

شهرام یوسفی<sup>۱</sup>، عبدالله پناهی<sup>۲</sup>، محمدعلی وزیري<sup>۳</sup>، نورالدین فضلای<sup>۴</sup>

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، yousefi100@mut-es.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۴- فارغ التحصیل دکتری مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

## چکیده

این مقاله با هدف توسعه روشی جدید، برای طراحی معماری سازه هواپیماهای نظامی نامتعارف نسل جدید؛ به‌ویژه برای پهبال‌ها تهیه شده است. در این روش، ابتدا پارامترهای مؤثر بر معماری سازه این نوع هواپیماها بررسی شده و سپس برای ارائه یک متدولوژی کلی برای معماری سازه، رفتار هندسی نامتعارف این پرنده‌ها با کمک تحلیل مودال بررسی می‌شود. معماری سازه پهبال با ترکیب معماری سازه زیر بخش‌های پرنده و توجه به مواردی مانند الزامات مربوط به نصب سیستم‌ها، الزامات پنهان‌کاری و طراحی مازولار سازه انجام شده است. برای اعتبارسنجی نتایج، بیشینه تنش استاتیکی و بیشترین جابه‌جایی سازه با نرم‌افزار MSC/Patran محاسبه و با مقادیر به‌دست‌آمده از پروسه بهینه‌سازی مقایسه شده‌اند. تحلیل دینامیکی و پایداری کمانشی پوسته‌های کامپوزیتی سازه نیز در ادامه کنترل شده است. متدولوژی ارائه شده به صورت یک نمونه مطالعاتی بر روی یک پهبال هدف تشریح شده است. وزن سازه بهینه‌سازی شده نیز با نمونه‌های تحقیقاتی پهبال‌های هم‌رده تأیید شده است.

واژه‌های کلیدی: آنالیز مودال، بهینه‌سازی، پهباد بال لامبدا، متدولوژی معماری سازه، هواپیماهای نامتعارف

## Optimal structural architecture of Lambda wing UAV

Shahram. Yousefi<sup>\*1</sup>, Abdollah Panahi<sup>2</sup>, Mohammad Ali Vaziri<sup>3</sup>, Norodin Fazli<sup>4</sup>

1- Associate Professor, School of Mechanical Engineering, University of Malek-Ashtar, Isfahan, Iran, yousefi100@mut-es.ac.ir

2- Ph.D Student, School of Mechanical Engineering, University of Malek-Ashtar, Isfahan, Iran

3- Associate Professor, School of Mechanical Engineering, University of Malek-Ashtar, Isfahan, Iran

4- Graduated Ph.D Student, School of Aerospace, Sharif University, Tehran, Iran

### Abstract

This paper aims to develop a new approach for structural design layout of new generation unconventional aircraft especially for ULWAV. The first step in this approach is to investigate the affecting parameters on structural architecture of these aircrafts then using of modal analysis to identification the behavior of these unconventional geometries for a general methodology development. The result of this modal analysis is apportion aircraft geometry to conventional substructures with already well-established defined architect. ULWAV structure architecture has been done by combining the structural architecture of sub-sections and with respect to requirements for systems installation, stealth design objective and packaging requirements. Here the CATIA software is used to optimize general architect with parametric model. To validate the results, the maximum static stress and maximum displacement of the structure were calculated using MSC / Patran software and compared with the values obtained from the optimization process. Dynamic analysis and buckling stability of structural composite shells are also controlled below. The architect methodology was applied to a case study of an ULWAV. The weight of the optimized structure has also been confirmed by typical case study researches.

**Keywords:** modal analysis, optimization, structural architect methodology, unconventional aircraft, unmanned lambda wing aerial vehicle

وینای<sup>۴</sup> و همکاران [۶]، تحقیقی را در مورد پاسخ سازه برای تغییر در موقعیت اسپارها و ریب‌های بال؛ برای سه شکل مختلف از یک پهبال، شامل پاسخ استاتیک سازه، پایداری دینامیکی و رفتار الاستیک؛ برای به دست آوردن فرکانس و سرعت فلاتر انجام دادند، درحالی‌که در طراحی معماری سازه این پهبال‌ها به پنهان‌کاری و الزامات نصب سیستم‌ها توجهی نشده است. اورن<sup>۵</sup> و همکاران [۷]، با استفاده از یک طراحی معماری پیش‌فرض برای یک پهبال خاص، به بررسی ویژگی‌های آیروالاستیک آن پرداخته‌اند. شوینگر<sup>۶</sup> و همکاران [۸] نیز، از یک طراحی معماری سازه واقعی برای پهبال MULDICON، برای ارزیابی میزان سختی سازه بدنه و اثرات آیروالاستیکی آن استفاده کرده‌اند. جیمز ایوز<sup>۷</sup> و همکاران [۹]، با روش بهینه‌سازی توپولوژی، طراحی مفهومی معماری سازه یک هواپیمای بال پرنده را انجام داده‌اند.

تحقیقات انجام‌شده در حوزه معماری سازه پهبال‌ها به صورت نمونه روی تعداد محدودی هواپیما انجام شده است اما روشی جامع برای تخمین اولیه معماری سازه یک پهبال با ساختار نامتعارف ارائه نشده است. در این تحقیق، هدف اصلی توسعه روشی عمومی برای طراحی معماری سازه پهبال‌هاست تا یک الگوی معماری سازه‌ای بهینه، برای این نوع هواپیماها ارائه شود. تمرکز اصلی مقاله، بر مطالعه هندسه نامتعارف این هواپیماها و تقسیم آن به زیربخش‌های سازه‌ای شناخته شده و معماری اجزای اصلی سازه در این زیربخش‌هاست. این روش بر روی یک پهبال تحقیقاتی خاص تشریح شده است. نتیجه این تحقیق، دستیابی به الگوی کلی معماری سازه

تقریباً در تمام هواپیماهای بعد از جنگ جهانی دوم، از پیکربندی معمولی "بال و بدنه استوانه‌ای" استفاده شده است. در سال‌های اخیر، طرح‌هایی از هواپیماهای جدید بال و بدنه مخلوط<sup>۱</sup> به دلیل نسبت نیروی برآ به پسی<sup>۲</sup> بالاتر در کروز، قیمت پایین‌تر و مصرف سوخت و آلودگی کمتر، به طور فزاینده‌ای مورد توجه قرار گرفته است. یکی از زمینه‌های چالش‌برانگیز استفاده از چنین پیکربندی‌هایی، تلاش برای رسیدن به یک معماری سازه با ساختاری بهینه است. معماری بهینه سازه در هواپیماهای متعارف، به صورت گسترده‌ای بررسی شده و نتایج آن تقریباً تثبیت شده است. بال این هواپیماها معمولاً از دو اسپار اصلی جانمایی شده در ۲۵٪ و ۷۵٪ وتر تشکیل شده است که در بعضی موارد، یک اسپار کمکی سوم در قسمت داخلی بال و نزدیک بدنه برای انتقال بارهای اربه‌های فرود وجود دارد. ریب‌ها نیز معمولاً فاصله یکنواخت تقریبی معادل ۲ فوت دارند [۱]. معماری بهینه سازه هواپیماهای بال پرنده، مسئله‌ای است که به خاطر مواردی مانند جدید بودن، تعداد کم طراحی و تولید این هواپیماها و مسائل محرمانه تجاری و نظامی آن‌ها، در حال توسعه و تحقیق است.

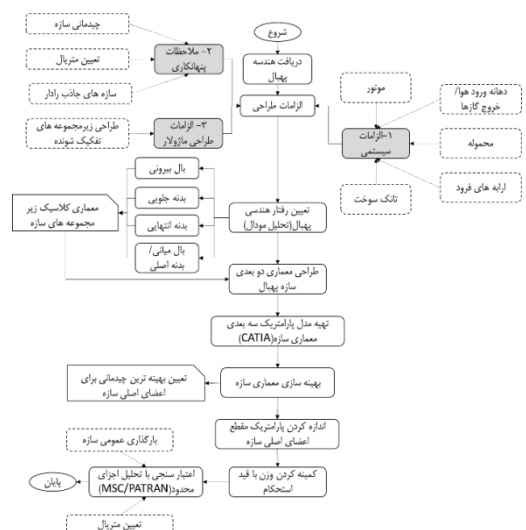
اخیراً پهپادهای بال لامبدا (که به صورت اختصار در این تحقیق پهبال نامیده می‌شوند)، با ملاحظات پنهان‌کاری مورد توجه طراحی و ساخت قرار گرفته‌اند و بیشتر تحقیقات در مورد پهبال‌ها، مربوط به بهینه‌سازی شکل آیرودینامیکی، برای رسیدن به سطح مقطع راداری کمتر<sup>۳</sup> یا نیازهای پنهان‌کاری انجام شده است [۲-۵] و در مورد اصول معماری سازه آن‌ها، اطلاعاتی منتشر نشده



هوایمهای بدون سرنشین بال لامبدا، شامل: تعیین موقعیت قرار گرفتن اسپارها و ریبهای بال بیرونی، چیدمان اجزای بدنه جلویی، ساختار سازه‌ای بدنه عقبی و معماری بدنه اصلی هوایم است. قیود این معماری سازه، توجه به الزامات پنهان کاری و نصب سیستم‌ها، برای رسیدن به هدف وزن کمینه است.

## ۲. الزامات طراحی

برای تدوین متدولوژی معماری بهینه سازه یک هوایمی نامتعارف، اولین گام؛ بررسی الزامات طراحی و اثرات آنها بر معماری سازه است. نمودار این متدولوژی، در شکل ۱ نشان داده شده است:



شکل ۱. نمودار مراحل متدولوژی معماری سازه پیهال

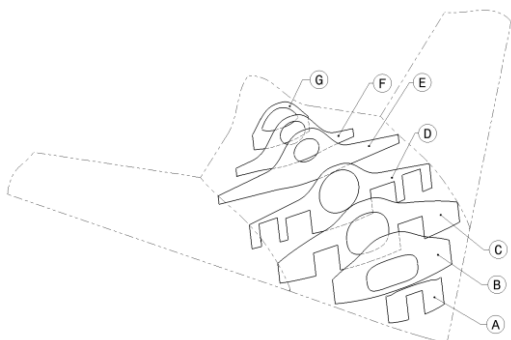
### ۲-۱- الزامات سیستم

یک هوایمی بال پرند بدون سرنشین، مجهز به سیستم‌هایی است که به خاطر الزامات پنهان کاری در بدنه تعبیه می‌شوند و محدودیت‌هایی را برای معماری سازه اعمال می‌کنند. موقعیت، ابعاد و روش نصب اجزای سیستم‌ها، پارامترهایی هستند که بر معماری اجزای اصلی سازه در هوایمی تأثیر می‌گذارند.

سیستم‌های اصلی یک پیهال و اثرات آنها در معماری سازه عبارت‌اند از:

### ۲-۱-۱- موتور

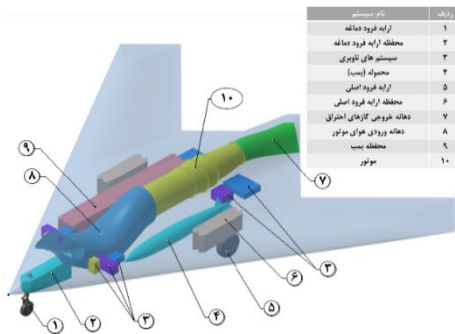
اکثر پیهال‌ها مجهز به یک موتور توربوفن در صفحه تقارن هوایمی هستند. در معماری سازه برای بارهای موتور؛ شامل پیشرانش، وزن، اینرسی و نیروهای ناشی از مانور، باید اعضایی با کوتاه‌ترین مسیر انتقال بار طراحی شوند. فریم‌های پیرامون موتور (فریم‌های D و C در شکل ۲)، می‌توانند به صورت سازه‌های سیکل بسته طراحی شوند که برای تحمل خمش‌های ناشی از نصب بال بسیار مهم است.



شکل ۲. بریدگی فریم‌های پیهال ناشی از نصب سیستم‌ها

### ۲-۱-۲- کانال ورودی هوا / دهانه خروج گازهای موتور

پره‌های کمپرسور در موتورهای جت، منبع اصلی انعکاس امواج راداری و در نتیجه، کاهش پنهان‌کاری است. یکی از راه‌های کاهش این انعکاس، استفاده از مجرای ورودی مارپیچ یا S شکل است که نه تنها خط انعکاس دید را مسدود می‌کند، بلکه دارای مزیت کاهش نیروی پسا برای موتورهای دفن شده داخل بدنه نیز می‌شود [۱۱]، [۱۰]. برای کاهش امکان تشخیص رد اثر گاز خروجی با رادارهای حساس به اشعه مادون قرمز،



شکل ۳. چیدمان کلی سیستم‌ها در یک پهپال

#### ۲-۱-۴- محفظه ارابه‌های فرود

به‌منظور عدم تداخل با دیگر سیستم‌ها، محفظه ارابه فرود اصلی<sup>۸</sup> در هواپیماهای پهپال به‌طور موازی با محفظه‌های نصب بمب قرار می‌گیرند (شکل ۳). این محفظه‌ها، بریدگی‌هایی در انتهای بال میانی ایجاد می‌کنند که معماری سازه را پیچیده‌تر می‌کند و مسیر انتقال بار را تغییر می‌دهد (بریدگی باز بیرونی در فریم D (شکل ۲)). اگرچه محل محفظه ارابه فرود از بیشینه گشتاور خمشی بدنه فاصله دارد، با وجود این نیروهای فرود با ضریب بار مرتبط با آن، نیاز به تقویت محل‌های نصب ارابه فرود را الزامی می‌کنند.

#### ۲-۱-۵- مخازن سوخت

مخازن سوخت در هواپیما به دلایل معین و به‌منظور جبران بخشی از خمش بال می‌توانند در بال بیرونی قرار بگیرند و همچنین آن‌ها می‌توانند در بدنه اصلی نیز جانمایی شوند؛ که تأمین فضای کافی برای ذخیره سوخت در هر دو مکان می‌تواند بر معماری سازه تأثیرگذار باشد.

#### ۲-۱-۶- سیستم‌های ناوبری

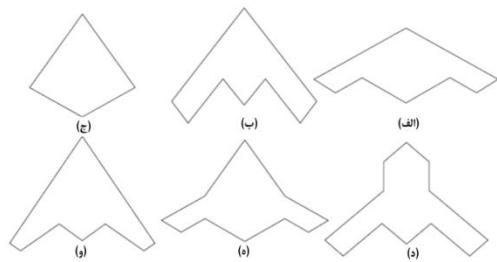
سیستم‌های الکترواویونیک، برای تأمین یک پوش پروازی ایمن و همچنین کنترل و پایداری پرنده، در کنار دیگر سیستم‌های انجام مأموریت مانند رادار و سیستم‌های شنود، عموماً داخل بدنه و بخشی نیز داخل بال نصب می‌شوند. موقعیت و

استفاده از دستگاه‌های خنک‌کننده گاز خروجی از آگروز ضروری است. اگرچه این سیستم‌ها ممکن است وزن قابل‌توجهی به سازه اعمال نکنند، اما تأمین فضا و تولرانس‌های مجاز نصب موتور، با توجه به وجود این مجراهای ورود هوا و خروج گازهای احتراق؛ به همراه راستای نصب موتور و دریچه‌های دسترسی تا حد زیادی بر طراحی معماری سازه تأثیر می‌گذارد. شکل و موقعیت کانال ورودی هوا و مجرای خروجی گازهای موتور، در شکل ۳ برای پهپال موضوع این تحقیق نشان داده شده است.

#### ۲-۱-۳- محفظه بمب

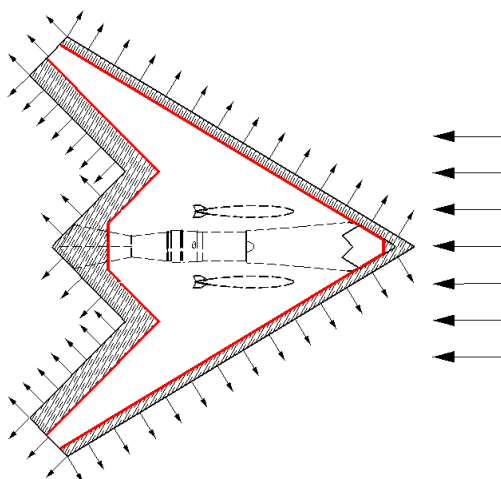
هواپیماهای بال پرنده بدون سرنشین به دلیل خاصیت پنهان‌کاری، بمب‌هایی را درون بدنه و در فضاهایی کاملاً پوشیده حمل می‌کنند. از آنجایی‌که این بمب‌ها در پرواز باید رهاسازی شوند، سازه‌های زیر آن‌ها باید کاملاً باز باشند و مانند آنچه که در فریم‌های C و D در شکل ۲ نشان داده شده است، فریم‌ها در این بخش از سازه پرنده به‌صورت بریدگی‌های باز طراحی می‌شوند که از نظر سازه‌ای برای تحمل بارهای عرضی بدنه و گشتاورهای خمشی ناشی از نصب بال، اصلاً مناسب نیستند و منجر به افزایش وزن می‌شوند. محل متداول برای محفظه‌های نصب بمب، همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، در فضای بال میانی پرنده و نزدیک به محور طولی هواپیما است که بارهای خمشی ناشی از بال غالب هستند. با توجه به این بریدگی‌ها، قرار گرفتن تعداد کمتری از فریم‌های اصلی سازه، در مسیر محفظه نصب بمب، در معماری سازه اهمیت پیدا می‌کند. این مسئله نشان می‌دهد که ابعاد محفظه بمب تا چه حد بر معماری سازه پرنده تأثیرگذار خواهد بود.





شکل ۴. پلان فرم‌های موجود برای پهبال‌ها

اثر الزامات پنهان‌کاری بر طراحی معماری سازه به شرح زیر قابل بیان است:  
 الف) همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، شیب و راستای لبه‌های هندسه بیرونی هواپیما، بیم‌های راداری ارسال‌شده از منبع شناسایی را پراکنده و منحرف می‌کنند. پیشنهاد شده که در این مناطق (لبه‌های حمله بال و بدنه) از مواد شفاف مانند شیشه‌های کامپوزیتی استفاده شود و بلافاصله پشت آن‌ها یعنی لبه‌های حمله و فرار بال و بدنه هواپیما (ناحیه هاشور زده شده) را با فوم‌های جاذب امواج راداری فرکانس پایین (RAS) پر کنند [۱۴].



شکل ۵. چیدمانی اسپارهای بال بر اساس الزامات پنهان‌کاری

تمام امواج راداری ممکن است با فوم جذب نشوند و از هندسه هواپیما منعکس شوند، بنابراین اولین عناصر سازه‌ای در پشت فوم (خطوط ضخیم

نحوه اتصال این سیستم‌ها عموماً در معماری اجزای اصلی سازه نقشی ندارند ولی می‌توانند در پاره‌ای از موارد در معماری سازه‌های ثانویه تعیین‌کننده باشند. در شکل ۳ نمایی از چیدمانی سیستم‌ها در پرنده موضوع مطالعاتی این تحقیق نشان داده شده است.

## ۲-۲- ملاحظات پنهان‌کاری

هواپیماهای مدرن بال‌پرنده برای داشتن مقدار قابل توجهی از پنهان‌کاری طراحی می‌شوند. میزان پنهان‌کاری می‌تواند از طریق ترکیبی از تکنیک‌هایی مانند شکل هندسی و اثرات آیرودینامیکی آن، استفاده از پوشش‌های جاذب رادار<sup>۹</sup> و دیگر اقدامات الکترونیکی (که به موضوع این تحقیق مربوط نیستند) حاصل شود، اما اثرات استفاده از سازه‌های جاذب رادار<sup>۱۰</sup> بر معماری سازه در این تحقیق بررسی شده است [۱۲]. پیکربندی هواپیماهای بال‌پرنده نشان داده شده در شکل ۴ به ترتیب برای (الف) B-2، (ب) MigSkat، (ج) X-47A، (د) X-45A، (ه) X-47B و (و) mEURon؛ این واقعیت را تأیید می‌کند که پنهان‌کاری از الزامات اولیه طراحی هندسه‌ی این نوع هواپیماها است [۱۳].

همه این هواپیماها به‌صورت بال و بدنه مخلوط طراحی می‌شوند و همچنین دم عمودی در آن‌ها حذف شده است که خاصیت بال‌پرنده بودن آن‌ها را تأمین می‌کند. اگرچه زوایای سویپ بال در آن‌ها متفاوت است و هرکدام ایده‌ای نوین در پیکربندی دارند، اما به‌صورت هماهنگ در همه آن‌ها، لبه‌های حمله و فرار در قسمت چپ و راست بدنه موازی با یکدیگر در نظر گرفته می‌شوند که یکی از مهم‌ترین پارامترهای طراحی پنهان‌کاری است.

منوکوک به دور خواهد بود.

### ۳. معرفی پهبال موضوع این تحقیق

نمونه پهبال موضوع این تحقیق، در شکل ۳ نشان داده شده است که به صورت کلی هندسه‌ای شبیه به هواپیمای معروف نرون دارد که در مرجع [۱۷] مشخصات آن منتشر شده است. در این هواپیما از یک موتور توربوفن استفاده می‌شود که در خط تقارن پرنده واقع شده است. دو بمب سایز متوسط در دو طرف موتور نصب می‌شوند. یک کانال خمیده ورودی هوا و مجرای آگزوز خنک‌کننده برای کاهش سطح مقطع راداری، همچنین مخازن سوخت یکپارچه در اطراف ارابه فرود اصلی جانمایی شده است. ابعاد عمومی هواپیمای موضوع این تحقیق در جدول ۱ آورده شده است. مقطع ایرفویل بال و بدنه از نوع سوپر بحرانی است که در محل بدنه میانی، برای نصب موتور نسبت ضخامت به وتر آن تغییر یافته است.

جدول ۱. مشخصات پهبال موضوع این تحقیق

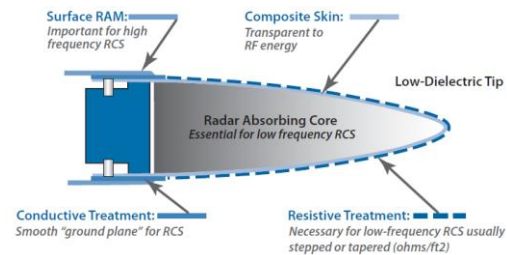
آیتم	مشخصه	مقدار (واحد)
۱	دهانه بال	۱۲/۵ (متر)
۲	بیشترین وزن برخاست	حدود ۷۰۰۰ (کیلوگرم)
۳	زاویه سویپ بال و بدنه	۵۸ (درجه)
۴	طول بدنه	۱۰/۲ (متر)
۵	پهنای بدنه	۴/۸۵ (متر)
۶	وتر ریشه بال بیرونی	۴/۲ (متر)
۷	وتر نوک بال بیرونی	۱/۴ (متر)
۸	مساحت بال بیرونی	۱۳/۲۰۵ (مترمربع)
۹	مساحت بال داخلی	۷/۵۶۵ (مترمربع)
۱۰	مساحت بدنه	۱۰/۱۰۳ (مترمربع)

### ۴. ارائه هندسه

مدل‌سازی پارامتریک هندسه یک هواپیمای بال پرنده به خودی خود نکات و جزئیات علمی دارد که در مراجع [۱۸، ۱۹] بررسی شده‌اند. در این تحقیق در فاز طراحی مفهومی، با استفاده از

قرمز رنگ) به عنوان بازتابنده پرتوهای راداری عمل می‌کنند. برای داشتن راستای یکسان امواج منعکس شده با هندسه بیرونی هواپیما، اولین اعضای اصلی پیرامون چیدمان داخلی سازه (اسپارهای جلو و عقب) باید موازی با مرزهای هندسه هواپیما باشند.

ب) لبه‌های حمله بال و بدنه هواپیما باید از هرگونه تجهیزات و سیستم‌های مأموریتی عاری باشند. این مناطق بدون ریب‌های داخلی طراحی می‌شوند، بنابراین به جای ریب‌ها از فوم‌های جاذب امواج راداری استفاده می‌شود. شکل ۶ چیدمان لبه حمله بال را برای یک پرنده پنهان‌کار نشان می‌دهد [۱۵].



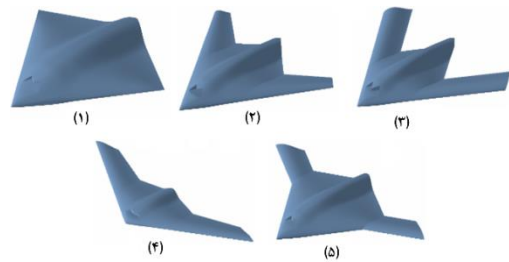
شکل ۶. ساختار لبه حمله بال با مواد جاذب رادار برای الزامات پنهان‌کاری [۱۵]

### ۲-۳. الزامات طراحی ماژولار<sup>۱۱</sup>

محدودیت‌های عملیاتی تأثیر مستقیمی بر ساختار ماژولار پهبال‌ها دارند. به‌طور معمول برخلاف هواپیماهای با سرنشین، این پرنده‌ها (تا اندازه متوسط) تا نزدیک به منطقه عملیاتی با وسایل حمل‌ونقل ریلی یا هوایی، منتقل می‌شوند. عموماً هواپیماهای بال پرنده به صورت یک جفت ماژول (بال و بدنه) طراحی می‌شوند که سریع در زمان موردنیاز برای حمل‌ونقل، آزاد شوند [۱۶]. طراحی ماژولار پهبال‌ها، الزام طراحی لانجرونی<sup>۱۲</sup> بال را در پی خواهد داشت و در نتیجه ساختار سازه‌ای بال از ترکیب‌های منوکوک<sup>۱۳</sup> و شبه



نرم‌افزار CATIA V5 [۲۰]، هندسه کلی هواپیماهای بال‌پرنده با کمک پارامترهای داده‌شده در نرم‌افزار اکسل، ترسیم شده است. تنها با انتخاب نوع پرنده از جدول، مدل هندسی کلی آن ساخته و نمایش داده می‌شود. همه مدل‌ها شامل یک بال بیرونی با زوایای سوئیپ و باریک شونده‌گی متفاوت، بال داخلی با امکان جانمایی محموله‌های نظامی و بدنه مرکزی برای نصب موتور و کانال خمیده ورودی هوا و مجرای خروجی گازهای احتراق هستند. در شکل ۷ پنج قیافه مرتبط با مشهورترین نمونه‌های عملیاتی پهپال‌ها که توسط مدل پارامتریک تهیه‌شده در این تحقیق ایجاد شده‌اند، نشان داده شده است.



شکل ۷. نمایی از مدل هندسی پهپال‌های ایجادشده با مدل پارامتریک

ابعاد هندسی این مدل‌ها به ترتیب متناظر با پهپال‌های X-47A، nEURon، Migskat، X-47B و X-47B در نظر گرفته شده است.

## ۵. بررسی رفتار هندسه پهپال

هواپیماهای بال‌پرنده بدون دم در مقایسه با هواپیماهای معمولی، هندسه متفاوتی دارند. به‌منظور ارائه معماری سازه مناسب برای چنین هندسه‌های غیرمتعارف، تحقیقات مختلفی انجام شده است اما هنوز یک الگوی معماری جامع شامل تعیین نوع، شکل و راستای اعضای اصلی تشکیل‌دهنده سازه، ارائه نشده است.

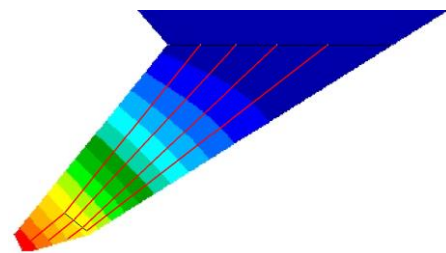
مشاهده رفتار پاسخ فرکانسی هندسه هواپیما، با شبیه‌سازی آن با مواد واقعی و شرایط تکیه-گاهی، در هر دو حالت پروازی و روی زمین، برای تعیین الگوی معماری سازه می‌تواند مفید باشد. نویسندگان، از تحلیل مودال<sup>۱۴</sup> برای بررسی رفتار سازه‌ای هندسه پهپادهای بال لامبدا استفاده کرده‌اند. در گام اول پیشنهاد شده است که مدل هندسی کل هواپیما با استفاده از یک ساختار ساندویچ پانل با پوسته‌ای از مواد کامپوزیتی و هسته از فوم<sup>۱۵</sup> بسیار سبک شبیه‌سازی شده و با دو شرایط تکیه‌گاهی برای حالت پروازی و روی زمین، تحلیل مودال انجام شود.

شرایط تکیه‌گاهی در تحلیل مودال برای حالت‌های پروازی و روی زمین متفاوت است. صفحه میانی هواپیما که از مرکز ثقل پرنده می‌گذرد و جرم‌های متمرکز بزرگ مانند موتور در آن قرار می‌گیرند؛ برای حالت پروازی و سه موقعیت ارباب‌های فرود برای حالت روی زمین؛ به‌عنوان شرایط تکیه‌گاهی استفاده شده‌اند. برای امکان مقایسه اولیه با یک ساختار سازه‌ای متعارف، شکل مودهای اولیه یک بال کلاسیک که در مرجع [۲۱] ارائه شده است، مورد توجه قرار گرفته‌اند. اگر شکل مودهای اولیه از یک هندسه ناشناخته را بتوان مانند شکل مودهای اولیه بال کلاسیک معادل‌سازی کرد، به این معنی است که معماری سازه آن هندسه را نیز می‌توان طبق معماری سازه بال، طراحی کرد.

با تحلیل مودال پهپال موضوع این تحقیق روی هندسه کل پرنده، ده مود فرکانسی اولیه در دو حالت پروازی و روی زمین استخراج شده که به‌صورت کامل در پیوست آورده شده است. نتایج تحلیل مودال نشان می‌دهند که دو شکل مود دینامیکی اولیه هواپیما در هر دو حالت پروازی و

زمینی، مانند شکل مود اولیه بال کلاسیک هستند. پس بال بیرونی پهبال می‌تواند مانند بال‌های کلاسیک معمولی معماری سازه شود.

معماری اجزای طولی سازه بال (اسپارها)، با در نظر گرفتن طیف جابه‌جایی مود فرکانسی و از نقاط جابه‌جایی صفر به سمت بیشترین جابه‌جایی و به‌صورت عمود بر مرز جدایش طیف‌های جابه‌جایی چیدمانی می‌شوند. با این الگو، اولین تخمین از معماری سازه بال خارجی این پرنده مطابق شکل ۸ خواهد بود.

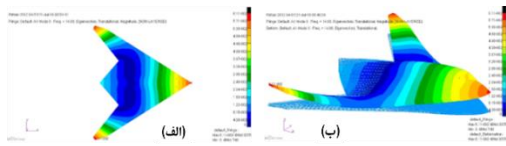


شکل ۸. تخمین اولیه معماری اسپارهای بال بر اساس طیف جابه‌جایی

اما همان‌طور که قبلاً اشاره شد، الزام پنهان‌کاری پهبال‌ها اجبار می‌کند که اسپارهای جلو و عقب بال به ترتیب به موازات لبه حمله و لبه فرار قرار گیرند. تعداد اسپارها نیز با توجه به ابعاد بال و مقدار نیروهای اعمالی به آن، در فرایند بهینه‌سازی معماری سازه بال مشخص می‌شوند.

در شکل ۹ مود سوم هندسه پرنده در حالت پروازی به‌صورت دوبعدی (الف) و سه‌بعدی (ب)، نشان داده شده است. این شکل مود نشان می‌دهد که دماغه هواپیما می‌تواند به‌عنوان یک تیر مثلثی یک سر درگیر عمل کند، اما با مقایسه مقادیر فرکانس طبیعی آن نسبت به بال بیرونی، از صلبیت ذاتی بالاتری برخوردار است. این بدان معنی است که طراحی معماری سازه برای قسمت بدنه جلویی هواپیما، مانند یک بال مثلثی شکل است که مجهز به تجهیزات ارابه فرود دماغه نیز

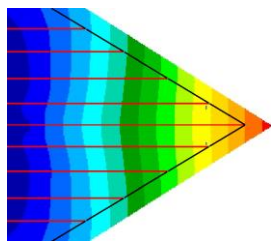
باشد.



شکل ۹. مود سوم دینامیکی پهبال در حالت پروازی

سختی یا صلبیت ذاتی بالاتر در هندسه پرنده نیز به این معنی است که اعضای اصلی سازه با ابعاد هندسی کمتر، ممان اینرسی لازم برای تحمل بارهای خمشی سازه را تأمین خواهند نمود؛ بنابراین سازه در این قسمت‌ها سبک‌تر خواهد شد. مشخص است که در حالت شرایط تکیه‌گاه زمینی، به خاطر وجود ارابه فرود دماغه، تحریک قسمت جلویی بدنه انجام نمی‌شود.

همان‌طور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، راستای اعضای طولی سازه در بدنه جلویی، تقریباً عمود بر طیف رنگ‌های جابه‌جایی شکل مود فرکانسی است اما موقعیت و تعداد آن‌ها، از نیازهای نصب و جانمایی سیستم‌های پرنده مشخص می‌شود. از طرف دیگر برای الزامات پنهان‌کاری، امتداد اسپار جلویی بال، داخل بدنه نیز به موازات لبه حمله امتداد می‌یابد و قسمت جلویی آن نیز بدون ریب‌های متمرکز لبه حمله خواهد بود.



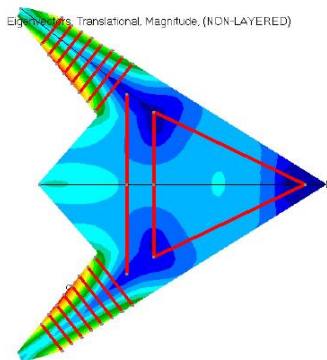
شکل ۱۰. تخمین اولیه معماری بدنه جلویی

شکل مود سوم در شرایط تکیه‌گاهی زمینی، نشان‌دهنده رفتار بدنه عقبی هواپیماست که به‌عنوان یک بال مثلثی عمل می‌کند، اما نسبت





از آن برای ترسیم معماری سازه بدنه بر اساس شکل مود و مطابق با طیف جابه‌جایی آن استفاده شده است.

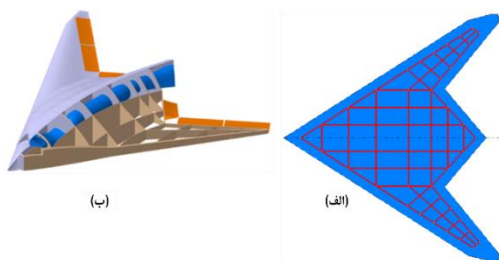


شکل ۱۲. تخمین معماری بدنه میانی و ریب‌های بال

بیرونی

در این شکل مود، هم‌زمان پیش‌باز بال نیز تحریک شده است که چیدمانی ریب‌های بال بر اساس آن انجام می‌شود.

با ترکیبی از معماری زیر بخش‌های سازه پهبال بر اساس شکل مودهای رفتار هندسه هواپیما در شرایط تکیه‌گاهی پروازی و زمینی، تخمین اولیه معماری سازه کل پرنده برای تعیین موقعیت اجزای اصلی سازه در هندسه هواپیما مانند آنچه که در شکل ۱۳ (الف) نشان داده شده است، ترسیم می‌شود.



شکل ۱۳. معماری اولیه سازه پهبال (الف) دوبعدی

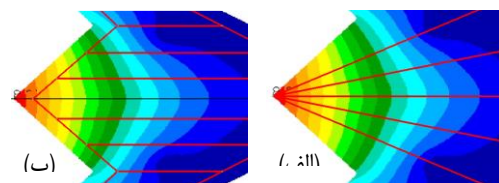
(ب) سه‌بعدی

برای ترسیم خطوط معماری سازه، الزامات طراحی زیر در نظر گرفته شده است:

- برای الزامات پنهان‌کاری، اولین عضو سازه‌ای

به بدنه جلویی سختی و صلبیت بالاتری دارد که استفاده از اجزای سازه‌ای سبک‌تری را نتیجه می‌دهد.

با توجه به طیف جابه‌جایی شکل مود، چیدمان اعضای سازه در ناحیه انتهایی بدنه باید مطابق شکل ۱۱ (الف) به صورت همگرا چیدمانی شوند، اما با توجه به نیازمندی‌های نصب سیستم‌ها و الزامات پنهان‌کاری که قبلاً اشاره شد، این طراحی معماری سازه به صورت شکل ۱۱ (ب) اصلاح می‌شود.



شکل ۱۱. تخمین اولیه معماری بدنه عقبی

بدنه اصلی هواپیما ضخیم‌تر از بال داخلی و بال بیرونی است که برای نصب موتور و جانمایی محموله اندازه می‌شود، بنابراین در تحلیل مودال از سختی نسبی بالاتری برخوردار است بنابراین در شکل مودهای بالاتری تحریک شده و رفتار هندسی آن نشان داده می‌شود. برای بخش بال میانی و بدنه اصلی هندسه هواپیما، شکل مودهای فرکانسی در شرایط تکیه‌گاهی زمینی و پروازی متفاوت است. به منظور پیش‌بینی یک طراحی معماری سازه قابل‌قبول با سختی کافی در این زیربخش، می‌توان در شکل مودهایی که بدنه تحریک شده است، خطوط مستقیم بین نقاط با جابه‌جایی صفر که در طیف شکل مود با رنگ آبی تیره نشان داده می‌شوند را ترسیم نمود.

همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده است، تحریک بدنه اصلی در شکل مود فرکانسی شماره ۱۰ حالت تکیه‌گاه زمینی رخ داده است که



در مرزهای هندسه پرنده با مرزهای بیرونی هواپیما موازی است؛

- موقعیت و تعداد دیواره‌های طولی بال میانی و بدنه اصلی، از فاصله بین دو سیستم ورودی مانند موتور، محفظه بمب، ازابه فرود اصلی و... تعیین شده است؛
  - برای رعایت تعادل استاتیک بار اعضای سازه، موقعیت فریم‌های عرضی بدنه میانی، درست در محل تقاطع اسپارهای بال بیرونی با دیواره‌های طولی بال داخلی و بدنه تعبیه شده‌اند؛
  - در محل هر بار نقطه‌ای از محل لولاها یا موتورهای محرکه سطوح کنترل، مستقیماً یک ریب عرضی عمود بر اسپار عقب بال بیرونی جانمایی شده است؛
  - لبه‌های حمله و فرار بال و بدنه توسط سازه‌های جاذب رادار پر می‌شوند و هیچ‌گونه ریب در این فضاها قرار نمی‌گیرد.
- با اعمال این معماری روی مدل سه‌بعدی پهبال در نرم‌افزار CATIA، مدل پارامتریک معماری سازه مانند آنچه در شکل ۱۳ (ب) نشان داده شده است، ایجاد می‌شود.
- در این مدل پارامتریک، همه اعضای اصلی سازه مانند ریب‌ها و اسپارهای بال و همچنین فریم‌ها و دیواره‌های بدنه از تیرهای با مقاطع I شکل شبیه‌سازی شده‌اند. با توجه به پیوستگی اعضای اصلی سازه با یکدیگر، با تغییر در موقعیت و تعداد اسپارهای بال بیرونی، موقعیت و ابعاد اجزای اصلی سازه متناسب با کانتور بدنه و ضخامت پوسته‌ها، تغییر خواهند کرد. در یک فرایند بهینه‌سازی روی مدل پارامتریک سه‌بعدی، معماری بهینه سازه با کمترین وزن و رعایت قیود استحکام و جابه‌جایی به دست می‌آید.

## ۶. بهینه‌سازی معماری سازه پهبال

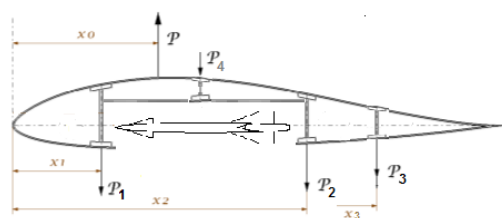
مدل پارامتریک تهیه‌شده از معماری سازه پهبال، با اعمال متریکال و شرایط تکیه‌گاهی متناسب با واقعیت پرنده، تحت بارگذاری قرار می‌گیرد. بیشینه مقدار تنش‌ها و جابه‌جایی‌های سازه با قیود سازه‌ای تعریف شده مقایسه می‌شوند و برای رسیدن به وزن کمینه، متغیرهای طراحی در بازه‌های تعریف‌شده تغییر می‌کنند تا مقدار بهینه برای هرکدام به دست آید. رابطه تئوری بین موقعیت اسپارهای بال بیرونی و سختی سازه بال در ادامه آورده شده است.

### ۶-۱- تأثیر معماری سازه بر سختی بال و بدنه پهبال

سختی سازه یک بال به آرایش اسپارها با توجه به مرکز فشار بال بستگی دارد. در مرجع [۲۲] برای یک بال دو اسپاره روابط پارامتریک سختی بال ارائه شده است. این روابط برای پهبال موضوع این تحقیق در دو قسمت بال بیرونی و بدنه مرکزی به‌صورت چند سلولی قابل تعمیم است. در بخش بال بیرونی، موقعیت اسپارهای جلو و عقب در دو بازه تعریف‌شده برحسب درصدی از وتر بال و اسپار سوم در بازه بین دو اسپار جلو و عقب تغییر می‌کنند. در حالت‌هایی که از نظر هندسی فضا برای ترسیم اسپار سوم وجود نداشته باشد، اسپار سوم به‌صورت خودکار حذف می‌شود. مانند آنچه در شکل ۱۴ نشان داده شده است، در قسمت بال میانی و در محل نصب بمب، قسمت زیرین مقطع ایرفویل به‌صورت باز خواهد بود. فریم‌هایی که در این فضا قرار می‌گیرند ارتفاع و مقاومت خمشی بسیار کمی دارند (۴P در شکل ۱۴). از طرف دیگر، تنش‌های پیچشی بال باید توسط سلول‌های بسته اطراف محفظه بمب تحمل شوند که

از نظر مساحت نسبت به محل نصب بمب در سطح پایین‌تری قرار دارند. این موارد به اعمال ضخامت بالای پوسته‌ها و دیواره‌های فریم‌ها و به دنبال آن افزایش وزن سازه منجر خواهد شد.

با این توضیحات و با توجه به اینکه موقعیت فریم‌های بدنه به موقعیت اسپارهای بال وابسته است، موقعیتی برای اسپارهای بال بهینه است که تعداد کمتری از فریم‌های اصلی بدنه در فضای محل نصب بمب قرار بگیرد. این مطلب برای محل نصب اربابه فرود اصلی نیز بایستی در نظر گرفته شود.



شکل ۱۴. مقطع بال میانی در محل نصب بمب

نوشتن روابط پارامتریک برای محاسبات تنش و جابه‌جایی در مقاطع مختلف بال و بدنه پهبال به خاطر پیروی ابعاد سازه از شکل خاص مقاطع ایرفویل و تعداد زیاد متغیرهای مستقل، بسیار پیچیده خواهد شد. با استفاده از الگوی بهینه‌سازی به کمک نرم‌افزار CATIA که در مرجع [۲۳] ارائه شده است، معماری سازه پهبال موضوع این تحقیق بهینه‌سازی شده است.

## ۲-۶- تشریح پروسه بهینه‌سازی

### ۲-۶-۱- متغیرهای طراحی

در مدل سه‌بعدی پهبال (شکل ۱۳-ب) همه اعضای سازه با مقاطع I شکل شبیه‌سازی شده‌اند. پارامترهای  $b(i)$ ،  $tb(i)$  و  $tw(i)$  به ترتیب برای پهنا، ضخامت کپ<sup>۱۶</sup>، ضخامت کپ و ضخامت دیواره در نظر گرفته شده‌اند. اندیس  $i$  متناظر با هر یک از

اعضای اصلی سازه شامل اسپار، ریب، فریم و دیواره‌های طولی بدنه خواهد بود. این پارامترها به همراه ضخامت پوسته  $t_{sk}$ ، موقعیت‌های اسپار جلو  $x_F(./)$ ، اسپار میانی  $x_M(./)$  و اسپار عقبی  $x_R(./)$  و تعداد ریب‌های بال بیرونی  $(m)$  به‌عنوان متغیرهای مستقل طراحی پارامتریک معماری سازه در نظر گرفته شده‌اند. موقعیت دیواره‌های طولی بدنه با فضای لازم برای نصب سیستم‌ها تعیین شده است و موقعیت فریم‌های بدنه، متغیر وابسته به محل تقاطع اسپارها و دیواره‌های طولی بدنه است.

### ۲-۲-۶- قیود

قیود این بهینه‌سازی شامل کنترل بیشینه تنش اعضای سازه و بیشترین جابه‌جایی سازه است. تنش بیشینه ناشی از بار نهایی، باید کمتر از تنش نهایی متریال باشد و بیشترین جابه‌جایی سازه که مربوط به نوک بال بیرونی است، باید کمتر از ۱۰٪ نصف دهانه بال باشد [۲۲].

### ۲-۲-۶- تابع هدف

در طراحی سازه‌های هوایی، کمینه کردن وزن سازه مهم‌ترین هنر طراحی است. پس کمترین وزن سازه هواپیما تابع هدف این بهینه‌سازی خواهد بود.

روش بهینه‌سازی وزن بخشی از سازه یک هواپیما با نرم‌افزار CATIA در مرجع [۲۳] ارائه شده است که در این تحقیق از آن برای کل پرنده استفاده می‌شود. در فرایند بهینه‌سازی، موقعیت اسپارهای بال بیرونی بین دو حد بالا و پایین در درصدی از وتر ریشه بال تغییر می‌کنند. این تغییرات به‌صورت مستقیم بر معماری فریم‌های اصلی بدنه نیز تأثیرگذار است. با هر مقداری که به پارامتر موقعیت اسپارهای بال اختصاص یابد،

در نظر گرفته شده است. متریکال مورد استفاده در طراحی مفهومی معماری سازه پهبال آلومینیوم 2024-T3 در نظر گرفته شده که مشخصات فنی آن در مرجع [۲۴] آورده شده است.

#### ۴-۶- شرایط تکیه‌گاهی

برای تجزیه و تحلیل استاتیک سازه پهبال، مقاطع فریم‌ها در خط تقارن هواپیما با شرایط کاملاً درگیر به عنوان شرایط مرزی در نظر گرفته شده است. با توجه به رعایت الزام طراحی ماژولار پهبال، فلسفه در نظر گرفته شده برای طراحی بال بیرونی به صورت لانجرونی است که فقط انتقال بار از بال به بدنه توسط اتصالات اسپارها انجام می‌شود و پوسته برای بارهای آیرودینامیکی برشی و پیچشی استفاده می‌شود. دیواره‌های بدنه و ریب‌های بال علاوه بر انتقال بارهای آیرودینامیکی، به ترتیب برای انتقال بار برشی از سیستم‌های بدنه به فریم‌ها و از سطوح کنترل به اسپارها استفاده می‌شوند.

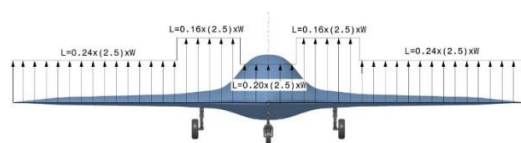
#### ۷. نتایج بهینه‌سازی و کنترل آن‌ها

متغیرهای طراحی در یک بازه بین حد بالا و پایین معقول تعریف شده‌اند. برای موقعیت اسپارهای جلو و عقب در مرجع [۱] این حد تعریف شده است. برای کپ اسپارها، فریم‌ها، دیواره‌ها و ریب‌ها، حد پایین و بالا از فضای موردنیاز برای امکان پرچ‌کاری یک ردیفه تا دو ردیفه و ضخامت‌ها از کمترین ضخامت قابل ماشین‌کاری تا مقادیر تجربی در سازه‌های مشابه انتخاب شده است. با انجام فرآیند بهینه‌سازی، مقادیر بهینه هر متغیر در محدوده مشخص شده به دست آمده است. در جدول ۲ برای همه متغیرهای طراحی، دامنه تغییرات و مقدار بهینه به دست آمده، آورده شده است.

مدل سه‌بعدی معماری سازه به صورت خودکار به‌روزرسانی می‌شود. برای بهینه‌سازی وزن، همه متغیرهای طراحی در محدوده بین حد بالا و پایین تعریف شده برای آن‌ها، تغییر می‌کنند تا مقدار بهینه به آن‌ها اختصاص یابد.

#### ۳-۶- بارگذاری و متریکال

در هواپیماهای بال‌پرنده، همه هندسه مانند بال عمل کرده و در تولید نیروی برآ سهمیم است. اما بدنه میانی به خاطر تغییراتی که در مقطع ایرفویل آن جهت امکان جانمایی موتور و محموله ایجاد شده است، نسبت به بال داخلی و بیرونی سهم کمتری در تولید نیروی برآ ایفا می‌کند [۱۶]. در فاز طراحی مفهومی و برای رسیدن به یک معماری سازه قابل قبول، توزیع نیروی برآ روی بال و بدنه پهبال می‌تواند ساده‌سازی شود. مانند آنچه در شکل ۱۵ برای پهبال موضوع این تحقیق نشان داده شده است، مشاهده می‌شود که در قسمت وسط پرنده یک افت نیروی برآ وجود دارد که نشان می‌دهد بدنه مرکزی هواپیما به اندازه بال داخلی و بیرونی در ایجاد نیروی برآ مؤثر نیست.



شکل ۱۵. شبیه‌سازی توزیع نیروی برآ روی دهانه بال

برای تجزیه و تحلیل مدل، نویسندگان از مدل ساده توزیع نیروی برآ به عنوان ۴۸٪ توسط بال خارجی، ۳۲٪ بال داخلی با توجه به سهم مساحت هرکدام و ۲۰٪ برای بدنه اصلی با بیشینه ضریب بار ۲/۵ برای بار حدی استفاده کردند. ضریب اطمینان طراحی هم برای سازه پهبال مقدار ۱/۵

۱۲۲

سال ۱۲ - شماره ۱  
بهار و تابستان ۱۴۰۲  
نشریه علمی  
دانش و فناوری هوا فضا



معماری بهینه سازه پهبال بال لامبدا

جدول ۲. حد پایین، حد بالا و مقدار بهینه متغیرهای

طراحی

متغیر طراحی	نام متغیر	حد پایین	مقدار اولیه	حد بالا	مقدار بهینه
$X_F$ (%)	درصد اسپار جلو	۱۰	۱۵	۳۰	۱۶/۲
$X_R$ (%)	درصد اسپار عقب	۶۵	۷۰	۷۵	۷۰/۱۲
$X_M$ (%)	درصد اسپار وسط	۱۰	۵۰	۹۰	۷۳/۴
M	تعداد ریب-های بال	۱	۴	۱۰	۳
$t_{sk}$ (mm)	ضخامت پوسته	۱	۱	۱/۵	۱/۲
$b_F$ (mm)	پهنای کب فریمها	۳۰	۳۵	۷۰	۵۱/۰۲۴
$b_{S1}$ (mm)	پهنای اسپار جلو	۳۰	۳۵	۶۰	۵۳/۴۹
$b_{S2}$ (mm)	پهنای اسپار عقب	۳۰	۳۵	۶۰	۵۵/۳۶
$T_{b1}$ (mm)	ضخامت اسپار جلو	۲	۴	۶	۲/۱۷
$T_{b2}$ (mm)	ضخامت اسپار عقب	۲	۴	۶	۵/۴۴
$T_{bF}$ (mm)	ضخامت کب فریم	۲	۴	۶	۳/۱۱
$T_{w1}$ (mm)	ضخامت وب اسپار جلو	۱	۱/۵	۳	۲/۱۷
$T_{w2}$ (mm)	ضخامت وب اسپار عقب	۱	۱/۵	۳	۲/۵۰
$T_{wF}$ (mm)	ضخامت وب فریم	۱	۲	۴	۲/۰۹۱
$T_{Rib}$ (mm)	ضخامت ریبهای بال	۱	۱	۳	۱/۰۵۸
$T_{Wall}$ (mm)	ضخامت دیواره‌های طولی بدنه	۲	۳	۵	۴/۳۸۵
	وزن سازه (کیلوگرم)	۱۰۰/۵	۱۳۳/۰	۲۳۶/۴	۱۷۵/۱

[۲۵-۳۰] برای نمونه‌های تحقیقاتی انجام شده از طراحی سازه پهبال‌ها، برای پهبال‌های با وزن برخاست نزدیک به نمونه تحقیقاتی این مقاله، به صورت تقریبی نسبت وزن سازه به بیشینه وزن برخاست، بین ۱۷ تا ۱۹ درصد محاسبه شده است. رابطه تجربی پیشنهاد شده در مرجع [۳۱] نیز برای هندسه پهبال موضوع این تحقیق بررسی شد که وزن سازه حدود ۱۴۶۳ کیلوگرم (حدود ۲۰ درصد وزن برخاست) تخمین زده شد. این مقایسه‌ها نشان می‌دهد که وزن بهینه به دست آمده در فاز طراحی مفهومی پهبال، در محدوده قابل قبولی است.

### ۸. تحلیل استاتیکی و مقایسه نتایج

معماری سازه بهینه شده با رعایت قیود استحکام و جابه‌جایی، باید اعتبارسنجی شود. به منظور اعتبارسنجی نتایج برای بررسی استحکام سازه طراحی شده، از تحلیل استاتیکی با نرم افزار MSC/Patran [۳۲] استفاده شده است. در این تحلیل، اعضای اصلی سازه پهبال؛ با چیدمانی و مقاطع به دست آمده از پروسه بهینه سازی و متریل آلومینیوم ۲۰۲۴، با اعمال بارگذاری ساده سازی شده و شرایط تکیه گاهی گیردار در خط تقارن پرنده، شبیه سازی شده است. همچنین از آنجایی که برای مسئله پنهان کاری، پوسته بیرونی پهبال‌ها از مواد کامپوزیتی ساخته می‌شود، با جایگذاری پوسته‌های فلزی با مواد کامپوزیتی، تحلیل کمانشی سازه برای جلوگیری از کمانش نیز انجام شده است.

#### ۸-۱- تحلیل استاتیکی

پهبال موضوع این تحقیق با الگوی طراحی معماری توسعه داده شده در این مقاله؛ به صورت ساختار سازه‌ای فلزی با بارگذاری و شرایط تکیه-

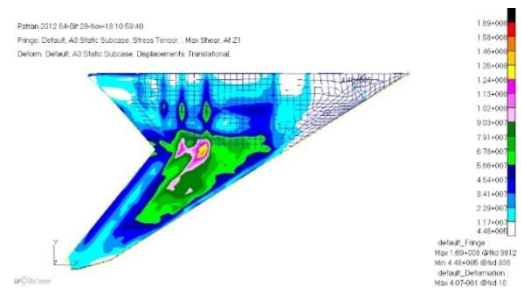
بیشینه تنش سازه حدود ۳۰۰ مگاپاسکال است که از بیشترین استحکام نهایی متریل، کمتر است و بیشترین جابه‌جایی نوک بال ۴۲۰ میلی‌متر است که کمتر از ۱۰٪ نصف دهانه بال است. نتایج نشان می‌دهند که سازه بعد از بهینه‌سازی، قیود استحکام و سختی تعریف شده را برآورده می‌کند. وزن سازه حدود ۱۲۶۶ کیلوگرم به دست آمده است که از وزن اولیه قبل از بهینه‌سازی حدود ۱۴٪ کمتر است. در مراجع



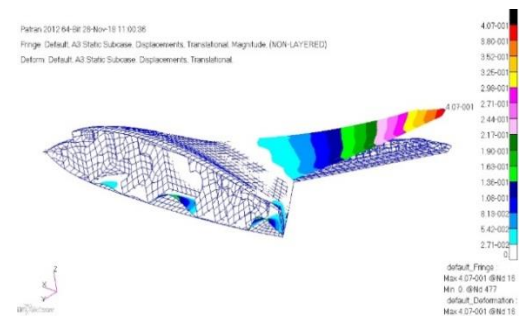
گاهی تعریف شده، در نرم‌افزار MSC/Patran تحلیل استاتیکی شده و نتایج بیشینه تنش (وون- میسر و برشی) و همچنین بیشترین جابه‌جایی سازه، به ترتیب در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ آورده شده است.



شکل ۱۶. توزیع تنش وون- میسر



شکل ۱۷. توزیع تنش برشی



شکل ۱۸. بیشینه جابه‌جایی سازه

این نتایج، با مقادیر به‌دست‌آمده از پروسه بهینه‌سازی در نرم‌افزار CATIA همگرایی مناسبی دارد که نشان می‌دهد معماری سازه بهینه‌شده، در این سطح از طراحی برای پهبال موردنظر قابل قبول است.

## ۸-۲- تحلیل کمانشی

برای جلوگیری از کمانش در پوسته‌های فلزی از

استرینگرهای موضعی استفاده می‌شود که در فضای پانل‌های پوسته به‌صورت اجزای ثانویه سازه ایجاد می‌شوند. اما معمولاً پهبال‌ها از ساختار اصلی فلزی و پوسته‌های کامپوزیتی طراحی می‌شوند. برای بررسی وضعیت کمانشی پوسته‌ها، در تحلیل کمانشی از پارچه‌های کربن/اپوکسی با فوم‌های سبک و مشخصات فنی طبق جدول ۳ استفاده شده است [۳۳].

جدول ۳. مشخصات فنی مواد غیرفلزی پوسته‌ها

مشخصه [واحد]	کربن (پارچه اپوکسی T700)	فوم
E11 [Gpa]	۵۶/۷	۰/۰۶۹
E22 [Gpa]	۵۶/۷	۰/۰۶۹
$\nu_{12}$	۰/۰۶	۰/۳
G12 [Gpa]	۴	۰/۲۵
G23 [Gpa]	۱/۱۶۶	۰/۲۵
G13 [Gpa]	۱/۱۶۶	۰/۲۵
چگالی [kg/m3]	۱۶۵۰	۴۸
ضخامت [mm]	۰/۳۵	۵

پوسته‌های پهبال با متریال غیر فلزی جدول ۳ با لایه‌چینی  $[0/90, \pm \text{Core}]_S$  جایگزین شده‌اند و تحلیل کمانشی انجام شده است. ده شکل مود اول کمانشی پرند در جدول ۴ نشان داده شده است.

جدول ۴. مودهای کمانشی سازه

شماره مود	۱	۲	۳	۴	۵
مقدار	-۱/۳۵	۱/۴۴	۱/۵۸	۱/۶۱	۱/۷۸
شماره مود	۶	۷	۸	۹	۱۰
مقدار	۱/۸۰	-۱/۸۶	-۱/۹۵	-۲/۲۷	۲/۳۱

همه فاکتورها بالای یک و بیان‌کننده پایداری پوسته‌ها در برابر بارهای برشی هستند. بارگذاری انجام شده برای سازه به‌صورت پرواز نرمال تعریف شده است. اما در مانورهای محدودی که برای این

نوع هواپیماها قابل انجام است، ممکن است جهت بارگذاری معکوس شود. مقادیر منفی برای فاکتورهای ضریب کمانش، بیان کننده آن است که اگر بارگذاری سازه معکوس شود، با توجه به ضرایب داده شده در این جدول، باز هم پوسته‌ها در برابر کمانش پایدار خواهند ماند.

## ۹. نتیجه‌گیری

ابزارهای مدرن تحلیلی امکان "بهینه‌سازی" هم‌زمان معماری سازه و اندازه هندسی مقاطع اجزای سازه‌ای برای قیودی مانند حداکثر استحکام و جلوگیری از کمانش را فراهم می‌کنند. در مورد هواپیماهای غیرمتعارف به‌ویژه پهپادهای بال لامبدا، استفاده از برخی ابزارها برای ایجاد خودکار مدل پارامتری نیز می‌تواند مفید باشد اما باز هم در صورتی که طراح شناخت مناسبی از نحوه چیدمانی سازه با توجه به الزامات و محدودیت‌های ساختاری و عملکردی این نوع هواپیماها نداشته باشد، در ارائه معماری بهینه سازه محدود و ناکارآمد خواهند بود. در این تحقیق الزامات و نیازمندی‌های کلی معماری سازه هواپیماهای بال پرنده تشریح شده و قیود و محدودیت‌های سیستمی و عملکردی پرنده که بر معماری سازه تأثیرگذار هستند، ارائه شده است. سپس در روشی جدید با استفاده از تحلیل مودال، رفتار هندسه غیرمتعارف پهپال‌ها؛ بررسی و نحوه معماری اولیه سازه بر اساس شکل مود فرکانسی و طیف جابه‌جایی آن ارائه شده است. این معماری سازه در حالی معرفی می‌شود که الزامات سیستمی و نیازهای پنهان‌کاری آن نیز در مرحله طراحی مفهومی در نظر گرفته می‌شوند. معماری ارائه‌شده به‌صورت مدل پارامتریک در نرم‌افزار CATIA در یک فرایند بهینه‌سازی قرار گرفته و

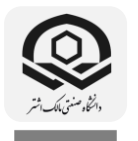
با هدف کمینه کردن وزن، موقعیت و ابعاد اجزای اصلی سازه با رعایت قیود استحکام و جابه‌جایی تعیین شد. این روش ترکیبی از استفاده از تحلیل مودال، تعیین موقعیت و چیدمانی بهینه اعضای اصلی سازه و بهینه‌سازی مقاطع هندسی اجزای سازه‌ای و به دنبال آن کمینه کردن وزن سازه است. روش ارائه‌شده با بهینه‌سازی معماری سازه یک نمونه هواپیمای بال پرنده به‌عنوان مطالعه موردی تشریح شده است. در انتها برای اعتبار سنجی نتایج فرایند بهینه‌سازی، سازه پهپال با نرم‌افزار MSC/Patran مورد تحلیل استاتیکی و دینامیکی قرار گرفت. نتایج تحلیل‌های استحکامی و کمانشی علاوه بر تأیید نتایج تنش و جابه‌جایی پروسه بهینه‌سازی، نشان داد که متغیرهای طراحی در پایان فرایند بهینه‌سازی در یک محدوده بهینه قرار گرفته‌اند و وزن مناسبی برای سازه پرنده نسبت به نمونه‌های اندک طراحی شده موجود به دست آمده است. با توجه به هندسه پهپال، نحوه چیدمانی سیستم‌های داخلی، تعداد و موقعیت موتورها و سایر الزامات سیستمی، از این روش می‌توان برای استخراج یک معماری سازه بهینه برای هر هواپیمای جدید با ساختار نامتعارف استفاده کرد.

## ۱۰. مآخذ

- [1] M.D. Sensmeier and J.A. Samareh, A study of vehicle structural layouts in post-WWII aircraft, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS /ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 2004.
- [2] Hu Tianyuan and Yu Xiongqin, Aerodynamic/ Stealthy/ Structural Multidisciplinary Design Optimization of Unmanned Combat Air vehicle, Chinese Journal of Aeronautics, 16 September 2008.
- [3] Wolf R. Krüger, D. Hoffmann, Design Considerations for a UCAV Wing for Subsonic and Transonic Aeroelastic and Flight Mechanic Wind Tunnel Tests,



- [16] Martin Neubauer, Structural Design Aspects and Criteria for Military UAV, Accessed on 8 July 2020; <http://www.rto.nato.int/abstracts.asp>.
- [17] Maj. MERCURIO Andrea, nEURON UCAV: Development and Operational Assessment Campaign, STO-MP-SCI-269, 2015.
- [18] J. A.Samareh, Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization, AIAA Journal, Vol. 39, No. 5, pp. 877-883, 2001.
- [19] Yu Wang, Lei Liu, Yu Xing, Zhenbo Yang, Investigation of wing structure layout of aerospace plane based on the finite element method, Advances in Mechanical Engineering, Vol. 9(7) 1-9, 2017.
- [20] CATIA V5R19: User's manual, CAD design, 2006.
- [21] V. Saran, V. Jayakumar, G. Bharathiraja, Analysis of natural frequency for an aircraft wing structure under pre-stress, International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET), Volume 8, Issue 8, pp. 1118-1123, August 2017.
- [22] Yu Li, Jingwu He, Yuexi Xiong, Layout Design Optimization of Spars under Multiple Load Cases of the High-Aspect-Ratio Wing, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering Vol. 11, No:10, 2017.
- [23] Gürkan İRSEL, stress analysis and design optimization with catia, Applied Computer Science, vol. 12, no. 1, pp. 27-39, 2015.
- [24] Metallic materials and elements for aerospace vehicle structure, MIL-HDBK-5J, 31 January 2003, Accessed on 8 July 2020; <http://www.everyspec.com>.
- [25] Chapman, R.E. Unmanned combat aerial vehicles: Dawn of a new age?, Air and Space Power J, 16, (2), pp 60-73, 2002.
- [26] S. J. Woolvin, A conceptual Design Study of the 1303 configuration, 24th Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2006-2991, 2006.
- [27] Carsten M., Russell M.Cummingsb, Andreas Schüttea, Jan Vormwega, Ryan G.Mayec, Tiger L.Jeansc, Multidisciplinary design and performance assessment of effective, agile NATO air vehicles, Aerospace Science and Technology, DOI 10.1016/j.ast.2020.105764, 2020.
- [28] C. M. Liersch, Gavin Bishop, Conceptual Design of a 53deg Swept Flying Wing UCAV Configuration, AIAA AVIATION Forum, Atlanta, Georgia, June 25-29, 2018.
- Meeting proceedings RTOMP-AVT-145, France, 2007 .
- [4] Hu Tianyuan, Aerodynamic / Stealthy / Structural Multidisciplinary Design Optimization of Unmanned Combat Air Vehicle, Chinese Journal of Aeronautics pp. 380-386, 2009.
- [5] Yalin Pan, Application of Multidisciplinary Design Optimization on Advanced Configuration Aircraft, J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.9, No 1, pp.63-70, Jan-Mar, 2017.
- [6] P. N. Vinay, Investigation On Structural Aspects Of Unmanned Combat Air Vehicle For Aeroelastic Analysis, IJAET, Vol.II, Issue IV, October-December,2011/278-283.
- [7] Evren Sakarya, A Study on Evaluation of Aeroelastic Characteristics of a UCAV Configuration, AIAA 10.2514/6.2018-3328, 2018.
- [8] Johannes M. Schweiger, Atlee M. Cunningham Jr, Structural Design Efforts for the MULDICON Configuration, AIAA AVIATION Forum, June 25-29, 2018.
- [9] J. Eves, et al, Topology Optimization of Aircraft with Non-Conventional Configurations, 8th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, June 1 - 5, Lisbon, Portugal, 2009.
- [10] M. Johansson, Propulsion integration in an UAV, AIAA 2006-2834, 24th Applied Aerodynamics Conference, Reston, Virginia, US,5-8 June 2006.
- [11] Shi, L. and R.W. Guo, Serpentine inlet design and analysis, AIAA 2012-0839, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Reston, Virginia, US, 9-12 January 2012.
- [12] J. Whittenbury, Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B, AIAA 2011-7041, AIAA Centennial of Naval Aviation Forum '100 Years of Achievement and Progress', Reston, Virginia, US, 21-22 September 2011.
- [13] Joe Coppin, Aerodynamics, Stability and Shape Optimization of Unmanned Combat Air Vehicles, PHD Thesis, University of Sheffield, Department of Mechanical Engineering, 2014.
- [14] E. Sepulveda, H. Smith, Technology challenges of stealth unmanned combat aerial vehicles, The Aeronautical Journal September, Volume 121, No 1243, 2017.
- [15] Leland M. Nicolai, Grant E.Carichner, Fundamentals of aircraft and airship design, Volume-I Aircraft Design, American institute of aeronautics and astronautics Inc., Restone, Virginia, 2010.





- [29] Arne Voss, Thomas Klimmek, Design and Sizing on a Parametric Structural Model for a UCAV Configuration for Loads and Aeroelastic Analysis, CEAS Aeronautical Journal, DOI 10.1007/s13272-016-0223-2, 2016.
- [30] A. Levy, et al, Final Report, Project 7-8: Team Cerberus – UCAV, Haifa, Israel, 2009.
- [31] E.A. Valencia, Weight assessment for a blended wing Body-Unmanned aerial vehicle implementing boundary layer ingestion, CMSME 2018.
- [32] MSC/PATRAN Version 2012: User's manual.
- [33] HESA Material Test Results.

## ۱۱. پی‌نوشت

- 
- <sup>1</sup> Blended Wing Body (BWB)  
<sup>2</sup> Lift to Drag (L/D)  
<sup>3</sup> Low Observability  
<sup>4</sup> P. N. Vinay  
<sup>5</sup> Evren Sakarya  
<sup>6</sup> Johannes M. Schweiger  
<sup>7</sup> J. Eves  
<sup>8</sup> Main Landing Gear (MLG)  
<sup>9</sup> Radar Absorbition Material (RAM)  
<sup>10</sup> Radar Absorbition Structure (RAS)  
<sup>11</sup> Modular  
<sup>12</sup> Longeron  
<sup>13</sup> Monocoque  
<sup>14</sup> Modal Analysis  
<sup>15</sup> Foam  
<sup>16</sup> Cap

