

## توسعه الگوریتم طراحی مفهومی سامانه هواپیست تاکتیکی

علی جعفریان<sup>۱</sup>، سعید سرخیل<sup>۲\*</sup>، وهاب حقیقت نمینی<sup>۳</sup><sup>۱</sup>دکتری، مهندسی مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران<sup>۲\*</sup>استادیار، مهندسی مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران<sup>۳</sup>کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۱/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۰۳

## چکیده

در مقاله حاضر الگوریتم طراحی پیکره هواپیست تاکتیکی در فاز طراحی مفهومی توسعه داده شده است. هواپیست تاکتیکی به عنوان یک گام میانی برای بالن استراتوسفری است. الگوریتم توسعه داده شده، دارای چهار حلقه‌ی مجزا است و با استفاده از آن پارامترهای مهم طراحی و عملیاتی بالن مقید نظیر ابعاد بالن، شکل و ساختار دم‌ها، بودجه بندی جرمی اجزای بالن، درصد بالونت، جنس مواد، تنش وارد بر پوسته بالن، کشش افسار در وینچ، حاشیه پایداری استاتیکی، زاویه حمله، میزان عقب‌رفت بالن، طول افسار، پروفیل افسار، مکان نقطه ی گیرش و بسیاری از پارامترهای دیگر تعیین می‌شود. چرخه‌ی طراحی ارائه شده، با توجه به الزامات ورودی، برای یک بالن انجام شده و نتایج مربوط به طراحی ارائه شده است. به منظور بهینه سازی طراحی دم بالن مقید، از روش طراحی آزمایش تاگوچی و ماتریس آرایه‌های متعامد  $L_{16}$  ( $4^5$ ) استفاده شده است. با استفاده از این روش ۱۶ دم مختلف طراحی و اثر آن در طراحی و میزان پایداری استاتیکی بالن بررسی شده و دم بهینه معرفی شده است. با استفاده از الگوریتم حاضر، بالن مقیدی با طول ۱۵/۷ متر طراحی شده است که قابلیت حمل محموله ۴۰ کیلوگرمی تا ارتفاع ۲۰۰ متر را داراست. در نهایت اثر پارامترهایی نظیر سرعت باد عملیاتی، مقدار جرم محموله‌ی بالن، محل نصب محموله و ارتفاع منطقه عملیات بالن نسبت به سطح دریا بر روی پارامترهای عملکردی نظیر زاویه حمله‌ی بالن، مقدار حاشیه‌ی پایداری استاتیکی و مقدار کشش افسار در وینچ مورد بررسی قرار گرفته است.

**کلمات کلیدی:** هواپیست تاکتیکی، طراحی هواپیست، بالن مقید، چرخه طراحی، ضرایب آیرودینامیک.

## Development of the Conceptual Design Algorithm for Tactical Aerostats

Ali Jafarian<sup>1</sup>, Saeed Sarkheil<sup>2,\*</sup>, Vahab Haghghat Namini<sup>3</sup><sup>1</sup> Ph.D., Mech. Eng., Iranian Space Research Center, Tehran, Iran<sup>2</sup> Assist. Prof., Mech. Eng., Iranian Space Research Center, Tehran, Iran<sup>3</sup> MSc. Mech. Eng., Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

## Abstract

In this paper, an algorithm for the conceptual design of the aerostat is developed. This tactical aerostat is an intermediate step for stratospheric high altitude platforms. In the presented algorithm, the design and operational parameters of the aerostat such as geometry and dimension of the aerostat hull, shape and configuration of the tails, the mass budget of the balloon components, ballonnet percentage, fabrics materials, stress of hull fabric, tether tension at the winch, static margin, angle of attack, blow by, tether length, tether profile, the confluence point position, etc. are determined via 4 distinguished loops. In addition, an aerostat is designed for the special given requirements using this algorithm, and the results are prepared in the paper. Furthermore, to optimize the tail sizing, the Taguchi orthogonal array  $L_{16}$  ( $4^5$ ) is used. 16 different tails are designed and the static stability of the aerostat is analyzed using these tails and the final optimum geometry of the tail is introduced. Finally, the influence of the wind velocity, payload mass, payload position, and the operational height above mean sea level on the operational parameters of the aerostat are explored.

**Keywords:** Tactical Aerostat, Aerostat Design, Tethered Balloon, Design algorithm, Aerodynamic coefficient.



شکل ۱- نمایی از یک سامانه هواپیست ساخت شرکت

### لاکهد مارتن

تاکنون فعالیت‌های متنوعی در زمینه طراحی، تحلیل و ساخت سامانه‌های هواپیست انجام شده است. با توجه به پیشرفت‌های انجام شده در زمینه‌های نساجی، پلیمر و فناوری‌های پوشش‌دهی<sup>۷</sup> و لمینیت<sup>۸</sup>، پارچه‌هایی با کیفیت بسیار بالا برای این سامانه‌ها ارائه شده است. پارچه‌های مورد استفاده باید دارای وزن کم، استحکام بالا، نفوذپذیری هلیوم پایین، مقاومت در برابر شرایط محیطی و آب‌گریزی باشند [۷]؛ [۸]. به عنوان مثال می‌توان پارچه‌های وکتران، زایلون، داکرون و غیره را نام برد که با استفاده از پوشش‌هایی مانند مایلار، تدار، پلی‌اورتان و پی‌وی‌سی پوشش‌دهی می‌شوند [۹]؛ [۱۰]. همچنین در زمینه‌ی آیرودینامیک بالن‌های مقید نیز مطالعات زیادی با استفاده از تونل باد و تحلیل‌های دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده است. به عنوان نمونه، جونز بررسی آیرودینامیک بالن تیکام<sup>۹</sup> را با استفاده از تونل باد و مدلی با مقیاس ۱/۷۲ انجام داده و اثرات جریان سیال را در زاویه‌های حمله پایین بررسی نمودند [۱۱]. بادشا و جونز به بررسی پایداری استاتیکی و دینامیکی بالن مقید با استفاده از تست‌های تونل باد پرداختند [۱۲]. چان و هان در سال ۲۰۱۱ با استفاده از تست‌های تونل باد ضرایب درگ و لیفت و ممان پیچ و مشتقات پایداری را برای یک هواپیست شرکت تیکام در زاویه حمله‌های صفر، ۵ و ۱۰ درجه بدست آوردند [۱۳]. همچنین در این کار ضرایب فشار و خطوط جریان عبوری از روی بدنه بالن مقید را مشخص کردند. علاوه بر آن فعالیت‌های زیادی نیز در زمینه‌ی شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی

### ۱- مقدمه

در دهه‌های اخیر به منظور برقراری ارتباطات مخابراتی و سنجش از دور پژوهش‌های متعددی در مورد سکوها ارتفاع بالا<sup>۱</sup> انجام شده است. این سکوها در لایه استراتوسفر و در ارتفاع ۲۰ کیلومتری از سطح زمین مستقر می‌شوند و شامل کشتی‌های هوایی، بالن‌ها و هواپیماها می‌شوند [۱]. سکوها استراتوسفری در مقایسه با پرنده‌هایی که در نزدیکی سطح زمین هستند، مزایایی از قبیل ترافیک هوایی کم، انرژی مصرفی کم، میدان دید وسیع و جریانات جوی ملایم دارند. این سکوها در مقایسه با ماهواره، بسیار ارزان‌تر بوده و مشکلات ناشی از نبود جو را ندارند [۲].

با توجه به نیاز کشور به حضور در لایه استراتوسفر، سرمایه‌گذاری و پژوهش در این زمینه امری ضروری است. در همین راستا و به عنوان یک گام میانی، سامانه‌های هواپیست یا بالن‌های مقید مورد توجه قرار گرفته‌اند. سامانه هواپیست<sup>۲</sup> به بالن‌های دوکی شکل گفته می‌شود که به وسیله‌ی یک افسار به سکوی زمینی مقید می‌شود [۳].

سامانه‌های هواپیست جزء سامانه‌های سبک‌تر از هوا<sup>۳</sup> محسوب شده و نیروی برآ در آنها با استفاده از گاز هلیوم یا هیدروژن تأمین می‌شود [۳]. این سامانه‌ها با توجه به ابعاد، جرم محموله، ارتفاع و مداومت پروازی به سه دسته هواپیست استراتژیک<sup>۴</sup>، عملیاتی<sup>۵</sup> و تاکتیکی<sup>۶</sup> تقسیم‌بندی می‌شوند. در شکل ۱ یک سامانه هواپیست ساخته شده در شرکت لاکهد مارتن نشان داده شده است.

در مواردی که عملیات‌های هوایی با مداومت حدود یک هفته، جرم محموله حدود ۵۰ کیلوگرم و ارتفاع پروازی در حدود ۵۰۰ متر نیاز باشد از هواپیست‌های تاکتیکی استفاده می‌شود. این هواپیست‌ها برای عملیات‌هایی نظیر پایش مداوم [۴]، ارتباطات رادیویی و اینترنتی [۵] و مدیریت بحران [۶] مناسب می‌باشند.

<sup>6</sup> Tactical

<sup>7</sup> Coat

<sup>8</sup> Laminate

<sup>9</sup> TCOM

<sup>1</sup> HAPs (High Altitude Platforms)

<sup>2</sup> Aerostat

<sup>3</sup> LTA

<sup>4</sup> Strategic

<sup>5</sup> Operational

## ۲- چرخه طراحی بالن مقید

در این قسمت چرخه طراحی هواپیست یا بالن مقید به منظور طراحی مفهومی و تعیین شکل و ابعاد پیکره آن ارائه شده است. در ساخت بدنه<sup>۲</sup> هواپیست از پروفیل‌های مختلفی استفاده می‌شود که پروفیل‌های GNVR، NPL و Zhyuan از رایج‌ترین پروفیل‌های مورد استفاده در بدنه بالن هستند. نکته‌ی حائز اهمیت این است که طراحی با استفاده چرخه‌ی حاضر به ازای یک پروفیل مشخص برای بالن انجام خواهد شد. در صورتی طراح هواپیست قصد طراحی برای پروفیل‌های مختلف را داشته باشد، به ازای هر پروفیل بدنه باید این چرخه‌ی طراحی طی شود و با مقایسه‌ی نتایج حاصل برای پروفیل‌های مختلف، پروفیل مناسب انتخاب شود.

باید توجه داشت در اثر وجود دم‌ها بالن مقید همواره در جهت جریان باد قرار می‌گیرد. از این‌رو در هنگام تعادل نیروی جانبی به بالن وارد نمی‌شود؛ لذا معادلات تعادل استاتیک به صورت صفحه‌ای بررسی می‌شود.

به طور خلاصه خروجی چرخه طراحی ارائه شده شامل پارامترهای مختلفی است که شکل و ابعاد بدنه، شکل و چیدمان دم‌ها، محل نقطه گیرش پیکره، پروفیل افسار<sup>۳</sup>، مقدار عقب رفتگی بالن<sup>۴</sup>، مقدار نیروهای وارد شده بر وینچ و مقدار تنش در طول افسار، مقدار حاشیه پایداری استاتیکی، مقدار نیروی لیفت در شرایط مختلف عملیاتی، مقدار جرم قابل حمل در حالت‌های مختلف عملیاتی و نیز جزئیات مختلف جرمی و نیرویی بالن مقید از جمله این پارامترها است.

## ۲-۱- شرح چرخه

شکل ۲ چرخه کلی طراحی بالن را نشان می‌دهد و محاسبات مربوط به طراحی بالن بر اساس چرخه‌ی ارائه شده در این شکل انجام خواهد شد. در این قسمت ابتدا روند کلی و گام‌های چرخه طراحی توضیح داده خواهد شد و در بخش‌های بعد شرح دقیق هر قسمت و فرمول‌های مربوطه ارائه خواهد شد.

در شروع طراحی بالن، ابتدا باید مشخصات عملیاتی بالن به عنوان ورودی چرخه طراحی مشخص شوند. این مشخصات عبارتند از وزن محموله، ارتفاع بالن از سطح زمین، ارتفاع زمین از سطح دریا، سرعت باد در ارتفاع پروازی و تغییرات دمای

هواپیست‌ها انجام شده است و ضرایب نیرو و ممان آیرودینامیک سامانه را در اعداد رینولدز مختلف محاسبه کرده‌اند [۱۴؛ ۱۵]. جعفریان و همکاران در سال ۲۰۲۲ ضرایب آیرودینامیک استاتیک طولی یک بالن مقید را استخراج کرده و تغییرات خطوط جریان در زاویه حمله‌های مختلف را بررسی نمودند [۱۶].

علاوه بر موارد فوق در زمینه‌ی روند طراحی بالن نیز فعالیت‌های متعددی صورت گرفته است. به عنوان نمونه در سال ۱۹۷۱ مایر و وراچک گزارش مسووطی از روند طراحی هواپیست با دم‌های مختلف ارائه کرده‌اند [۱۷]. همچنین، باجوریا و همکاران با استفاده از چرخه‌ی طراحی ارائه شده در مقاله‌ی خود طراحی یک هواپیست با طول ۱۹ متر را انجام داده‌اند [۱۸]. باگاری و همکاران در سال ۲۰۲۱ چرخه‌ی طراحی برای تعیین اندازه بالن‌های ابعاد کوچک ارائه دادند [۱۹].

با توجه به جستجوهای انجام شده در مراجع و مقالات موجود، ملاحظه شد که چرخه‌ی طراحی که به طور جامع تمامی پارامترهای مهم طراحی را مد نظر قرار دهد وجود ندارد و عموماً چرخه‌های طراحی موجود دارای نواقص جدی هستند. هدف مقاله‌ی حاضر توسعه یک چرخه‌ی طراحی به منظور تعیین ابعاد بدنه و دم‌های بالن مقید و همچنین تعیین نقطه‌ی گیرش<sup>۱</sup> مناسب برای بالن مقید است. این چرخه باید به صورتی باشد که بالن طراحی شده دارای پایداری مناسب استاتیکی در شرایط مختلف مورد نظر طراحی باشد. از این‌رو در این مقاله چرخه‌ی طراحی جدیدی ارائه شده است و سعی شده است که در این چرخه تمامی پارامترهای مهم مد نظر قرار گیرد. پس از معرفی اجزای مختلف چرخه‌ی ارائه شده، روند طراحی بالن با استفاده از چرخه‌ی حاضر برای یک بالن طی شده است و پارامترهای مختلف طراحی برای آن تعیین شده است. سپس روند تعیین دم بهینه برای بالن با استفاده از روش تاگوچی تشریح شده است و در نهایت اثر پارامترهای مختلف عملیاتی روی عملکرد بالن مورد بررسی قرار گرفته است.

<sup>3</sup> Tether profile

<sup>4</sup> Blow by

<sup>1</sup> Confluence Point

<sup>2</sup> Hull

طول بدنه‌ی بالن به گونه‌ای تعیین می‌شود که بالن بتواند در حالتی که سرعت باد برابر با صفر است و نیروهای لیفت آیرودینامیک وجود ندارند، مأموریت خود را انجام دهد. از این رو با استفاده از نیروی شناوری و مقادیر وزنی بالن و افسار، مقدار کشش افسار در محل ورودی سکو تعیین خواهد شد. حال اگر مقدار کشش محاسبه شده بیشتر از ۱۰٪ وزن محموله باشد، در این صورت طول بدنه تأیید شده و به گام بعدی چرخه شروع می‌شود. در غیر این صورت باید حلقه تکرار در چرخه بر روی طول بدنه انجام شود و طول بدنه گام به گام تغییر داده شود و مراحل شرح داده شده مجدداً تکرار شود تا طول مناسب برای بدنه تعیین شود.

در گام بعد، مقدار زاویه حمله مطلوب فرض شده و با در نظر گرفتن سرعت جریان هوا، مقدار ضرایب آیرودینامیک بالن با استفاده از ترکیب روابط دینامیک سیالات محاسباتی و تحلیلی بدست می‌آید. پس از آن حاشیه پایداری استاتیکی که معیاری برای پایداری استاتیکی بالن در جریان هوا است محاسبه می‌شود. در صورتی که مقدار این کمیت در محدوده‌ی مورد نظر قرار گیرد، گام بعدی چرخه آغاز خواهد شد. در غیر این صورت باید شکل و مشخصات دم تغییر داده شده و مجدداً محاسبات فوق انجام شود.

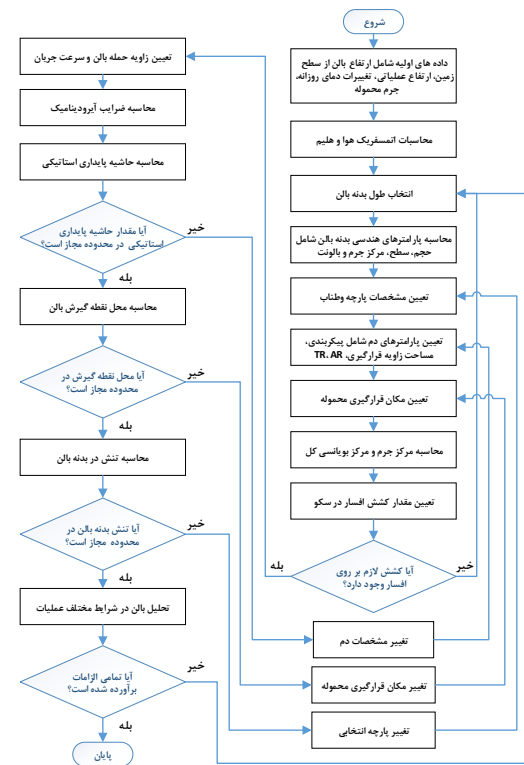
در گام بعد معادلات تعادل استاتیکی حل شده و محل نقطه‌ی گیرش بالن تعیین می‌شود. نقطه‌ی گیرش بالن، نقطه‌ای است که در آن افسار اصلی بالن به طناب‌های جانبی متصل می‌شود. مکان این نقطه باید در زیر بالن و در نیمه‌ی جلویی بالن بدست آید. در صورتی که محل بدست آمده در محدوده‌ی مجاز باشد، گام بعدی چرخه آغاز می‌شود. در غیر این صورت باید مکان محموله جابجا شود و حلقه تکرار مجدداً طی شود تا محل نقطه گیرش در محدوده‌ی مجاز قرار گیرد.

پس از تعیین محل نقطه‌ی گیرش، تنش‌های بالن شامل تنش ناشی از نیروهای شناوری، آیرودینامیک و فشار داخلی بالن به صورت تحلیلی انجام شود و در صورتی که مقدار تنش در حد مجاز تحمل پارچه‌ی انتخابی برای بالن باشد گام بعدی چرخه شروع می‌شود. در غیر این صورت باید پارچه‌ی انتخابی برای بالن تغییر کرده، اثرات وزنی پارچه جدید در کل چرخه دیده شده و مجدداً محاسبات انجام شود.

در مرحله بعد، پروفیل افسار محاسبه شده و سامانه در شرایط مختلف عملیاتی مانند سرعت‌های مختلف باد و جرم‌های

روزانه. پس از تعیین پارامترهای ورودی، محاسبات اتمسفریک برای تعیین خواص هوا و هلیوم در سطح زمین و ارتفاع پروازی انجام می‌شود.

در گام بعد و به منظور تعیین طول بالن ابتدا یک طول اولیه برای بدنه در نظر گرفته می‌شود. به این ترتیب و با توجه به پروفیل پیش‌فرض برای بدنه‌ی بالن، مشخصات بدنه مانند حجم، سطح، مقدار پارچه‌ی مورد نیاز، مرکز حجم بدنه و حجم بالونت تعیین می‌شوند. در گام بعد مشخصات پارچه‌ی مورد استفاده در بالن، بالونت، دم‌ها و نیز طناب‌ها تعیین می‌شود. با استفاده از مشخصات فوق، جرم و مرکز جرم بالن تعیین خواهد شد.



شکل ۲- چرخه طراحی بالن مقید

در گام بعد یک شکل برای دم بالن، محل نصب و آرایش نصب آن فرض خواهد شد. یکی دیگر از پارامترهایی که در تعادل بالن نقش مهمی دارد محل قرارگیری محموله است. در این گام باید محلی برای قرارگیری محموله در نظر گرفته شود. پس از تعیین محل قرارگیری محموله محاسبات مربوط به مرکز جرم و مرکز حجم کل پیکره انجام خواهد شد.

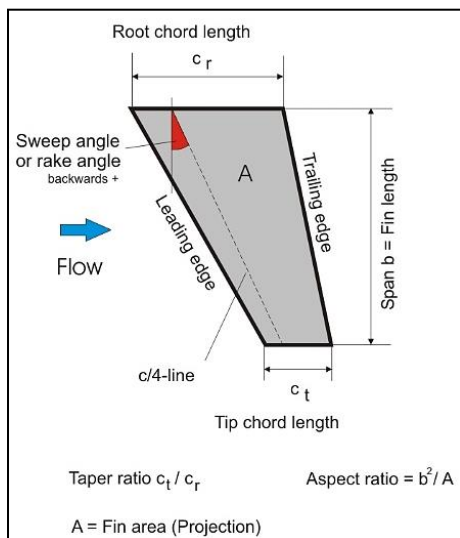
که  $\Delta T_{diurnal}$  تغییرات دما در طول روز است. به منظور محاسبه حجم بالونت که برای جبران نشتی نیاز است از رابطه زیر استفاده خواهد شد:

$$V_{ballonet,3} = \frac{R}{1000} S_a T_d \quad (3)$$

که  $R$  مقدار نرخ نشتی هلیوم بوده و واحد آن  $\text{lit}/\text{m}^2/\text{day}$  است.  $S_a$  مساحت بدنه بالن و  $T_d$  زمان بر حسب روز است.

#### ۲-۴- سطوح کنترلی و محاسبات آیرودینامیک

با توجه به چرخه طراحی، پس از تعیین مشخصات هندسی بدنه و بالونت، باید مشخصات هندسی دم تعیین شود. این مشخصات شامل نسبت منطری<sup>۱</sup> دم، نسبت باریک‌شوندگی<sup>۲</sup>، زاویه پسگرایی<sup>۳</sup>،  $k_t$ ،  $k_{h_i}$  و محل قرارگیری دم از انتهای بدنه است. از این بین سه پارامتر اول با توجه به شکل ۳ محاسبه می‌شوند.  $k_{h_i}$  نسبت مساحت سطح خیس دم به مساحت سطح تصویر آن و  $k_t$  نسبت ضخامت متوسط دم به مجذور مساحت سطح تصویر دم است [۱۷]. در صورت مشخص بودن پارامترهای فوق و مقدار سطح تصویر شده جانبی دم ( $A_{projfin}$ )، تمامی مشخصات هندسی دم از جمله مرکز آیرودینامیک و مرکز جرم آن تعیین می‌شوند.



شکل ۳- دم و پارامترهای بدون بعد آن

مختلف برای محموله تحلیل می‌شود. در صورتی که تمامی پارامترها مورد تأیید باشد، طراحی تکمیل شده است و در غیر این صورت باید کل چرخه طراحی مجدداً انجام شود. در قسمت‌های بعدی به صورت جزئی‌تر اجزای چرخه طراحی بررسی می‌شود.

#### ۲-۲- محاسبات اتمسفریک

از جمله پارامترهای ورودی در طراحی بالن، ارتفاع بالن از سطح زمین و ارتفاع منطقه‌ی عملیاتی از سطح دریا است. پس از مشخص شدن این دو ارتفاع باید مشخصات اتمسفریک هوا (شامل چگالی، فشار و دما) محاسبه شود. برای محاسبه دما، فشار و چگالی هوا از روابط استاندارد موجود در مراجع استفاده می‌شود [۱۷].

#### ۲-۳- تعیین حجم بالونت

وظیفه‌ی بالونت در بالن مقید حفظ اختلاف فشار بالن با محیط اطراف است. تغییرات فشار در اثر تغییر ارتفاع بالن، تغییر دمای روزانه و نشت هلیوم بوجود می‌آید. حجم بالونت باید به گونه‌ای محاسبه شود که بتواند اختلاف فشار بوجود آمده در اثر عوامل نام‌برده را جبران کند. با در نظر گرفتن ۵ درصد مقدار اضافی برای حجم بالونت [۱۹]، حجم کل آن مطابق با روابط زیر بدست می‌آید.

$$V_{ballonet} = 1.05(V_{ballonet,1} + V_{ballonet,2} + V_{ballonet,3}) \quad (1)$$

$$V_{ballonet,1} = V_{hull} \left(1 - \frac{P_1 T_0}{P_0 T_1}\right)$$

در رابطه ۱،  $V_{hull}$  حجم بدنه‌ی بالن، اندیس صفر مشخصات مربوط به سطح زمین و اندیس ۱، مشخصات مربوط به ارتفاع عملیات است. برای محاسبه حجم بالونت برای جبران تغییرات دمای روزانه از رابطه ۲ استفاده می‌شود [۱۹].

$$V_{ballonet,2} = \Delta T_{diurnal} \frac{V_{hull} - V_{ballonet,1}}{T_0} \quad (2)$$

<sup>3</sup> Sweep Angle

<sup>1</sup> Aspect Ratio (AR)

<sup>2</sup> Taper Ratio (TR)

ضریب گشتاور بدنه است و  $C_{m\alpha,T}$  از رابطه زیر محاسبه می-شود [۷].

$$C_{m\alpha,T} = \frac{N}{(V_{hull})^{2/3} l_{hull}} C_{l\alpha,tail} A_{proj,fin} \eta_m \cos^2(\gamma) \quad (۶)$$

$l_T$  فاصله بین مرکز آیرودینامیک دم تا مرکز شناوری بدنه است.  $\eta_m$  ضریب دخالت ممان دم بوده و  $N$  برابر با تعداد زوج دم است.

پارامتر دیگری که از محاسبات آیرودینامیک بالن تعیین می-شود حاشیه پایداری استاتیکی بالن است که نشان‌دهنده‌ی پایداری استاتیکی طولی سامانه است. اگر این کمیت مقدار منفی داشته باشد، نشان‌دهنده‌ی پایداری سامانه است و هر چه مقدار قدر مطلق آن عدد بزرگتری باشد، در عمل مقدار پایداری سامانه بیشتر خواهد بود، بنابراین هرچه مقدار حاشیه‌ی پایداری سامانه عدد منفی‌تری باشد از لحاظ طراحی مطلوب‌تر خواهد بود. مهمترین عواملی که بر روی این کمیت اثر گذار هستند، اندازه کل سامانه و نیز شکل دم طراحی شده است. مقدار کمی حاشیه پایداری نیز با استفاده از ضرایب آیرودینامیک به صورت زیر محاسبه می-شود.

$$SM = \frac{C_m}{C_N} \quad (۷)$$

$C_N$  ضریب بدون بعد نیروی نرمال است که از محاسبات آیرودینامیک بدست می‌آیند.

## ۲-۵- حل معادلات تعادل استاتیکی

در این قسمت با استفاده از روابط تعادل استاتیکی محاسبه‌ی مکان نقطه‌ی گیرش بالن و پروفیل افسار انجام خواهد شد.

### ۲-۵-۱- محاسبه مکان نقطه گیرش

به طور کلی افسار بالن مقید به منظور جلوگیری از تمرکز تنش به وسیله‌ی چند طناب جانبی به بالن متصل می‌شود. تعیین صحیح محل این نقطه تأثیر بسزایی بر تعادل بالن دارد. به منظور بدست آوردن مکان این نقطه، معادله تعادل گشتار حول این نقطه نوشته می‌شود. نمودار جسم آزاد بالن در شکل ۴ نشان داده شده است.

از آنجا که پیکره بالن مقید شامل بدنه و دمها است، نیروی آیرودینامیک وارد بر بالن از مجموع نیروی آیرودینامیک بدنه و اثر نیروی آیرودینامیک دمها بدست می‌آید. با توجه به اینکه در این فاز از طراحی، مشخصه‌های هندسی و پیکربندی دمها تغییر می‌کند باید از روشی استفاده شود که با تغییر مشخصات دم، ضرایب آیرودینامیک به سادگی تعیین شوند. در مقاله‌ی حاضر ضریب آیرودینامیک بدنه با استفاده از تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی بدست آمده و اثرات دمها با استفاده از روابط تحلیلی به ضرایب بدنه اضافه شده است. ضرایب آیرودینامیکی مربوط به بدنه با پروفیل‌های مختلف در پیوست ارائه شده است. نیروها و گشتاور پیچ<sup>۱</sup> آیرودینامیک بالن در محل مرکز شناوری بدنه اعمال شده و مطابق با روابط زیر تعیین می‌شود [۱۹].

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho_{air,1} (V_{hull})^{2/3} C_L U^2 \\ D &= \frac{1}{2} \rho_{air,1} (V_{hull})^{2/3} C_D U^2 \\ D &= \frac{1}{2} \rho_{air,1} (V_{hull})^{2/3} C_D U^2 \end{aligned} \quad (۴)$$

که  $C_L$ ،  $C_D$  و  $C_m$  ضرایب لیفت، درگ و گشتاور آیرودینامیکی کل بالن و  $U$  سرعت جریان هوا است. برای محاسبه  $C_L$ ، باید لیفت بدنه و اثر لیفت دم در نظر گرفته شود. بدین منظور مطابق با مرجع [4] از رابطه  $C_L = C_{L,hull} + C_{l\alpha,T} \alpha$  استفاده می‌شود. در این رابطه  $C_{L,hull}$  ضریب لیفت مربوط به بدنه است و  $C_{l\alpha,T}$  که نشان‌دهنده اثر لیفت دم است، از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\begin{aligned} C_{l\alpha,T} &= \frac{1}{(V_{hull})^{2/3}} N C_{l\alpha,tail} A_{proj,fin} \eta_f \cos^2(\gamma) \\ C_{l\alpha,tail} &= 2\pi \frac{AR}{2 + \sqrt{4 + AR^2(1 + \tan^2(\Delta))}} \end{aligned} \quad (۵)$$

$\Delta$  زاویه پسگرایی و  $\gamma$  زاویه دایهدرال<sup>۲</sup> دم است. برای محاسبه  $C_D$  کل بالن و در نظر گرفتن اثر دمها به صورت تجربی میزان  $C_{D,hull}$  (ضریب درگ بدنه) در ضریب ۱/۵ ضرب می‌شود [۱۷]. مطابق روند طی شده برای  $C_L$ ، محاسبه  $C_m$  نیز از رابطه  $C_m = C_{m,hull} + C_{m\alpha,T} \alpha$  انجام می‌شود که در آن

<sup>2</sup> Dihedral angle

<sup>1</sup> Pitch moment

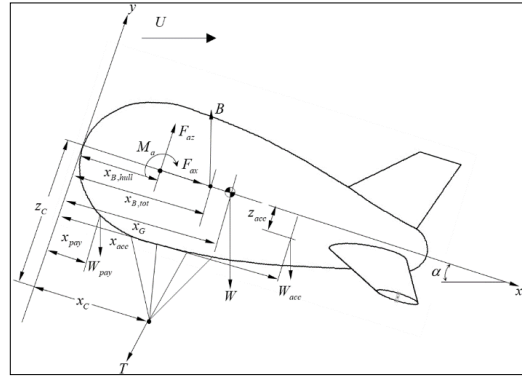
تعدادل استاتیکی داشته باشد؛ لذا گشتاور نیروهای استاتیکی (غیر از نیروهای آیرودینامیک) باید در زاویه حمله طراحی برابر با صفر باشد. علاوه بر این لازم است پیکره، تعدادل خود را در اثر بارهای آیرودینامیکی در همان زاویه حمله حفظ کند. لذا لازم است، گشتاور این نیروها هم حول نقطه گیرش برابر با صفر باشد. به این ترتیب رابطه ۹ به دو معادله زیر تبدیل می‌شود.

$$\begin{cases} M_a - F_{az}(x_{B,hull} - x_C) + F_{ax}z_C = 0 \\ -B\cos\alpha(x_{B,tot} - x_C) - B\sin\alpha.z_C \\ +W\cos\alpha(x_G - x_C) + W\sin\alpha.z_C \\ +W_{pay}\cos\alpha(x_{pay} - x_C) \\ +W_{pay}\sin\alpha(z_C - z_{pay}) \\ +W_{acc}\cos\alpha(x_{acc} - x_C) \\ +W_{acc}\sin\alpha(z_C - z_{acc}) = 0 \end{cases} \quad (10)$$

با حل معادله بالا پارامترهای  $x_C$  و  $z_C$  به صورت زیر بدست می‌آیند.

$$\begin{aligned} x_C &= \left[ \frac{1}{(B - W - W_{pay} - W_{acc}) \left\{ 1 + \frac{F_{az}}{F_{ax}} \tan\alpha \right\}} \right] \\ &\times \left\{ \frac{(M_a - F_{az}x_{B,hull}) - (B - W + W_{pay} + W_{acc}) \tan\alpha}{F_{ax}} \right. \\ &\quad \left. + \frac{Bx_{B,tot} - Wx_G - W_{pay}x_{pay} + W_{pay}\tan\alpha.z_{pay}}{-W_{acc}x_{acc} + W_{acc}\tan\alpha.z_{acc}} \right\} \\ z_C &= \left\{ \frac{1}{F_{ax} + F_{az}\tan\alpha} \right\} \\ &\times \left[ \frac{-M_a + F_{az}x_{B,hull} - \frac{F_{az}}{B - W - W_{pay} - W_{acc}}}{\left( \frac{Bx_{B,tot} - Wx_G - W_{pay}x_{pay} + W_{pay}\tan\alpha.z_{pay}}{-W_{acc}x_{acc} + W_{acc}\tan\alpha.z_{acc}} \right)} \right] \end{aligned}$$

بدین ترتیب با داشتن نیروهای آیرودینامیک، وزن و محل اعمال نیروها، مکان نقطه گیرش بدست می‌آید. با توجه به آنکه در هنگام عملیات، بالن باید به طرز صحیح بر روی سکو بنشیند و محموله‌ی بالن در زیر بالن قرار گیرد، مکان نقطه‌ی گیرش باید طوری تعیین شود که الزامات فوق برآورده شود؛ بنابراین الزامی که برای محل نقطه‌ی گیرش لحاظ می‌شود، به طور کلی بدین صورت است که  $x_C$  در نیمه‌ی جلویی بالن و  $z_C > d_{local}$  باید قرار گیرد که  $d_{local}$  مقدار قطر بالن در  $x_C$  است.



شکل ۴- نمودار جسم آزاد بالن

در شکل ۴، وزن پیکره بالن،  $W_{pay}$  وزن محموله،  $W_{acc}$  وزن کل بالن به جز پیکره و محموله،  $B$  نیروی شناوری،  $T$  نیروی افسار،  $M_a$  گشتاور آیرودینامیک،  $C$  نقطه گیرش و  $\alpha$  زاویه بالن نسبت به جریان است. لازم به ذکر است، نیروهای آیرودینامیک به مرکز شناوری بدنه منتقل شده‌اند و گشتاور آنها در این نقطه محاسبه می‌شود.

$F_{ax}$  مؤلفه‌ی نیروی آیرودینامیک در راستای  $x$  و  $F_{az}$  مؤلفه‌ی نیروی آیرودینامیک در راستای  $z$  است و بر حسب نیروی لیفت و درگ به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} D_{ax} &= -L\sin\alpha + D\cos\alpha \\ F_{az} &= L\cos\alpha + D\sin\alpha \end{aligned} \quad (8)$$

که  $D$  و  $L$  به ترتیب نیروی لیفت و درگ وارد بر بالن است. با توجه به نمودار جسم آزاد بالن در شکل ۴ و نوشتن معادله تعدادل گشتاور حول نقطه گیرش، معادله زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} M_a - F_{az}(x_{B,hull} - x_C) + F_{ax}z_C \\ - B\cos\alpha(x_{B,tot} - x_C) - B\sin\alpha.z_C \\ + W\cos\alpha(x_G - x_C) + W\sin\alpha.z_C \\ + W_{pay}\cos\alpha(x_{pay} - x_C) \\ + W_{pay}\sin\alpha(z_C - z_{pay}) \\ + W_{acc}\cos\alpha(x_{acc} - x_C) \\ + W_{acc}\sin\alpha(z_C - z_{acc}) = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

طبق مرجع [۳]، برای بدست آوردن نقطه گیرش باید جملات مربوط به نیروهای آیرودینامیک و سایر ترم‌ها را به صورت جداگانه برابر با صفر قرار داده شود. علت این تفکیک آن است که در صورت نبود باد و نیروهای آیرودینامیک، مجموعه باید

### ۲-۵-۲- محاسبه پروفیل و کشش افسار در بالن

مقید

پروفیل افسار بالن تابعی از میزان کشش و زاویه آن در نقطه‌ی گیرش و همچنین مشخصات جرمی و هندسی افسار است. به منظور تعیین پروفیل افسار، طناب افسار به صورت یک سری المان استوانه‌ای شکل در نظر گرفته می‌شود. جرم هر المان به صورت متمرکز در مرکز المان در نظر گرفته شده و نیروی آیرودینامیک و وزن المان به آن اعمال می‌شود. با استفاده از روابط تعادل، مقدار نیروی کشش و زاویه در تمامی المان‌ها بدست می‌آید. بدین ترتیب مقدار کشش در طول افسار، پروفیل افسار، مقدار کشش افسار در وینچ و مقدار عقب‌رفت بالن تعیین می‌شود. جزئیات روابط محاسبه پروفیل افسار در [۱۹] ارائه شده است.

### ۲-۶- محاسبه تنش در بدنه بالن

به منظور انتخاب پارچه‌ی مورد استفاده در بدنه‌ی بالن باید تنش بر روی بدنه محاسبه شود. به طور کلی تنش‌های وارده بر بدنه به چهار بخش تقسیم می‌شود که شامل تنش‌های ناشی از فشار داخلی ( $\sigma_i$ )، تنش ناشی از نیروی شناوری ( $\sigma_b$ )، تنش ناشی از نیروی خمش در بدنه بالن ( $\sigma_{bm}$ ) و تنش ناشی از فشار آیرودینامیک ( $\sigma_a$ ) است. نحوه‌ی محاسبه‌ی این تنش‌ها در ادامه آورده شده است [۱۷].

$$P_{eq} = P_i - (\rho_{air} - \rho_{he})g \frac{D_{hull}}{2} \quad (12)$$

$$\sigma_i = \frac{P_{eq} D_{hull}}{2t} \quad (13)$$

$$\sigma_b = \frac{1}{2t} \left[ (\rho_{air} - \rho_{he})g \frac{\pi D_{hull}^2}{2} \right] \quad (14)$$

$$\sigma_{bm} = 0.123 \frac{1}{2} \rho_{air} U^2 (V_{hull})^{1/3} \quad (15)$$

$$\sigma_a = 0.05 q \alpha \frac{D_{hull}}{2t} \quad (16)$$

$$\sigma_{tot} = SF[\sigma_a + \sigma_i + \sigma_b + \sigma_{bm}] \quad (17)$$

که  $t$  ضخامت بدنه بالن،  $\alpha$  زاویه حمله‌ی بالن،  $q$  فشار دینامیکی سیال بر بدنه و  $P_i$  فشار داخلی بالن است که  $P_i = 1.15 \times q$ . پس از محاسبه‌ی تنش در بدنه، پارچه مورد نظر انتخاب شده و با انتخاب آن خواص وزنی تعیین می‌شود.

### ۳- طراحی یک نمونه بالن مقید

در این بخش به منظور نشان دادن کارایی چرخه‌ی طراحی، مسیر طراحی برای یک پروفیل بدنه انجام خواهد شد. همانطور که اشاره شد، پروفیل‌های مختلفی برای بدنه وجود دارد و چرخه‌ی طراحی برای هر کدام از پروفیل‌ها باید به طور جداگانه تکمیل شود. به عنوان مثال در این بخش چرخه‌ی طراحی برای پروفیل TCOM-17M شرح داده می‌شود. به منظور طراحی، محاسبات و تحلیل‌ها با استفاده از کد نوشته شده به زبان متلب انجام شده است.

### ۳-۱- الزامات و ورودی‌های چرخه

الزامات عملیاتی طراحی بالن نمونه در جدول زیر ارائه شده است:

جدول ۱- الزامات ورودی چرخه طراحی

واحد	مقدار	کمیت
m	۱۲۰۰	ارتفاع محل عملیات از سطح دریا
m	۲۰۰	ارتفاع بالن از سطح زمین
kg	۴۰	وزن محموله
m/s	۱۰	سرعت باد عملیاتی
°C	۲۰	تغییرات دمای روزانه

با توجه به مطالعات و بررسی‌های انجام شده، تخمین اولیه برای چگالی پارچه‌های بدنه، بالونت و دم به ترتیب ۲۳۰، ۱۱۰ و ۸۰ گرم بر متر مربع و چگالی افسار ۳۰۰ گرم بر متر تعیین شده است.

### ۳-۲- حلقه تعیین طول بدنه‌ی بالن

فلسفه‌ی تعیین طول بالن بدین صورت است که در سرعت باد صفر که هیچ نیروی لیفت آیرودینامیک وجود ندارد بالن بتواند عملیات خود را انجام داده و محموله را تا ارتفاع مورد نظر بالا ببرد. با تعیین طول بالن در این گام و با توجه به مشخص بودن پروفیل بدنه بالن، حجم بالن، نیروی شناوری، وزن پیکره، وزن افسار و نیروی کشش در افسار محاسبه می‌شود. نیروی کشش افسار در محل ورود سکو (وینچ سکو) معیار تصمیم‌گیری در خصوص طول بالن است. اگر مقدار این نیرو کمتر از ۱۰٪ وزن محموله باشد، طول بالن باید افزایش یابد.

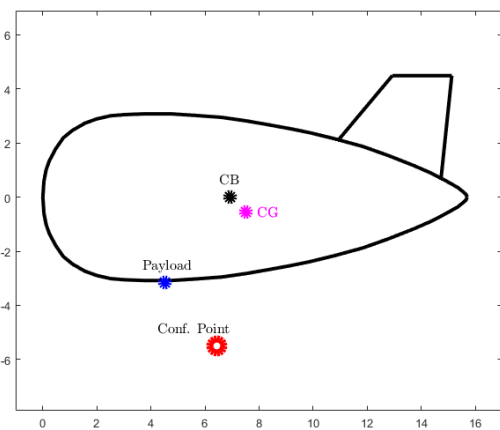
با توجه به آنکه مقدار جرم محموله ۴۰ کیلوگرم است، مقدار نیروی معیار برای نیروی کشش افسار در وینچ  $4 \text{ kgf}$  در نظر



۵ در نظر گرفته می‌شود. با انجام محاسبات مطابق با فرمول‌های ارائه شده مقدار تنش کل با در نظر گرفتن ضریب اطمینان برابر با  $55/5 \text{ N/cm}$  بدست می‌آید. با توجه به نتایج تست‌های انجام شده بر روی پارچه‌ی بدنه انتخاب شده، میزان استحکام آن  $130 \text{ N/cm}$  است و برای طراحی بالن مناسب می‌باشد.

### ۳-۵- حل معادلات تعادل و تعیین نقطه‌ی گیرش

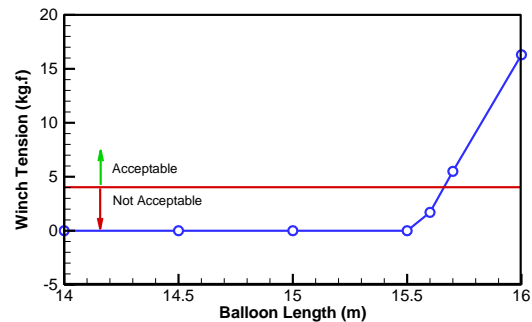
قبل از حل معادلات استاتیکی تعادل باید زاویه‌ی حمله‌ی مطلوب در طراحی بالن تعیین شود. به طور کلی در زاویه حمله‌های بالاتر از ۱۵ و کمتر از ۵ درجه مقدار پایداری دینامیکی سامانه کم است [۲۱]. در مرجع [۱۹] نیز مقدار زاویه حمله حدود ۷ درجه تعیین شده است. از این‌رو در طراحی حاضر مقدار زاویه حمله طراحی ۷ درجه فرض شده است. با حل معادلات تعادل استاتیکی محل نقطه‌ی گیرش تعیین می‌شود. در صورتی که نقطه‌ی گیرش در محدوده‌ی مجاز قرار نگیرد، باید پارامترهای مختلف تغییر داده شود تا محل نقطه‌ی گیرش در محدوده‌ی مجاز قرار گیرد. در طرح بالن حاضر با قرار دادن محموله در  $x_{pay} = 4.5 \text{ m}$  نسبت به دماغه‌ی بالن محل نقطه‌ی گیرش در محل مجاز قرار خواهد گرفت. شکل ۶ نمای کلی بالن طراحی شده و محل نقطه‌ی گیرش آن را نشان می‌دهد. در این حالت  $x_C = 6.2 \text{ m}$  و  $z_C = -5.8 \text{ m}$  است.



شکل ۶- محل نقطه‌ی گیرش و قرارگیری محموله در بالن مقید

با تعیین محل نقطه‌ی گیرش بالن عملاً طراحی بالن با این پروفیل بدنه به پایان رسیده است. مشخصات کلی بالن طراحی شده در جدول ۲ ارائه شده است.

گرفته می‌شود. شکل ۵ تغییرات کشش در وینچ را با تغییر طول بالن نشان می‌دهد. با افزایش طول بالن برای ارضای شرط فوق طول بالن  $15/7$  متر بدست می‌آید.



شکل ۵- نمودار تغییرات مقدار کشش در وینچ با تغییرات طول بالن

### ۳-۳- حاشیه پایداری استاتیکی

مطابق با چرخه‌ی طراحی توضیح داده شده، پس از تعیین طول بدنه باید حاشیه‌ی پایداری محاسبه شده و با تغییر پارامترهای طراحی دم در یک حلقه به حاشیه‌ی پایداری بهینه رسید؛ اما هدف بخش حاضر انتخاب پروفیل بدنه‌ی نهایی است؛ لذا حلقه‌ی بهینه کردن مقدار حاشیه پایداری استاتیکی در این گام انجام نمی‌شود. در طراحی انجام شده تا این گام مقدار حاشیه‌ی پایداری برابر با  $0/13$  است که مقدار آن برای طراحی بالن مناسب است. از این‌رو به منظور مقایسه پروفیل‌های مختلف بدنه‌ی بالن، طراحی بر اساس همین حاشیه پایداری استاتیکی انجام خواهد شد. لازم به ذکر است پس از انتخاب پروفیل مناسب، در بخش ۳-۷- حالت دم بهینه بررسی خواهد شد.

### ۳-۴- محاسبه تنش در بدنه بالن

پس از بدست آمدن مقادیر کمیت‌های اصلی بالن، تنش‌های ناشی از فشار داخلی، شناوری، خمش بدنه و نیروی آیرودینامیک که بر روی پوسته‌ی بالن وارد می‌شود محاسبه خواهد شد. به منظور محاسبه تنش‌ها سرعت جریان هوا  $20$  متر بر ثانیه، فشار داخلی  $200$  پاسکال و ضخامت پارچه  $mm$   $0/2$  در نظر گرفته شده است. با استناد به استاندارد آژانس ایمنی هوانوردی اروپا [۲۰] ضریب اطمینان برای پارچه‌ی بدنه،

جدول ۲- مقادیر خروجی طراحی بالن با پروفیل TCOM-17M

واحد	مقدار	کمیت
kgf	۵۰/۳	کشش در وینچ در باد ۱۰ m/s
kg	۱۲۶/۸	جرم خشک بالن
m	۸۷/۷	مقدار عقب رفت
m	۲۲۱/۸	طول افسار
kg	۶۷/۸	وزن افسار
---	-۰/۱۳	حاشیه پایداری استاتیکی

۳-۶- مقایسه و انتخاب پروفیل بالن مقید

به منظور مقایسه‌ی پروفیل‌های مختلف، مراحل طی شده در فرآیند طراحی برای دو پروفیل GNVR و NPL نیز انجام شده است. بدین منظور فرضیات حاکم در طراحی بالن با پروفیل TCOM-17M، برای دو پروفیل دیگر اعمال شده است.

برای مقایسه‌ی بهتر پروفیل‌های مختلف، طراحی به نحوی انجام شده است که مقدار حاشیه‌ی پایداری استاتیکی و کشش افسار در وینچ (به ازای سرعت باد صفر) برای تمامی بالن‌ها تقریباً یکسان شود. نتایج مربوط به پارامترهای مختلف نظیر وزن خشک (وزن کل بدون محموله)، طول بدنه، سطح بدنه، حجم بدنه، سطح خیس دم‌ها، مقدار عقب‌رفت بالن و مقدار کشش افسار در محل ورود به وینچ در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳- تغییرات پارامترهای مختلف در بالن با سه پروفیل TCOM-17M، NPL و GNVR در V=10 m/s

پارامتر	TCOM	GNVR	NPL
حاشیه پایداری استاتیکی	-۰/۱۲۹	-۰/۱۲۹	-۰/۱۲۹
جرم خشک	۱۲۶/۸	۱۳۴/۷	۱۴۴/۴
طول بدنه	۱۵/۷	۱۷/۸	۲۰/۵
مساحت بدنه	۲۴۰/۸	۲۵۳/۶	۲۷۵/۸
حجم بدنه	۲۸۶/۶	۲۹۴/۳	۳۰۴/۱
سطح خیس دم	۹۹/۶	۱۵۹/۱	۲۰۷/۶
عقب‌رفت بالن	۸۷/۷	۵۷/۹	۴۸/۱
کشش افسار، V=0 m/s	۵/۱	۴/۶	۴/۷
کشش افسار، V=10 m/s	۵۰/۳	۷۱/۱	۸۳/۲

همانطور که مشخص است، مقدار حاشیه‌ی پایداری برای هر سه پروفیل برابر با -۰/۱۲۹ است. در سه بالن طراحی شده، مقدار جرم خشک بالن با پروفیل TCOM-17M از دو پروفیل دیگر کمتر است که این پارامتر در انتخاب پروفیل بسیار حائز اهمیت

است. پارامتر طول بالن بر روی ابعاد سکوی بالن مؤثر است، از این رو هرچه مقدار طول بالن کمتر باشد مناسب‌تر است. در اینجا مقدار طول پروفیل TCOM-17M از سایر پروفیل‌ها کمتر است؛ همچنین مقدار سطح بالن که به معنای مقدار پارچه‌ی استفاده شده است نیز در پروفیل TCOM-17M از سایر بالن‌ها کمتر است. علاوه بر آن مقدار حجم بالون با پروفیل TCOM-17M از سایر پروفیل‌ها کمتر است که به معنای استفاده از هلیوم کمتر و صرف هزینه‌ی کمتر خواهد بود؛ همچنین سطح خیس دم بالن نیز در پروفیل TCOM-17M از سایر پروفیل‌ها کمتر است که به معنای پایداری یکسان به ازای دم کوچکتر است. در شکل ۷ سه بالن طراحی شده با پروفیل‌های TCOM-17M، GNVR و NPL نشان داده شده است.

مقدار عقب‌رفت بالن در پروفیل NPL از سایر پروفیل‌ها کمتر است. این امر به دلیل کمتر بودن ضریب درگ پروفیل NPL نسبت به سایر پروفیل‌ها است. این عامل یک نقطه‌ی قوت برای پروفیل NPL به حساب می‌آید. زیرا باعث نزدیک‌تر بودن بالن به سکو در هنگام عملیات شده و کنترل بالن و سکو را راحت‌تر می‌کند.

در سرعت ۱۰ m/s مقدار کشش افسار در وینچ در پروفیل NPL بیشتر از دو بالن دیگر است که به معنای نیروی لیفت بیشتر در این حالت است. این امر بدین علت است که با توجه به بزرگ‌تر بودن سائز بدنه و دم پروفیل NPL، این پروفیل در سرعت‌های بالاتر مقدار لیفت آیرودینامیک بالاتری خواهد داشت و در نتیجه مقدار نیروی کشش در افسار بیشتر از دو پروفیل دیگر خواهد بود.

با توجه به موارد مطرح شده، در نهایت پروفیل TCOM-17M برای بالن مورد نظر انتخاب می‌شود.

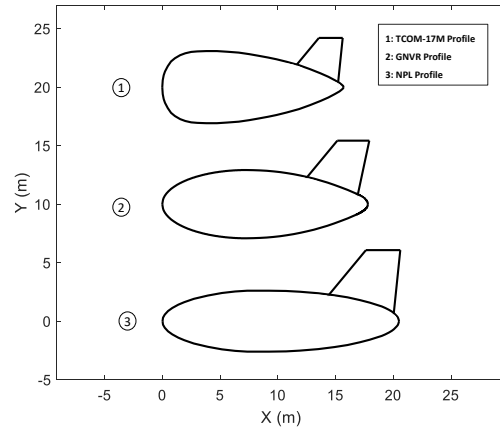
جدول ۴- پارمترهای طراحی دم و تعداد سطوح هر یک از

پارامترها				
پارامتر	تعداد سطح			
	مقدار			
سطح تصویر شده دم	۱۳	۱۴	۱۵	۱۶
نسبت منطری	۳/۵	۳/۷	۴	۴/۳
نسبت باریک شونده	۰/۳	۰/۳۷	۰/۴۲	۰/۵
زاویه پسگرایی	۴۰	۴۵	۵۰	۵۵
فاصله دم	۰/۵	۰/۸	۱/۲	۱/۵

در دم و ضرایب آیرودینامیک کل سامانه با دم محاسبه می‌شود. در شکل ۸ هندسه مربوط به ۱۶ دم مختلف نشان داده شده است.

کمیتی که به عنوان پاسخ در هر یک از حالت‌ها محاسبه خواهد شد، حاشیه‌ی پایداری استاتیکی است. جدول ۴ پارامترهای تعیین شده در هر یک از حالت‌ها و مقدار حاشیه‌ی پایداری استاتیکی مربوط به آن حالت را نشان می‌دهد. از آنجا که علامت حاشیه‌ی پایداری استاتیکی در یک سامانه‌ی پایدار منفی است، هر چه مقدار حاشیه‌ی پایداری محاسبه شده کوچکتر باشد، دم انتخاب شده بهتر خواهد بود. در جدول ۴ بهترین حالت مربوط به آزمایش شماره‌ی ۱۵ است که مقدار حاشیه پایداری استاتیکی ۰/۲۶۸۹- محاسبه شده است.

در جدول ۴ نحوه‌ی تأثیر برخی از پارامترهای دم، روندی ثابت و مشخص است. به طور مثال افزایش سطح تصویر شده‌ی دم سبب منفی‌تر شدن مقدار حاشیه‌ی پایداری استاتیکی و بهبود پایداری سامانه خواهد شد و یا کاهش فاصله‌ی دم از انتهای بال نیز سبب بهبود پایداری بالن مقید می‌شود؛ همچنین افزایش زاویه پسگرایی دم نیز موجب بهبود پایداری خواهد شد. در مورد اثر مستقل پارامترهای نسبت منطری و نسبت باریک شونده به طور مشخص نمی‌توان طبق جدول ۴ نظر داد و نیازمند بررسی‌های دقیق‌تر است.



شکل ۷- سه بالن طراحی شده با پروفیل‌های مختلف

### ۳-۷- بهینه سازی دم

طراحی انجام شده تا کنون تمامی الزامات ورودی طراحی را برآورده می‌کند؛ اما مجموعه دم طراحی شده قابلیت بهینه‌سازی به منظور افزایش پایداری استاتیکی را دارد. برای رسیدن به یک طرح بهینه برای دم باید پارامترهای طراحی دم شناسایی شوند. پارمترهای طراحی دم که در این مقاله در نظر گرفته شده است شامل سطح تصویر شده‌ی جانبی دم، نسبت منطری دم، نسبت باریک‌شوندگی، زاویه‌ی پسگرایی و فاصله‌ی دم تا انتهای بالن (Dist) می‌باشد.

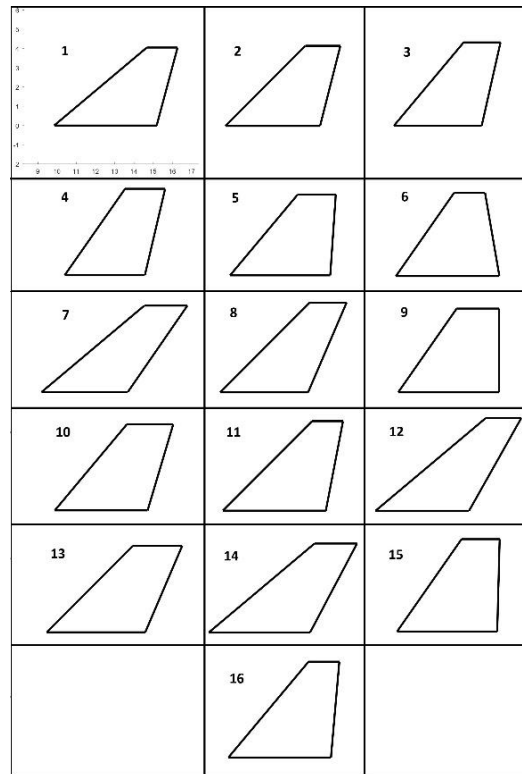
در این پژوهش به منظور بهینه‌سازی طرح دم از روش تاگوچی استفاده شده و برای هر یک از پارامترهای طراحی، چهار سطح در نظر گرفته شده است. بدین ترتیب در حالت کلی  $4^5 = 1024$  حالت برای دم ایجاد خواهد شد. با توجه به اینکه پنج پارامتر مورد بررسی قرار گرفته‌اند و هر پارامتر دارای چهار سطح است، در روش تاگوچی از ماتریس آرایه‌های متعامد  $L_{16}(4^5)$  استفاده شده است. در این ماتریس از بین ۱۰۲۴ حالت ممکن، تنها ۱۶ حالت بررسی خواهد شد و در نهایت حالت بهینه بدست خواهد آمد. جدول ۴ پارامترهای تعیین شده برای بهینه‌سازی و تعداد سطوح و مقادیر سطوح هر یک از پارمترهای دم را نشان می‌دهد. نحوه‌ی تعیین پارامترهای مختلف در هر یک از ۱۶ آزمایش آرایه  $L_{16}(4^5)$  نیز در [۲۲] ارائه شده است.

در مرحله‌ی بعد باید هندسه‌ی دم در هر حالت بدست آید. در گد محاسبات چرخه‌ی طراحی، با وارد کردن اطلاعات مربوط به پارامترهای هر دم هندسه‌ی دم به صورت اتوماتیک بدست آمده و مقادیر مرکز جرم، مرکز حجم، جرم پارچه مورد استفاده

جدول ۴- حالت‌های مختلف آزمایش برای تعیین دم در

ماتریس تاگوچی

شماره	$A_{proj\_fin}$	AR	TR	Ang	Dist	حاشیه پایداری
۱	۱۳	۳/۵	۰/۳	۴۰	۰.۵	-۰/۰۱۴
۲	۱۳	۳/۷	۰/۳۷	۴۵	۰.۸	-۰/۰۴۶۱
۳	۱۳	۴	۰/۴۲	۵۰	۱.۲	-۰/۰۶۴۹
۴	۱۳	۴/۳	۰/۵	۵۵	۱.۵	-۰/۰۸۵۹
۵	۱۴	۳/۵	۰/۳۸	۵۰	۱.۵	-۰/۰۱۰۱
۶	۱۴	۳/۷	۰/۳	۵۵	۱.۲	-۰/۰۸۴۲
۷	۱۴	۴	۰/۵	۴۰	۰.۸	-۰/۰۷۸۶
۸	۱۴	۴/۳	۰/۴۲	۴۵	۰.۵	-۰/۱۸۱۸
۹	۱۵	۳/۵	۰/۴۲	۵۵	۰.۸	-۰/۱۴۸۲
۱۰	۱۵	۳/۷	۰/۵	۵۰	۰.۵	-۰/۱۹۰۳
۱۱	۱۵	۴	۰/۳	۴۵	۱.۵	-۰/۰۶۴۲
۱۲	۱۵	۴/۳	۰/۳۸	۴۰	۱.۲	-۰/۰۹۲۶
۱۳	۱۶	۳/۵	۰/۵	۴۵	۱.۲	-۰/۰۸۵۶
۱۴	۱۶	۳/۷	۰/۴۲	۴۰	۱.۵	-۰/۰۳۴۴
۱۵	۱۶	۴	۰/۳۸	۵۵	۰.۵	-۰/۰۲۶۸۹
۱۶	۱۶	۴/۳	۰/۳	۵۰	۰.۸	-۰/۰۲۳۲



شکل ۸- شکل‌های مختلف دم در ۱۶ آزمایش ماتریس

L16 تاگوچی

### ۳-۸- بررسی اثر پارامترهای مختلف بر بالن طراحی شده

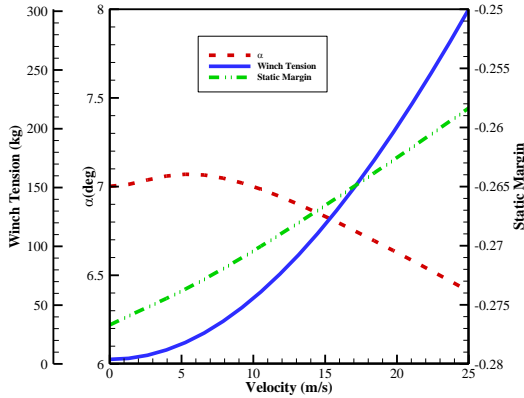
طراحی بالن مقید بر اساس یک شرایط مشخص (از قبیل سرعت باد، جرم محموله و ارتفاع از سطح دریا) انجام می‌گیرد، اما در شرایط عملیاتی لزوماً شرایط طراحی برقرار نخواهد بود. به عنوان مثال ممکن است، سرعت باد منطقه‌ی عملیاتی و مقدار وزن محموله در یک عملیات با عملیات دیگر متفاوت باشد و یا بالن در مکانی مورد بهره برداری قرار گیرد که ارتفاع منطقه با ارتفاع در نظر گرفته شده در طراحی یکسان نباشد. از این رو باید اثر این پارامترها در رفتار بالن مورد بررسی قرار گیرد.

مهم‌ترین پارامترهایی که تغییر آنها می‌تواند روی عملکرد بالن اثرگذار باشد سرعت باد عملیاتی، جرم محموله، محل نصب محموله، ارتفاع زمین عملیات از سطح دریا و ارتفاع بالن از سطح زمین است. لازم به ذکر است که درحین بررسی هر پارامتر، سایر پارامترها ثابت در نظر گرفته شده‌اند. خروجی‌های طراحی که نشان‌دهنده عملکرد بالن هستند نیز کشش افسار

با استفاده از داده‌های بدست آمده از ۱۶ حالت مورد بررسی و روش تاگوچی می‌توان حالت دم بهینه را استخراج کرد. شکل ۹ دم بهینه و پارامترهای مرتبط با آن را نشان می‌دهد که با تعیین این پارامترها مقدار حاشیه پایداری ۰/۲۷- بدست می‌آید.

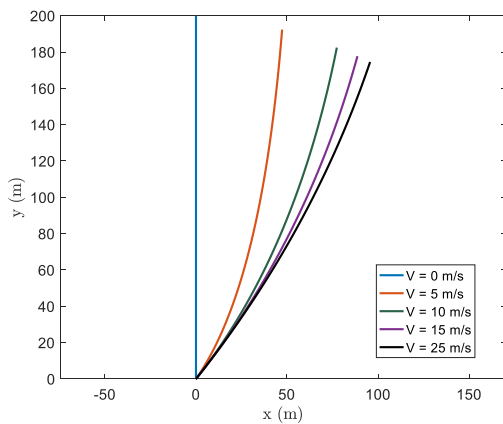
بنابراین طرح‌واره‌ی نهایی هندسه‌ی پیکره بالن مقید طراحی شده مطابق با شکل ۹ خواهد بود.

پایداری با تغییر سرعت از صفر تا  $25 \text{ m/s}$  تنها شش درصد است.



شکل ۱۰- اثر سرعت باد عملیاتی بر روی زاویه حمله، کشش در افسار و حاشیه پایداری استاتیکی سامانه

شکل ۱۱ تغییرات پروفیل افسار در سرعت‌های مختلف جریان را نشان می‌دهد. در اینجا فرض شده است که طول افسار همواره ثابت و برابر با ۲۰۰ متر باشد. در این حالت با افزایش سرعت جریان، مقدار عقب‌رفت بالن زیاد شده و در نتیجه از ارتفاع بالن کاسته خواهد شد که این امر در شکل به وضوح مشخص است.

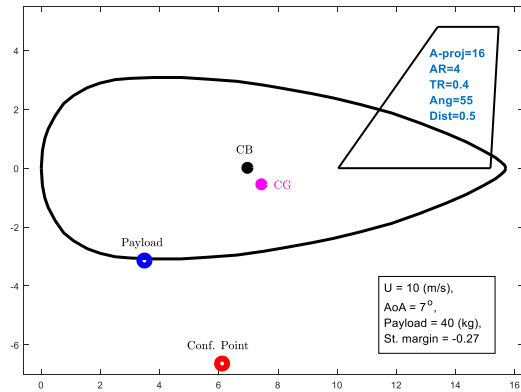


شکل ۱۱- اثر سرعت باد عملیاتی بر پروفیل افسار با طول ثابت

### ۳-۸-۲- اثر مقدار جرم محموله بر عملکرد بالن

با توجه به آنکه بالن مقید برای کاربردهای مخابراتی و پایشی کاربرد زیادی دارد، می‌تواند محموله‌های مختلف را حمل نماید. با توجه به تغییر محموله‌ی بالن در مأموریت‌های مختلف، در

در محل ورود به وینچ، زاویه حمله بالن، حاشیه پایداری استاتیکی و پروفیل افسار می‌باشد. بررسی کامل اثر تمامی پارامترها برای بررسی عملکرد بالن امری ضروری اما خارج از هدف این مقاله است؛ لذا چند پارامتر که اثر بیشتری دارند، بررسی خواهد شد.



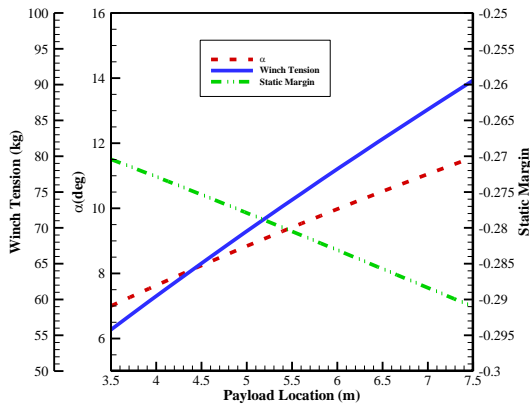
شکل ۹- طرح‌واره‌ی نهایی هندسه‌ی سامانه‌ی بالن مقید طراحی شده

### ۳-۸-۱- اثر سرعت باد بر روی عملکرد بالن

یکی از مهم‌ترین پارامترهایی که روی رفتار بالن اثرگذار است، سرعت جریان هوا است. از آنجا که سرعت باد با توجه به منطقه‌ی عملیاتی، تغییرات روزانه‌ی شرایط جوی و عوامل فصلی متغیر است، بنابراین عملیات‌های بالن در سرعت‌های مختلف جریان هوا انجام خواهد شد. تأثیر این پارامتر بر روی زاویه حمله، کشش افسار در وینچ، پروفیل افسار، میزان عقب‌رفت بالن و حاشیه پایداری استاتیکی مورد بررسی قرار گرفته است. در هنگام بررسی اثر سرعت باد مقدار جرم محموله و مکان قرارگیری آن ثابت فرض شده است.

شکل ۱۰ اثر سرعت باد عملیاتی را بر روی زاویه حمله بالن، کشش در افسار در محل ورود به وینچ و مقدار حاشیه‌ی پایداری استاتیکی نشان می‌دهد. همانطور که در شکل مشخص است با افزایش مقدار سرعت باد از صفر تا  $25 \text{ متر بر ثانیه}$  مقدار کشش افسار در وینچ به صورت چشمگیری افزایش می‌یابد؛ همچنین با افزایش سرعت باد، مقدار زاویه حمله‌ی بالن نیز مقدار کمی کاهش می‌یابد. در ضمن قدر مطلق پارامتر حاشیه پایداری نیز کاهش می‌یابد که نشان دهنده‌ی کمتر شدن مقدار پایداری بالن در سرعت‌های بالاتر است. البته مقدار کاهش

مکان محموله سبب افزایش پایداری استاتیکی سامانه نیز خواهد شد.



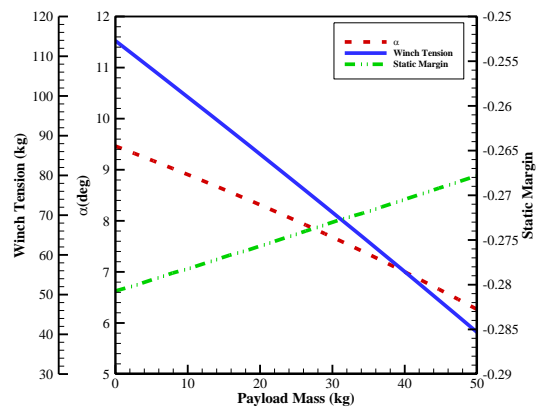
شکل ۱۳- اثر مکان قرارگیری محموله بر روی عملکرد بالن

### ۳-۸-۴- بررسی اثر ارتفاع منطقه عملیات بر روی عملکرد بالن

یکی دیگر از پارامترهای مهم که باید حتماً اثر آن بر روی عملکرد بالن بررسی شود، اثر تغییر ارتفاع محل عملیات بالن از سطح دریا است. با توجه به آنکه تغییرات ارتفاع محلی از سطح دریا سبب ایجاد تغییرات در چگالی هوا و مقدار نیروی شناوری بالن می‌شود، بنابراین این تغییرات اثر جدی بر روی مقدار محموله‌ی قابل حمل توسط بالن خواهد گذاشت. در ضمن تنوع اقلیمی شهرهای مختلف در ایران به صورتی است که دامنه‌ی وسیعی از ارتفاع عملیاتی را شامل می‌شود. به طور مثال شهرهای بندری مانند بندرعباس تقریباً دارای ارتفاع صفر از سطح دریا هستند و شهرهایی مانند شهرکرد دارای ارتفاع نزدیک به ۲۰۰۰ متر از سطح دریا می‌باشند؛ بنابراین پارامتر تغییر ارتفاع در این قسمت بررسی شده و اثر آن بر جرم محموله‌ی قابل حمل دیده شده است (شکل ۱۴).

نتیجه جرم محموله‌ی بالن در هر مأموریت متفاوت خواهد بود. از این رو باید اثر تغییر جرم محموله‌ی بالن را بر روی سایر پارامترهای طراحی بالن بررسی نمود. در اینجا مقدار جرم محموله‌ی بالن از صفر تا ۵۰ کیلوگرم تغییر داده شده است و اثر آن بر روی مقدار کشش افسار، زاویه حمله و مقدار حاشیه پایداری استاتیکی بررسی شده است.

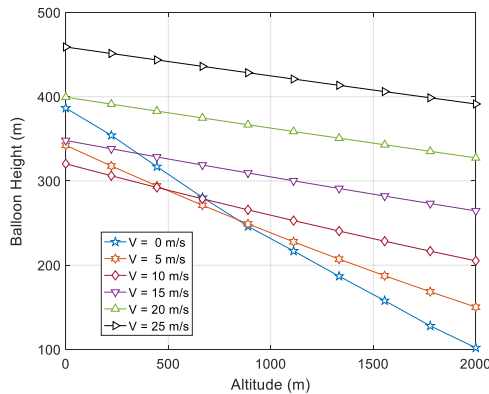
شکل ۱۲ تغییرات زاویه حمله‌ی بالن با تغییر جرم محموله را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل مشخص است با افزایش جرم مقدار زاویه حمله‌ی بالن کاهش می‌یابد. این امر به علت اثر ممان نیروی وزن محموله حول محل نقطه‌ی گیرش بالن رخ می‌دهد؛ همچنین مطابق انتظار با افزایش مقدار وزن محموله مقدار نیروی کشش در وینچ نیز کاهش می‌یابد. علاوه بر آن افزایش وزن محموله سبب کاهش پایداری استاتیکی بالن خواهد شد. همانطور که در شکل ملاحظه می‌شود، در اینجا نیز مطابق حالت قبل تغییرات پایداری بالن زیاد نخواهد بود.



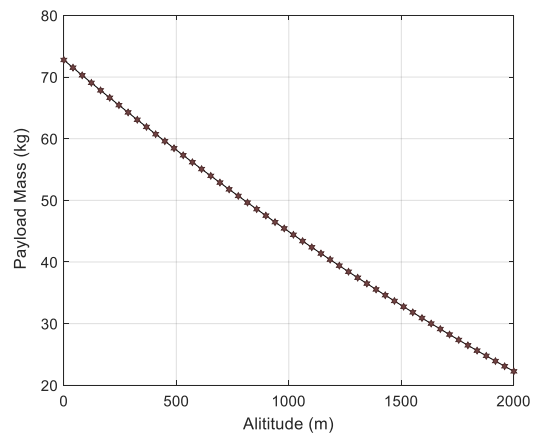
شکل ۱۲- اثر مقدار جرم محموله بر روی پارامترهای عملیاتی بالن

### ۳-۸-۳- اثر مکان قرارگیری محموله بر عملکرد بالن

شکل ۱۳ اثر محل قرارگیری محموله را بر روی رفتار بالن نشان می‌دهد. همانطور که در شکل مشخص است با تغییر مکان محموله از  $x=3/5 m$  نسبت به نوک بالن به تقریباً نقاط میانی بالن در  $x=7/5 m$  مقدار زاویه حمله تغییر زیادی کرده و از ۷ درجه به ۱۱ درجه می‌رسد؛ همچنین افزایش زاویه حمله سبب افزایش نیروی آیرودینامیک وارد بر بالن شده و در نتیجه مقدار نیروی افسار در وینچ نیز افزایش می‌یابد. در ضمن، این تغییر



شکل ۱۵- تغییرات ارتفاع عملیات بالن از سطح زمین با تغییرات ارتفاع منطقه و سرعت جریان



شکل ۱۴- تغییرات جرم محموله‌ی قابل حمل به ازای ارتفاعات عملیاتی مختلف از سطح دریا

#### ۴- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر الگوریتم طراحی بالن مقید در فاز مفهومی توسعه داده شد. این الگوریتم دارای چهار چرخه‌ی مجزا است که در انتها، ابعاد بالن مقید، شکل و ساختار دم، محل نصب محموله، پروفیل افسار، مقدار کشش بالن در وینچ، مقدار تنش وارد بر پوسته، مقدار عقب‌رفت بالن، بودجه‌بندی وزنی اجزای بالن، ضرایب آیرودینامیک سامانه، درصد بالونت، مقدار حاشیه‌پایداری استاتیکی، محل نقطه‌ی گیرش بالن و بسیاری از پارامترهای دیگر تعیین می‌شود.

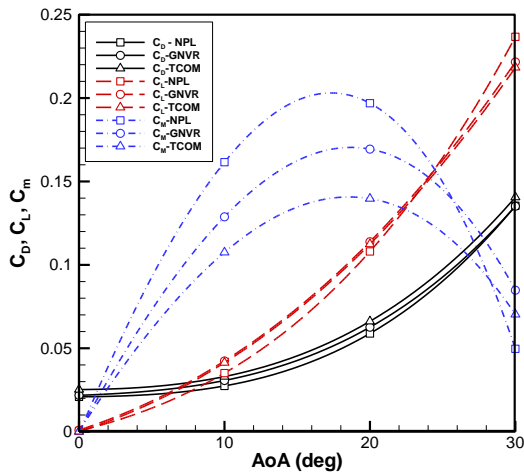
در الگوریتم حاضر امکان ایجاد تغییرات در شکل دم‌ها و مشاهده‌ی سریع اثر آن بر روی پایداری استاتیکی بالن وجود دارد. بدین منظور از ترکیب روابط تحلیلی با حل CFD برای تعیین ضریب آیرودینامیک کل سامانه استفاده شد.

پس از ارائه‌ی الگوریتم، چرخه‌ی طراحی ذکر شده برای یک پروفیل بدنه و با الزامات عملیاتی مشخص طی شده و نتایج مربوط به طراحی ارائه شد. سپس به منظور بهینه‌سازی دم طراحی شده از روش طراحی آزمایش‌ها (Taguchi) برای طراحی دم استفاده شده، فاکتورهای مختلف طراحی دم بررسی شده و دم بهینه برای بالن طراحی شده ارائه شد.

در گام نهایی طراحی نیز اثر پارامترهای مختلف طراحی نظیر سرعت باد عملیاتی، مقدار جرم محموله، مکان نصب محموله و نیز ارتفاع مکان محل عملیات نسبت به سطح دریا بر روی زاویه حمله‌ی بالن، مقدار پایداری استاتیکی بالن و نیز مقدار نیروی کشش افسار در وینچ سکوی بالن بررسی شد.

همانطور که شکل ۱۴ نشان می‌دهد با تغییر مقدار ارتفاع منطقه عملیاتی از صفر تا ۲۰۰۰ متر مقدار جرم محموله‌ی قابل حمل از ۷۳ kg به ۲۳ kg کاهش یافته است. در این نمودار مشخص است که مقدار جرم ۴۰ kg متناسب با ارتفاع ۱۲۰۰ متر است که منطبق با شرایط طراحی است.

در گام بعد جرم محموله ثابت و برابر با ۴۰ kg نگه داشته شده و اثر تغییرات ارتفاع منطقه از سطح دریا بر ارتفاع ماکزیمم که بالن قادر است محموله را از سطح زمین بلند کند بررسی شده است. در شکل ۱۵ علاوه بر اثر ارتفاع منطقه از سطح دریا، اثرات سرعت جریان هوا نیز بررسی شده است. همانطور که مشخص است در تمام سرعت‌ها با افزایش مقدار ارتفاع منطقه مقدار ماکزیمم ارتفاع عملیاتی بالن کاهش می‌یابد. شکل ۱۵ کاربر را قادر می‌سازد با توجه به منطقه‌ی عملیاتی و سرعت باد، ارتفاع عملیاتی بالن را با وزن محموله ۴۰ کیلوگرمی تخمین بزند. به عنوان مثال در منطقه‌ی بندرعباس با ارتفاع صفر از سطح دریا و باد ۱۵ متر بر ثانیه، بالن قادر است محموله‌ی ۴۰ kg را حدوداً تا ارتفاع ۳۵۰ متر از سطح زمین بالا ببرد و یا در شهرکرد با ارتفاع حدوداً ۲۰۰۰ متر از سطح دریا و در سرعت باد ۱۰ متر بر ثانیه، بالن قادر است محموله‌ی ۴۰ kg را تا ارتفاع ۲۰۰ متر از سطح زمین بالا ببرد.



شکل پ.۲- ضرایب آیرودینامیک طولی برای سه پروفیل NPL، GNVR، TCOM بدست آمده از نرم افزار فلوئنت در  $Re=7.7 \times 10^6$

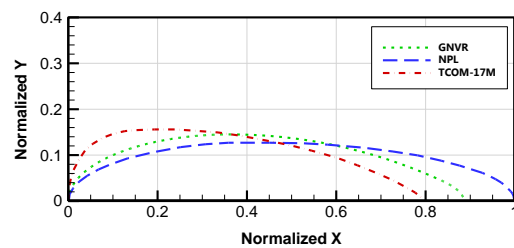
### فهرست علائم

سطح تصویر شده دم	$A_{proj, fm}$
نسبت منظری	$AR$
نیروی شناوری	$B$
ضریب درگ	$C_D$
ضریب درگ بدنه	$C_{D, hull}$
ضریب لیفت	$C_L$
ضریب لیفت بدنه	$C_{L, hull}$
ضریب اثر لیفت دم	$C_{la, T}$
ضریب ممان	$C_m$
ضریب گشتاور بدنه	$C_{m, hull}$
ضریب اثر گشتاور دم	$C_{m\alpha, T}$
ضریب نیروی نرمال	$C_N$
نیروی درگ	$D$
قطر بدنه	$D_{hull}$
مؤلفه‌ی نیروی آیرودینامیک در راستای $x$	$F_{ax}$
مؤلفه نیروی آیرودینامیک در راستای $z$	$F_{az}$
طول بدنه	$l_{hull}$
فاصله مرکز آیرودینامیک و شناوری	$l_T$
نسبت مساحت سطح خیس دم به مساحت سطح تصویر آن	$k_h$
نسبت ضخامت متوسط دم به مجذور مساحت سطح تصویر آن	$k_t$

### ۵- پیوست: اطلاعات هندسی و ضرایب

#### آیرودینامیک بدنه برای پروفیل‌های مختلف

همانطور که در مقاله ذکر شد، چرخه‌ی طراحی باید به ازای هر پروفیل به صورت مستقل انجام شود. شکل پ.۱ پروفیل بدون بعد بدنه‌های TCOM-17M، GNVR و NPL را نشان می‌دهد که تمامی آنها دارای حجم یکسان بوده و با طول پروفیل NPL بدون بعد شده است. به ازای حجم یکسان، پروفیل TCOM کمترین طول و سطح را داراست و پروفیل NPL دارای بیشترین طول و مساحت بدنه است.



شکل پ.۱- مقایسه پروفیل بدنه‌های مختلف با حجم یکسان

به منظور تعیین ضرایب آیرودینامیک سامانه در چرخه‌ی طراحی، ابتدا ضرایب بدنه‌ی بالن با استفاده از نرم افزار فلوئنت تعیین شده و سپس با استفاده از روابط تحلیلی اثر آیرودینامیک دم‌ها بر روی سامانه لحاظ شده است.

در شبیه‌سازی مذکور از نرم افزار ICEM-CFD برای شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی و از نرم افزار فلوئنت به منظور شبیه‌سازی CFD جریان استفاده شده است؛ همچنین از مدل توربولانسی اسپالارت-آلماراس برای مدلسازی جریان بهره گرفته شده است. به منظور صحت‌سنجی روش حل و مدل توربولانسی مدل کشتی هوایی Zhyuan شبیه‌سازی شده که نشان‌دهنده تطابق بسیار خوب با نتایج مقالات معتبر است.

ضرایب درگ و لیفت و ممان پیچ برای بدنه با پروفیل‌ها و زاویه حمله‌های مختلف در اعداد رینولدز مختلف شبیه‌سازی و استخراج شده است. به عنوان نمونه شکل پ.۲ ضرایب آیرودینامیک در  $Re=7.7 \times 10^6$  را نشان می‌دهد. اطلاعات مربوط به ضرایب مورد نیاز در چرخه به صورت ورودی در محاسبات وارد می‌شود.



مراجع

- [1] d'Oliveira, Melo FA, Devezas F, et al. (2016) High altitude platforms-Present situation and technology trends. *J. Aerosp. Technol. Manag* 8: 249-262.
- [2] Dosis F, Presti L L, Magli E, et al. (2001) Stratospheric platforms: a novel technological support for Earth observation and remote sensing applications, Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites V.
- [3] Pant R S and Kapoor A (2013) A methodology for conceptual sizing of a tethered aerostat, AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology (LTA) Conference.
- [4] Sharma N, Sehgal R, Pant R S, et al. (2014) Design fabrication and deployment of a tethered aerostat system for aerial surveillance, National Level Conference on Advances in Aerial/Road Vehicle and its Application, MIT, Manipal.
- [5] Bilaye P, Gawande V, Desai U, et al. (2008) Low cost wireless internet access for rural areas using tethered aerostats, 2008 IEEE Region 10 and the Third international Conference on Industrial and Information Systems.
- [6] Dusane C R, Wani A V, Pant R S, et al. (2017) An elevated balloon-kite hybrid platform for surveillance, 23rd AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology Conference.
- [7] Grant E C and Leland M (2013) Fundamentals of Aircraft and Airship Design. AIAA education series.
- [8] Khoury G A (2012) *Airship technology*: Cambridge university press.
- [9] Singha K (2012) A review on coating & lamination in textiles: processes and applications. *American J. Polym. Sci.* 2: 39-49.
- [10] Zhai H and Euler A (2005) Material challenges for lighter-than-air systems in high altitude applications, AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences.
- [11] JONES S (1985) Aerodynamics of a new aerostat design with inverted-y fins, 6th Lighter-Than-Air Systems Conference.
- [12] Sasidharan A, Velamati R K, Janardhanan S, et al. (2022) Stability Derivatives of Various Lighter-than-Air Vehicles: A CFD-Based Comparative Study. *Drones* 6: 168.
- [13] Chan S C, Hunt J D and Shervington K (2013) Wind tunnel study of a large aerostat, CFD validation, AIAA lighter-than-air systems technology (LTA) conference.
- [14] Joubert G and Le Roy J-F (2017) Open-Source CFD Code Assessment For Lighter-Than-Air Aerodynamic Flows Simulations, 52nd 3AF International Conference on Applied Aerodynamics.
- نیروی لیفت  $L$
- گشتاور  $M$
- تعداد زوج دم  $N$
- فشار داخلی بالن  $P_i$
- فشار هوا در سطح زمین  $P_0$
- فشار هوا در ارتفاع پروازی  $P_1$
- نرخ نشستی  $R$
- مساحت بدنه بالن  $S_a$
- حاشیه پایداری  $SM$
- نیروی افسار  $T$
- زمان  $T_d$
- دمای هوا در زمین  $T_0$
- دمای هوا در ارتفاع پروازی  $T_1$
- نسبت باریک شونده‌گی  $TR$
- سرعت جریان هوا  $U$
- حجم بالوننت  $V_{ballonet}$
- حجم بدنه  $V_{hull}$
- وزن  $W$
- وزن تجهیزات  $W_{acc}$
- وزن محموله  $W_{pay}$
- مختصات طولی نقطه گیرش  $x_C$
- مختصات ارتفاعی نقطه گیرش  $z_C$
- زاویه حمله  $\alpha$
- زاویه پسگرایی  $\Delta$
- تغییرات دمای روزانه  $\Delta T_{diurnal}$
- زاویه دایهدرال  $\gamma$
- ضریب دخالت ممان دم  $\eta_m$
- چگالی هوا  $\rho_{air}$
- تنش نیروی شناوری  $\sigma_b$
- تنش فشار داخلی  $\sigma_i$
- تنش نیروی خمشی  $\sigma_{bm}$
- تنش فشار آیرودینامیک  $\sigma_a$
- ضخامت بدنه بالن  $t$
- فشار دینامیکی  $q$
- فشار داخلی بالن  $P_i$
- ماتریس آرایه متعامد تاگوچی  $L_{16}$

- [18] Bajoria A, Mahto N K, Boppana C K, et al. (2017) Design of a tethered aerostat system for animal and bird hazard mitigation, 2017 First International Conference on Recent Advances in Aerospace Engineering (ICRAAE).
- [19] Bagare S V, Joshi A and Pant R S (2021) A Methodology for Sizing of a Mini-Aerostat System, AIAA AVIATION 2021 FORUM.
- [20] Agency E U A S (2020) European Union Aviation Safety Agency, CS-31TGB.
- [21] Lambert C and Nahon M (2003) Stability analysis of a tethered aerostat. J. Aircr. 40: 705-715.
- [22] Yang K and Basem E-H (2008) Design for Six Sigma: Taguchi's Orthogonal Array Experiment: McGraw Hill Professional.
- [15] Voloshin V, Chen Y K and Calay R K (2012) A comparison of turbulence models in airship steady-state CFD simulations. arXiv preprint arXiv:1210.2970.
- [۱۶] جعفریان، سرخیل و حقیقت (۲۰۲۲) شبیه‌سازی آیرودینامیکی هواایست تاکتیکی و استخراج ضرایب استاتیکی طولی، علوم، فناوری و کاربردهای فضایی.
- [17] Myers P F and Vorachek J J (1971) Definition of Tethered Balloon Systems. Goodyear Aerospace Corp Akron Oh.