشتق ممان چرخشی نسبت به زاویه سرش جانبی (rad^{-1})
C_m	ضریب ممان پیچشی
d_{Lines}	قطر طنابهای تعلیق (m)
GR	نسبت سرش
J	تابع هدف
R_{Lines}	طول طناب‌های تعلیق (m)
$(\frac{t}{c})_{\max}$	بیشترین نسبت ضخامت
n_{Lines}	تعداد طنابهای تعلیق
$L_{\text{Suspension Lines}}$	طول کل طنابهای تعلیق
R	برد موردنیاز (m)
$S_{\text{Total Area}}$	مساحت خیس کانوپی
S_C	مساحت کانوپی (m^2)
V_T	سرعت کلی (ms^{-1})
X_P	فاصله طولی مرکز جرم مجموعه از نقطه لینک (m)
Z_P	ارتفاع مرکز جرم مجموعه از نقطه لینک (m)

علایم یونانی

α	زاویه حمله
β	زاویه آنهدرال (deg)
μ	زاویه بادبانی (deg)

زیرنویس‌ها

C	مربوط به کانوپی
Lines	مربوط به طنابهای تعلیق
Required	مورد نیاز
trim	مربوط به شرایط تریم

12- مراجع

[1] D. C. Jalbert, *Multi-cell wing type aerial device*, US Patent No. 3285546, 1966.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]

[2] J. D. Nicolaides, *Parafoil Performance in Tethered, Gliding, andTowed Flight*, Aerospace Engineering Department Technical Report , University of Notre Dame, Notre Dame, October 1969.
[3] C. Matos, C. Mahalingam, Wind tunnel measurements of parafoil geometry and aerodynamics, *36th Aerospace Science Meeting and Exhibition*, Reno, USA, January 12-15, 1998.
[4] G. M. Ware, J. L. Hassell, *Wind-Tunnel Investigations of Ram-Air Inflated All Flexible Wing*, NASA SX-1923 Technical Report, Washington, 1996.
[5] G. A Nathe, C. F. Knapp, C. R. Hall, *Wind-Tunnel and Free Flight Testing of Parafoil Model Number 125*, Aerspace Engineering Departmental Technical Report, University of Notre Dame, Notre Dame, June 1966.
[6] J. Speelman, *Parafoil steerable parachute*, exploratory development for airdrop system application, Airforce flight dynamics laboratoryTR-71-37 Technical Report, Ohio, 1972.
[7] J. S. Lingard, Ram-air Parachute Design, *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, Clearwater Beach, USA, May 15-18, 1995.
[8] P. Crimi, Lateral stability of gliding parachutes, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, pp. 1060-1063, 1990.
[9] G. Iosilevskii, Center of Gravity and Minimal Lift Coefficient Limits of a Gliding Parachute, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 6, pp. 1297-1302, 1995.
[10] O. Prakash, N. Ananthkrishnan, Modeling and simulation of 9 DOF parafoil-payload system flight dynamics, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Colorado, USA, August 21-24, 2006.
[11] T. Chatzikonstantinou , Numerical analysis of three dimensional non rigid wings, *10th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*, Florida, USA, April 18-20, 1989.
[12] M. Gonzalez , Prandtl theory applied to paraglider Aerodynamics, *Aerospace Design Conference*, Irvine, USA, February 16-19, 1993.
[13] M. Mohammadi, M. Johari, Computation of flow over a high performance parafoil canopy, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 4, pp. 1338-1345, 2010.
[14] T. E. Tezduyar, V. Kalro, W. Garrard, Parallel computational methods for 3D simulation of a parafoil with prescribed shape changes, *Parallel Computing*, Vol. 23, Issue 9, pp. 1349-1363, 1997.
[15] P. B. Lissaman, G. J. Brown, Apparent mass effects on parafoil dynamics, *Aerospace Design Conference*, Irvine, USA, February 16-19, 1993.
[16] N. Slegers, M. Costello, Aspects of Control for a Parafoil and Payload System, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 26, No. 6, pp. 898-905, 2003.
[17] N. J. Slegers, Effects of Canopy-Payload Relative Motion on Control of Autonomous Parafoils, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*,Vol. 33, No. 1, pp. 116-125, 2010.
[18] C. F. Knapp, W. R. barton, Controlled recovey of payloads at large glide distances using the parafoil, *Journal of Aircraft*, Vol. 5, No. 2 , pp. 112-118, 1968.
[19] E. G. Ewing, H. W. Bixby, T. W. Knacke, *Recovery Systems Design Guide*, Airforce flight dynamics laboratory TR-78-151 Technical Report, California, December 1978.
[20] J. S. Lingard, *The performance and design of ram-air gliding parachutes*, Royal Aircraft Establishment TR-81103 Technical Report, Clearwater Beach, 1981.
[21] J. S. Lingard, The aerodynamics of gliding parachutes, *9th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference*, Albuquerque, USA, October 7-9, 1986.
[22] J. S. Lingard, Ram-air parachute Design, *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, Clearwater Beach, USA, May 15-18, 1995.
[23] E. Puskas, Ram-air parachute design considerations and applications, *8th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference*, Massachusetts, USA, April 2-4, 1984.
[24] E. James, E. Murray, *Further Development and Flight Test of an Autonomous Precision Landing System Using a Parafoil*, NASA TM-4599 Technical Report, California, July 1994.
[25] J. Ross, Computational Aerodynamics in the Design and Analysis of Ram-Air Inflated Wings, *12th AIAA Aerodynamic decelerator Systems Technology Conference*, London, England, May 10-13, 1993.
[26] S. Patel, N. Hackett, D. Jorgensen, Qualification of the Guided Parafoil Air Delivery System, *14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, San Francisco, USA, June 3-5, 1997.
[27] N. K. Peyada, A. Singhal, A. K. Ghosh, Trajectory Modeling of a Parafoil in Motion Using Analytically Derived Stability Derivative at High Angle of Attack, *19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, Williamsburg, USA, May 21-24, 2007.
[28] T. F. Goodrick, Theoretical study of the longitudinal stability of high-performance gliding airdrop systems, *5th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference*, Albuquerque, USA, November 17-19, 1975.
[29] S.N.Sivanandam, S.N.Deepa, *Introduction to Genetic Algorithms*, First Edition, pp. 39-59, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2008.
[30] D. Whitley, A. M. Sutton, *Genetic algorithms - A survey of models and methods*, G. Rosenberg, T. Back, J. N. Kok (Eds.), *Handbook of Natural Computing*, pp. 637-671, Berlin, Heidelberg: Springer, 2012.
[31] O. Yeniay, Penalty function methods, *Mathematical and Computational Applications*, Vol. 10, No. 1, pp. 45-56, 2005.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.4.23.9]