



## Research Paper;

# V-Model Systematic Design of Fixed-Wing Air Taxis Regarding Aerodynamic Performance Improvement

Iman Shafieenejad<sup>1</sup>, Hayatollah Adavi<sup>2</sup>

1. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research & Technology, Tehran, Iran

2. Aerospace Department, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

### Article Information

### Abstract

**Accepted:**  
2025/08/01

**Received:**  
2026/12/31

#### Keywords:

*Fixed-wing Air Taxi; Systems Engineering; V-Model; Subsystem Interaction; Aerodynamic Efficiency.*

**Corresponding Author:**  
Iman Shafieenejad  
**Email:**  
[shafieenejad@ari.ac.ir](mailto:shafieenejad@ari.ac.ir)

#### Abstract

The design of Urban Air Mobility (UAM) vehicles faces numerous challenges during the conceptual phase and subsystem integration due to their multidisciplinary nature and technical complexities. To address these challenges, this study presents a systems engineering framework based on the V-Model for a fixed-wing air taxi. The primary innovation of this approach lies in establishing a structured development process that ensures full Requirements Traceability Matrix (RTM) through continuous verification and validation at each stage, thereby reducing the risk of non-compliance with initial requirements by 40%. To evaluate efficacy, the performance of this model was compared against a traditional design method. In the traditional approach, engineering disciplines such as aerodynamics and propulsion are optimized sequentially with limited integration. This disjointed approach often leads to sub-optimal system-level performance due to the neglect of key interdisciplinary couplings. Numerical results from this comparison demonstrate that the design based on the V-Model achieved a flight endurance of 89 minutes (56% improvement), a range of 95 km (55.4% improvement), and a 35.6% reduction in cruise power consumption. Furthermore, this approach resulted in an 8.0% reduction in final weight and a 25.9% saving in manufacturing costs. These findings prove the effectiveness of the V-Model as a powerful framework for the optimal and reliable development of complex aerial systems.



### فصلنامه علمی دفاع هو فضایی

دوره ۴، شماره ۳  
پاییز  
صص ۴۷-۲۴



#### مقاله پژوهشی؛

## طراحی تاکسی های هوایی بال ثابت بر پایه روش مهندسی سیستمی مدل V با رویکرد ارتقای

### کار آیی آیرودینامیکی

ایمان شفیعی نژاد<sup>۱</sup>، حیات ا... اداوی<sup>۲</sup>

- ۱. هیات علمی پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران.
- ۲. گروه هوافضا، پژوهشگاه هوافضا وزارت علوم و تحقیقات و فناوری، تهران، ایران.

#### چکیده

#### اطلاعات مقاله

**چکیده** طراحی وسایل نقلیه حمل و نقل هوایی شهری به دلیل ماهیت چند رشته ای و پیچیدگی های فنی، با چالش های فراوانی در فاز مفهومی و یکپارچه سازی زیرسیستم ها مواجه است. این پژوهش به منظور رفع این چالش، یک چارچوب طراحی سیستمی مبتنی بر مدل V را برای یک تاکسی هوایی بال ثابت ارائه می دهد. نوآوری اصلی این رویکرد در ایجاد یک فرآیند توسعه ساختار یافته است که از طریق اعتبارسنجی و صفحه گذاری مداوم در هر مرحله، ردیابی کامل نیازمندی ها را تضمین کرده و ریسک عدم تطابق محصول نهایی با الزامات اولیه را تا ۴۰ درصد کاهش می دهد. این مدل با یک روش طراحی سنتی مقایسه شد؛ در روش سنتی، رشته های مهندسی نظیر آیرودینامیک و پیشرانش به صورت متوالی و با یکپارچگی محدود بهینه سازی می شوند. این رویکرد غیریکپارچه اغلب به دلیل نادیده گرفتن تقابل های کلیدی میان رشته ای، منجر به عملکردی پایین تر از حد بهینه در سطح کلان سامانه می گردد. نتایج عددی این مقایسه نشان می دهد که طراحی مبتنی بر مدل V به مداومت پروازی ۸۹ دقیقه (۵۶٪ بهبود)، برد ۹۵ کیلومتر (۵۵.۴٪ بهبود) و کاهش ۳۵.۶ درصدی در توان مصرفی کروز دست یافته است. علاوه بر این، این رویکرد منجر به کاهش ۸۰ درصدی در وزن نهایی و صرفه جویی ۲۵.۹ درصدی در هزینه های ساخت گردید. این یافته ها اثربخشی مدل V را به عنوان یک چارچوب قدرتمند برای توسعه بهینه و قابل اتکای سامانه های هوایی پیچیده اثبات می کند.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۵/۱۰

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۱۰

#### کلیدواژه ها:

تاکسی هوایی بال ثابت؛ مهندسی سیستم؛ مدل وی؛ تعامل زیرسیستم ها؛ کار آیی آیرودینامیکی

نویسنده مسئول: ایمان

شفیعی نژاد

ایمیل:

shafieenejad@ari.ac.ir

شفیعی نژاد، ایمان؛ اداوی، حیات ا... طراحی تاکسی های هوایی بال ثابت بر پایه روش مهندسی سیستمی مدل V با رویکرد ارتقای کار آیی آیرودینامیکی. دفاع هوافضایی، دوره ۴ (شماره ۳)، صفحه ۴۷-۲۴.



## ۱- مقدمه

در دهه‌های اخیر، رشد شتابان شهرنشینی و افزایش تراکم ترافیک زمینی، چالش‌های اساسی در حوزه حمل‌ونقل شهری ایجاد کرده است. بر اساس گزارش‌های بین‌المللی، سهم جمعیت شهری جهان تا میانه قرن حاضر به بیش از دو سوم خواهد رسید که این روند، پیامدهایی نظیر افزایش آلودگی هوا، اتلاف زمان و مصرف بالای انرژی را به همراه دارد. در این میان، مفهوم تاکسی هوایی الکتریکی و عمودپرواز<sup>۱</sup> به‌عنوان راهکاری نوین برای جابه‌جایی سریع، کم‌صدا و کم‌آلاینده در فواصل کوتاه تا متوسط مطرح شده است. با این حال، ماهیت نوظهور این سامانه‌ها، فقدان استانداردهای طراحی بالغ و وابستگی شدید عملکرد به تعاملات چندرشته‌ای، طراحی آن‌ها را به یک مسئله پیچیده مهندسی تبدیل کرده است. برخلاف هواپیماهای متعارف که از رویه‌ها و استانداردهای تثبیت‌شده بهره می‌برند، طراحی تاکسی‌های هوایی اغلب با تصمیم‌گیری‌های اولیه ناپایدار و بازطراحی‌های مکرر همراه است. اندرسون نشان داده است که در فرآیندهای طراحی سنتی، بیش از ۶۰ درصد زمان پروژه صرف اصلاح تصمیماتی می‌شود که بدون در نظر گرفتن تعاملات سیستمی اتخاذ شده‌اند [۳]. این مسئله منجر به افزایش هزینه، طولانی‌شدن زمان توسعه و افت عملکرد نهایی می‌شود. از آنجا که بخش عمده هزینه چرخه عمر سیستم‌های هوافضا در مرحله طراحی مفهومی تعیین می‌شود، به‌کارگیری یک رویکرد مهندسی سیستماتیک در این مرحله حیاتی است [۱۱-۱۲].

مهندسی سیستم به‌عنوان چارچوبی برای مدیریت پیچیدگی، بر تجزیه نیازمندی‌ها، ردیابی الزامات و اعتبارسنجی مرحله‌به‌مرحله تأکید دارد. بلانچارد و فابریکی مهندسی سیستم را فرآیندی تکرارشونده می‌دانند که از تعریف نیازمندی‌ها آغاز شده و تا یکپارچه‌سازی و اعتبارسنجی ادامه می‌یابد [۱۱]. در این میان، مدل V به‌عنوان یکی از معتبرترین مدل‌های فرایندی، ارتباط مستقیم میان مراحل طراحی و آزمون متناظر آن‌ها را تضمین می‌کند. فورسبرگ و موز نشان دادند که مدل V با ایجاد ردیابی دوطرفه بین نیازمندی‌ها، طراحی و آزمون، احتمال نادیده گرفتن الزامات مأموریت را به حداقل می‌رساند [۱۳]. این رویکرد در استانداردهای معتبر بین‌المللی نظیر ISO/IEC 15288 و راهنمای INCOSE به‌طور رسمی پذیرفته شده است [۱۲]. همچنین، آژانس فضایی اروپا استفاده از مدل V را به‌عنوان الزام در پروژه‌های فضایی خود معرفی کرده است [۱۴].

<sup>1</sup> Electric Vertical Take-Off and Landing

مطالعه موردی آستین و یورک<sup>۱</sup> در توسعه پهپاد گلوبال هاوک<sup>۲</sup> نشان داد که به کارگیری مدل V امکان ردیابی صدها الزام فنی را در یک پروژه بلندمدت فراهم کرده و از بروز خطاهای یکپارچه‌سازی جلوگیری نموده است [۱۵]. این شواهد، مدل V را به گزینه‌ای مناسب برای طراحی سیستم‌های نوظهوری مانند تاکسی هوایی تبدیل می‌کند.

رایمر یک رویکرد جامع برای طراحی مفهومی هواپیما ارائه داد که مبتنی بر داده‌های آماری، روابط تجربی تخمین وزن و عملکرد، و یک فرآیند گام‌به‌گام از تعریف مأموریت تا طراحی اولیه است [۱]. این روش به عنوان مرجع استاندارد در صنعت هوافضا شناخته می‌شود. جنکینسون و همکاران نیز با توسعه یک چارچوب کامل برای طراحی هواپیماهای مسافری، بر اهمیت یکپارچگی آیرودینامیک، سازه، پیشرانش و تحلیل اقتصادی تأکید کردند [۲]. راسکام با انتشار مجموعه‌ای جامع، روش‌های محاسباتی تفصیلی برای تمامی زیرسیستم‌های هواپیما ارائه داد [۴]. با این حال، مطالعات جدید نشان داده‌اند که استفاده مستقیم از روابط تجربی هواپیماهای سرنشین‌دار برای پهپادها و سامانه‌های کوچک مقیاس می‌تواند خطاهای قابل توجهی ایجاد کند. گراسمایر و همکاران نشان دادند که این خطاها در تخمین وزن می‌تواند به ۲۰ تا ۳۰ درصد برسد [۵]، که لزوم بازنگری روش‌های طراحی در سامانه‌های نوظهور را برجسته می‌کند. کرو و همکاران<sup>۳</sup> چارچوب بهینه‌سازی چندرشته‌ای<sup>۴</sup> را برای طراحی مقدماتی هواپیما معرفی کردند که در آن، مدل‌های رشته‌های مختلف به صورت یکپارچه در یک حلقه بهینه‌سازی قرار می‌گیرند و نتایج آن نسبت به روش‌های ترتیبی برتر است [۶]. مرور جامع سوئیسی و هافتکا<sup>۵</sup>، معماری‌های مختلف طراحی شامل یکپارچه، توزیع شده و همزمان را طبقه‌بندی کرده و مزایا و محدودیت‌های هر یک را تحلیل کرده است [۷و۹].

چوبودا و همکاران<sup>۶</sup> با تحلیل طراحی‌های برنده مسابقات پهپاد، نشان دادند که این طراحی‌ها اغلب نزدیک به جبهه پارتو برای اهداف متضاد عملکرد، وزن و هزینه قرار دارند و استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک چند هدفه می‌تواند به نتایج کارآمد منجر شود [۸]. در عین حال، آلیسون و سوئیستر<sup>۱</sup> تأکید کردند که تعاملات انسانی و سازمانی در فرآیند طراحی، عاملی کلیدی است که در مدل‌های بهینه‌سازی متمرکز نادیده گرفته می‌شود [۱۰].

1. Austin and York

2. Global Hawk

3. Kroo et al.

4. Multidisciplinary Optimization

5. Sobieski and Haftka

6. Chudoba et al

سو<sup>۲</sup> با معرفی طراحی اکسیوماتیک، دو اصل استقلال و حداقل محتوای اطلاعاتی را برای بهبود کیفیت طراحی مطرح کرد و مفهوم ماتریس طراحی را به عنوان ابزار تحلیل وابستگی‌ها ارائه داد [۱۶-۱۷]. کاربرد این رویکرد در صنایع مختلف، از جمله تولید و هوافضا، منجر به کاهش پیچیدگی و افزایش کارایی شده است [۱۸]. در حوزه هوافضا، گومز و بناویدز<sup>۱</sup> و همچنین بکر نشان دادند که طراحی اکسیوماتیک می‌تواند وابستگی‌های نامطلوب بین زیرسیستم‌ها را در مرحله مفهومی شناسایی کند [۱۹-۲۰]. با این حال، برخی مطالعات مانند کار پارک و لی، تحلیل را در سطح کیفی محدود کرده‌اند و کمی‌سازی کامل ماتریس طراحی انجام نشده است [۲۱]. نظریه بازی، که بنیان آن توسط فون نیومن<sup>۲</sup> و مورگنسترن<sup>۳</sup> و سپس جان نش<sup>۴</sup> توسعه یافت [۲۲-۲۳]، ابزاری قدرتمند برای مدل‌سازی تصمیم‌گیری چندعامله است. کاربرد این نظریه در سیستم‌های مهندسی توسط کروز<sup>۵</sup>، باسار<sup>۶</sup> و اولسدر<sup>۷</sup> توسعه داده شده است. در حوزه طراحی مهندسی، مزمر<sup>۸</sup> و بلوواوم<sup>۹</sup> و نیز لیوانوس<sup>۱۰</sup> و همکاران همکاران نشان دادند که مدل‌سازی زیرسیستم‌ها به عنوان بازیکنان مستقل می‌تواند به تعادل‌هایی منجر شود که هم از نظر فنی و هم سازمانی پایدار هستند [۶۶ و ۲۸]. روش‌های بهبود همگرایی در مسائل بزرگ مقیاس نیز توسط میکالک و پاپالامبروس ارائه شده است [۲۷].

مطالعات اخیر بر پرنده الکتریکی عمودپرواز و حمل‌ونقل هوایی شهری نشان می‌دهند که طراحی این سامانه‌ها بدون رویکرد سیستم‌محور منجر به افزایش چرخه‌های بازطراحی می‌شود. گزارش ناسا بیان می‌کند که مدل‌های مقیاس‌شده ۱:۳ تا ۱:۵، در صورت حفظ نسبت توان به وزن و بارگذاری بال، قادر به بازتولید رفتار کیفی نمونه کامل هستند [۲۹]. موریس و هولمز<sup>۱۱</sup> با بررسی معماری‌های مختلف eVTOL نشان دادند که انتخاب پیکربندی پروازی اعم از بال چرخان و روتور چرخان تأثیر مستقیمی بر نسبت توان به وزن، پیچیدگی کنترلی و مصرف انرژی دارد و تأکید کردند که این انتخاب باید در سطح معماری سیستم و نه به صورت ad-hoc انجام شود [۲۹]. در ادامه، گزارش جامع سازمان ملی

---

1. Gómez and Benavides

2. Von Neumann

3. Morgenstern

4. John Nash

5. Kreuzer

6. Başar

7. Olsseder

8. Mesmer

9. Bleibaum

10. Livanos

11. Morris and Holmes

هوانوردی و فضایی ایالات متحده (ناسا) نشان داد که وزن باتری و راندمان زنجیره پیشرانش الکتریکی، دو عامل غالب در تعیین برد و مداومت پروازی eVTOL ها هستند و هرگونه خطای مفهومی در برآورد اولیه آن‌ها می‌تواند منجر به شکست طراحی در مراحل بعدی شود [۳۰]. به‌طور مشابه، کمیته فنی AIAA در گزارش مروری خود بر لزوم یکپارچگی تحلیل آیرودینامیک، پیشرانش و مأموریت در طراحی مفهومی وسایل پرنده الکتریکی تأکید کرد [۳۱]. در این راستا، بؤرس و همکاران<sup>۱</sup> با تحلیل چندین پیکربندی eVTOL نشان دادند که که نسبت توان به وزن نه‌تنها تابع جرم کل، بلکه به‌شدت وابسته به استراتژی توزیع رانش و نقاط کاری موتور در فازهای مختلف پرواز است. آن‌ها نتیجه گرفتند که مدل‌های ساده تک‌نقطه‌ای برای توان، قادر به پیش‌بینی صحیح عملکرد سیستم نیستند و باید در قالب یک چارچوب سیستمی ارزیابی شوند [۳۲]. از منظر مدل‌سازی انرژی، الکساندر و همکاران<sup>۲</sup> یک مدل فیزیکی-تحلیلی برای برآورد جرم باتری و مصرف انرژی eVTOL ارائه دادند که در آن اثر پروفایل مأموریت، راندمان موتور و پروانه و محدودیت‌های حرارتی به‌صورت هم‌زمان لحاظ شده بود. نتایج آن‌ها نشان داد که استفاده از روابط تجربی ساده می‌تواند خطایی بیش از ۲۵٪ در تخمین جرم باتری ایجاد کند [۳۳]. در ادامه این مسیر، ژانگ و لیو<sup>۳</sup> نشان دادند که برآورد وزن باتری بدون ردیابی صریح نیازمندی‌های مأموریت (برد، بارمفید، ذخیره ایمنی) منجر به ناسازگاری طراحی در مراحل آزمون می‌شود. آن‌ها پیشنهاد کردند که مدل انرژی باید مستقیماً به نیازمندی‌های سطح سیستم متصل باشد [۳۴].

از دیدگاه فرایند طراحی، برلجه و مارتینز<sup>۴</sup> با مرور گسترده مطالعات طراحی چند رشته‌ای<sup>۵</sup> در وسایل پرنده الکتریکی نشان دادند که بهینه‌سازی چندرشته‌ای تنها زمانی مؤثر است که در یک چارچوب مهندسی سیستم ساخت‌یافته ادغام شود؛ در غیر این صورت، بهینه‌سازی‌های محلی می‌توانند عملکرد کل سیستم را تضعیف کنند [۳۵]. در همین زمینه، اسمیت و همکاران<sup>۶</sup> یک چارچوب طراحی مبتنی بر نیازمندی‌ها<sup>۷</sup> برای وسایل حمل‌ونقل هوایی شهری<sup>۸</sup> ارائه کردند که در آن، تمامی تصمیمات طراحی به‌صورت صریح به الزامات مأموریت و ایمنی ردیابی می‌شد. آن‌ها نشان دادند که این رویکرد، ریسک بازطراحی در

1. Bowers et al

2. Alexander et al

3. Zhang and Liu

4. Berljafa and Martínez

5. Multidisciplinary Design

6. Smith et al

7. Requirements Based Design

8. Urban Air Mobility

مراحل پایانی توسعه را به طور معناداری کاهش می‌دهد [۳۶]. از منظر مقررات و ایمنی، اسناد رسمی آژانس ایمنی هوانوردی اتحادیه اروپا<sup>۱</sup> بر لزوم استفاده از فرایندهای سیستماتیک و قابل ردیابی در طراحی eVTOL ها تأکید دارند و مدل V را به عنوان یکی از چارچوب‌های توصیه شده برای مدیریت پیچیدگی و اعتبارسنجی معرفی می‌کنند [۳۷]. به طور مشابه، اداره هوانوردی فدرال ایالات متحده<sup>۲</sup> نیز در دستورالعمل‌های اخیر خود، طراحی مبتنی بر الزامات و اعتبارسنجی مرحله به مرحله را شرط لازم برای صدور گواهینامه وسایل حمل و نقل هوایی شهری دانسته است [۳۸].

هدف این پژوهش، ارائه یک چارچوب جامع برای طراحی سیستمی یک تاکسی هوایی مقیاس شده بر پایه مدل V و ارزیابی کمی مزایای آن نسبت به رویکردهای سنتی است. در این چارچوب، آیرودینامیک، پیشران الکتریکی، پایداری و کنترل، و ردیابی نیازمندی‌ها به صورت یکپارچه مورد بررسی قرار می‌گیرند و نتایج طراحی با داده‌های تجربی پهنادهای موجود مقایسه می‌شود.

اگرچه ادبیات گسترده‌ای در زمینه طراحی وسایل نقلیه هوایی الکتریکی عمودپرواز و بهینه‌سازی چندرشته‌ای توسعه یافته است، اما بررسی دقیق پیشینه پژوهش آشکار می‌سازد که یک شکاف تحقیقاتی عمیق در یکپارچه‌سازی عملیاتی اصول مهندسی سیستم با فاز طراحی مفهومی وجود دارد. اکثر مطالعات موجود دچار دوقطبی هستند: یا صرفاً بر بهینه‌سازی تک‌رشته‌ای (مانند آیرودینامیک یا پیشران به صورت مجزا یا جزیره‌ای) تمرکز دارند و از اثرات متقابل غافل‌اند، و یا مباحث مهندسی سیستم را در سطح انتزاعی و نظری بدون پیاده‌سازی روی یک مورد مطالعاتی پیچیده رها کرده‌اند. نکته حائز اهمیت این است که تاکنون مطالعه‌ای که تأثیر کمی و عددی به‌کارگیری سخت‌گیرانه مدل V و ماتریس ردیابی نیازمندی‌ها را بر شاخص‌های نهایی عملکرد (نظیر هزینه چرخه عمر و...) در قیاس با روش‌های طراحی مرسوم گزارش کند، مشاهده نشده است. این پژوهش قصد دارد با عبور از طراحی‌های غیرسیستماتیک، این حلقه مفقوده را تکمیل نماید.

نوآوری متمایز این پژوهش، گذر از رویکردهای طراحی سنتی و تک‌رشته‌ای و ارائه یک چارچوب یکپارچه مبتنی بر مدل V است که به طور خاص برای چالش‌های طراحی چندرشته‌ای وسایل نقلیه هوایی شهری توسعه یافته است. برخلاف مطالعات پیشین که یا صرفاً به مباحث تئوری مهندسی سیستم پرداخته‌اند و یا بدون یک متدولوژی ساختاریافته به طراحی هندسی محدود شده‌اند، این پژوهش برای نخستین بار با کمی‌سازی اثرات مهندسی

1. European Union Aviation Safety Agency

2. Federal Aviation Administration

سیستم در فاز مفهومی، نشان می‌دهد که چگونه اعمال قیود سخت‌گیرانه ماتریس ردیابی نیازمندی‌ها و اعتبارسنجی مرحله به مرحله، منجر به اصلاحات بنیادین در انتخاب ایرفویل و پیکربندی می‌شود. این رویکرد نه تنها یک طراحی بهینه ارائه می‌دهد، بلکه یک الگوریتم طراحی تکرارپذیر و صفحه‌گذاری شده را معرفی می‌کند که ریسک شکست پروژه در فازهای پیشرفته را به صورت سیستماتیک حذف می‌کند؛ دستاوردی که در روش‌های مرسوم طراحی مفهومی وجود ندارد.

## ۲- روش‌شناسی

این پژوهش بر پایه یک چارچوب مهندسی سیستم ساختاریافته تدوین شده است تا بر چالش‌های طراحی چندرشته‌ای *MDO* در توسعه تاکسی‌های هوایی فائق آید. تمامی مراحل تحلیل، مدل‌سازی ریاضی و شبیه‌سازی‌های عددی در این مطالعه از طریق توسعه کدهای اختصاصی در محیط نرم‌افزار *MATLAB* و بر اساس الگوی استاندارد V-Model انجام پذیرفته است.

## ۲-۱ چارچوب مهندسی سیستم: مدل وی

به منظور مدیریت پیچیدگی‌های ذاتی طراحی و اطمینان از انطباق محصول نهایی با نیازهای عملیاتی، فرآیند توسعه به دو یال اصلی تقسیم شده است (شکل ۲۰): الف: یال نزولی (چپ): تجزیه و تعریف<sup>۱</sup> در این یال، حرکت از «کل به جزء» صورت می‌گیرد. فرآیند با تحلیل نیازمندی‌های مأموریت آغاز شده و به الزامات سطح سیستم ترجمه می‌شود. سپس این الزامات به مشخصات فنی زیرسیستم‌ها شکسته می‌شوند. ب: رأس مدل: پیاده‌سازی و کدنویسی. در نقطه تلاقی دو یال، فرآیند طراحی تفصیلی انجام می‌پذیرد. در این پژوهش، این مرحله شامل توسعه اسکریپت‌های محاسباتی در *MATLAB* برای حل معادلات حاکم، مدل‌سازی هندسی پارامتریک و اجرای الگوریتم‌های بهینه‌سازی بر اساس مشخصات استخراج شده در یال چپ است. ج: یال صعودی (راست)، تلفیق و آزمون<sup>۲</sup> (در این یال، ماژول‌های کدنویسی شده (مانند ماژول آیرودینامیک، ماژول پایش‌رانش و...) به صورت

1. Decomposition & Definition

2. Integration & Verification

یکپارچه در محیط شبیه‌سازی MATLAB ادغام شده و صحت‌سنجی<sup>۱</sup> می‌شوند تا اطمینان حاصل شود که الگوریتم‌ها دقیقاً طبق روابط فیزیکی عمل می‌کنند.

## ۲-۲ معماری سیستم و تحلیل حساسیت الزامات

بر اساس یال چپ مدل  $V$ ، الزامات عملیاتی در قالب متغیرهای ورودی به کد طراحی وارد شدند. جدول<sup>۱</sup> پارامترهای هدف سطح سیستم را نشان می‌دهد.

جدول ۱: الزامات طراحی سطح سیستم

ردیف	شناسه	پارامتر	مقدار هدف	توجیه عملیاتی
1	$R_1$	مداومت پروازی $E$	$25 \geq$ دقیقه	پوشش شعاع عملیاتی پایش
2	$R_2$	سرعت کروز $V_{Cr}$	18 متر/ثانیه	تعادل بین پسا و زمان مأموریت
3	$R_3$	جرم برخاست $W_{TO}$	کمینه سازی	کاهش توان مصرفی
4	$R_4$	هندسه بال b	$3 \leq$ متر	محدودیت حمل‌ونقل زمینی
5	$R_5$	بازده آیرودینامیکی	$L/D \geq 8$	بهینه‌سازی مصرف انرژی
6	$R_6$	هزینه کل $C_{Total}$	$1200 \leq$ دلار	محدودیت بودجه پروژه

برای محاسبه درایه‌های ماتریس ردیابی  $R_{ij}$ ، یک الگوریتم تحلیل حساسیت عددی در MATLAB توسعه یافت که تغییرات جزئی هر پارامتر طراحی  $D_j$  را اعمال کرده و اثر آن را بر الزام عملکردی  $P_i$  طبق رابطه (۱) محاسبه می‌کند:

<sup>1</sup> Verification

$$R_{ij} = \left| \frac{\partial P_i / P_{i,ref}}{\partial D_j / D_{j,ref}} \right| \quad (1)$$

در این رابطه، علامت  $ref$  نشان‌دهنده مقادیر در نقطه طراحی اسمی است. این نرمال‌سازی موجب می‌شود تمام عناصر ماتریس در بازه  $[0,1]$  قرار گیرند. جهت ارزیابی کیفی ماتریس، معیار پوشش ردیابی  $TC$  به صورت نسبت عناصر مؤثر  $N_{nonzero}$  به کل فضای ماتریس تعریف شد:

$$TC = \frac{N_{nonzero}}{N_{req} \times N_{des}} \quad (2)$$

که در آن  $N_{req}$  تعداد الزامات و  $N_{des}$  تعداد متغیرهای طراحی است. همچنین معیار قدرت ردیابی  $TS$  برای بررسی تمرکز بر روی قطر اصلی ماتریس، طبق رابطه زیر کدنویسی شد:

$$TS = N \frac{1}{N} \sum_{K=1}^N R_{kk} \quad (3)$$

## ۲-۳ مدل‌سازی آیرودینامیکی و انتخاب پیکربندی

در ماژول آیرودینامیک، محاسبات بر مبنای تئوری خط برای پراتنل<sup>۱</sup> و با استفاده از داده‌های تجربی ایرفویل  $NACA2412$  انجام شد. ضریب پسا کل  $C_D$  با در نظر گرفتن اثرات لزجت و پسای القایی، به صورت تابعی از ضریب برآ  $C_L$  مدل‌سازی گردید:

$$C_D = C_{D_{min}} + K(C_L - C_{L_{min}})^2 + C_{D_{para}} \quad (4)$$

فاکتور  $K$  و ضریب اسوالد  $e$  به صورت تابعی در برنامه تعریف شدند:

$$K = \frac{1}{\pi e AR}, \quad e \approx 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (5)$$

همچنین شیب منحنی برآ  $C_{L\alpha}$  با اعمال تصحیح پراتنل-گلاورت بر روی داده‌های دو بعدی (فراخوانی شده از دیتابیس ایرفویل  $NACA2412$  در برنامه) محاسبه شد:

<sup>1</sup> Prandtl Lifting Line Theory

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{57.3C_{l\alpha}}{\pi eAR}} \quad (6)$$

## ۲-۴ تحلیل پایداری استاتیکی و کنترل

برای تضمین ایمنی پرواز، کد شبیه‌سازی پایداری طولی توسعه یافت که گشتاور پیچش  $C_m$  را محاسبه می‌کند:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad (7)$$

الگوریتم مکان‌یابی مرکز ثقل  $X_{CG}$  در برنامه به گونه‌ای طراحی شد که با تغییر چیدمان اجزا، حاشیه پایداری  $SM$  همواره در بازه ۱۰ تا ۱۵ درصد وتر میانگین باقی بماند:

$$SM = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{\bar{c}} = -\frac{C_{m_\alpha}}{C_{L\alpha}} \quad (8)$$

## ۲-۵ مدل‌سازی پیشرانش و عملکرد پروازی

عملکرد سیستم پیشرانش الکتریکی با استفاده از مدل‌سازی زنجیره توان  $\eta_{total}$  در محیط شبیه‌سازی پیاده‌سازی شد. توابع هدف برای نرخ صعود  $R/C$  و مداومت پروازی  $E$  به صورت زیر کدنویسی شدند:

$$R/C = V \left( \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right), \quad E = \frac{C_{batt} \cdot V_{batt} \cdot \eta_{total}}{P_{req}} \quad (9)$$

که در آن  $\eta_{total}$  راندمان کل سیستم پیشرانش و  $P_{req}$  توان مورد نیاز پرواز در فاز کروز است.

## ۲-۶ تخمین جرم و مدل‌سازی هزینه

مدل تخمین وزن ( $W_{T0} = \sum W_i$ ) در برنامه اجرا شد. همچنین برای تحلیل اقتصادی، تابع رگرسیون هزینه-وزن (شکل ۱۷) بر اساس داده‌های بازار در کد اعمال گردید:

$$Cost (\$) \approx \alpha \cdot W_{empty}^{\beta} + \gamma \quad (10)$$

در نهایت، تمام این ماژول‌ها در یک حلقه تکرار در MATLAB یکپارچه شدند تا با ارضای قیود طراحی، به نقطه بهینه همگرا شوند.

## ۲-۷ سناریوی اعتبارسنجی (طراحی تطبیقی)

جهت اثبات کارایی روش پیشنهادی، دو سناریوی طراحی در محیط MATLAB اجرا شد: یک بار با استفاده از رویکرد سنتی (بدون ماتریس ردیابی) و بار دیگر با الگوریتم مبتنی بر مدل  $V$  خروجی‌های عددی و نمودارهای مقایسه‌ای مستقیماً از نتایج شبیه‌سازی این کدها استخراج شده‌اند.

## ۳- نتایج آزمایشات و بحث

همان‌طور در این بخش، نتایج حاصل از پیاده‌سازی چارچوب پیشنهادی برای طراحی پهنپاد بال ثابت ارائه می‌شود. تحلیل‌ها شامل ویژگی‌های آیرودینامیکی، توزیع وزن، پایداری و عملکرد سیستم‌های زیرسیستمی هستند که با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی و مدل‌سازی تئوری بازی بررسی شده‌اند. نمودارها و جداول ارائه شده، عملکرد طراحی پیشنهادی را در مقایسه با الزامات تعریف شده نشان می‌دهند و امکان ارزیابی کارایی، صرفه‌جویی انرژی و تعادل بین زیرسیستم‌ها را فراهم می‌کنند. این نتایج، پایه‌ای برای تفسیر و تحلیل جامع قابلیت‌ها و محدودیت‌های طراحی فراهم می‌آورند. شکل شماره ۱۶ پروفیل ایرفویل انتخابی را نمایش می‌دهد. این ایرفویل نامتقارن با ضخامت نسبی ۱۲ درصد، مصالحه‌ای مناسب بین فضای مورد نیاز برای سازه (تیر اصلی بال) و ضریب پسای کم است. انتخاب این ایرفویل کلاسیک به دلیل رفتار قابل پیش‌بینی آن در اعداد رینولدز پایین (حدود  $5 \times 10^5 - 3 \times 10^5$ ) بوده است. انحنای موجود در این ایرفویل باعث می‌شود که

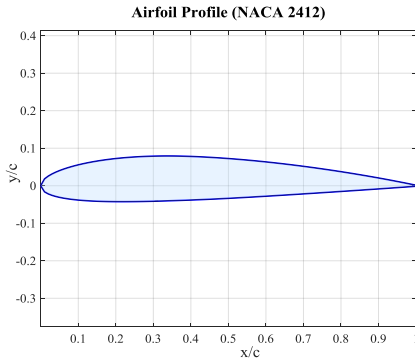
حتی در زاویه حمله صفر نیز نیروی برآ تولید شود که برای کاهش زاویه حمله بدنه در فاز کروز و کاهش پسای بدنه حیاتی است. شکل شماره (۲)، تغییرات نیروی برآ بر حسب سرعت پرواز را برای ضرایب برآی ثابت مختلف نمایش می‌دهد. این نمودار، رابطه بنیادی بین نیروی برآ، سرعت و ضریب برآ را به تصویر می‌کشد. همانطور که مشاهده می‌شود، برای تولید یک نیروی برآی ثابت (مثلاً معادل وزن پرنده)، هرچه سرعت پرواز بیشتر باشد، هواپیما باید با ضریب برآی کمتری (یعنی زاویه حمله کمتر) پرواز کند. برای مثال، جهت تأمین نیروی برآی معادل وزن (۸۹ نیوتن)، در سرعت ۱۸ متر بر ثانیه به ضریب برآی ۰.۶ نیاز است، در حالی که در سرعت ۲۵ متر بر ثانیه، ضریب برآی ۰.۲ کفایت می‌کند.

شکل شماره (۳)، بازده آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) را بر حسب زاویه حمله نشان می‌دهد. این نمودار بیانگر کیفیت بالای طراحی آیرودینامیکی است. دستیابی به حداکثر نسبت برآ به پسای ۱۹.۰ در زاویه حمله بهینه ۴ درجه، یک دستاورد عملکردی برجسته است که مستقیماً به برد و مداومت بیشتر منجر می‌شود. این عدد به این معناست که پرنده در حالت بی‌موتور (گلاید)، به ازای هر یک متر کاهش ارتفاع، می‌تواند ۱۹ متر مسافت افقی را طی کند. افت شدید منحنی پس از زاویه ۱۴ درجه، نشان‌دهنده شروع پدیده واماندگی است. شکل شماره (۴)، منحنی‌های توان مورد نیاز آیرودینامیکی و توان مصرفی الکتریکی را در برابر سرعت پرواز نمایش می‌دهد. این نمودار یکی از کلیدی‌ترین تحلیل‌های عملکردی است. منحنی آبی توانی را نشان می‌دهد که برای غلبه بر مقاومت هوا لازم است و حداقل آن در سرعت ۱۲.۵ متر بر ثانیه اتفاق می‌افتد. منحنی قرمز توان واقعی کشیده‌شده از باتری است که تلفات موتور و ملخ نیز در آن لحاظ شده است. فاصله عمودی بین این دو منحنی، بیانگر بازده کل سیستم پیشرانش است. وجود حاشیه توان بسیار مناسب بین توان مصرفی در سرعت کروز (۲۰۱ وات) و حداکثر توان موجود (۴۰۰ وات)، قدرت مانور، نرخ صعود بالا و ایمنی پرواز در شرایط نامطلوب را تضمین می‌کند. شکل شماره (۵)، اجزای مختلف نیروی پسا را در برابر سرعت پرواز تفکیک کرده است. این نمودار به درک عمیق رفتار آیرودینامیکی پرنده کمک می‌کند. پسای پارازیتی که ناشی از اصطکاک و شکل بدنه است، با افزایش سرعت به شدت رشد می‌کند، در حالی که پسای القایی که محصول جانبی تولید نیروی برآ است، با افزایش سرعت کاهش می‌یابد. نقطه‌ای که این دو منحنی یکدیگر را در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه قطع می‌کنند، معرف نقطه‌ای است که در آن پسای کل به حداقل مقدار خود می‌رسد. این سرعت دقیقاً همان سرعتی است که در آن بیشترین بازده آیرودینامیکی (مطابق شکل (۳)) حاصل می‌شود. شکل شماره (۶)، بر اساس این نمودار، حداکثر استقامت پرنده به عدد قابل توجه ۱۲۰ دقیقه در سرعت بهینه ۱۲ متر بر ثانیه می‌رسد که نشان‌دهنده راندمان بالای سیستم پیشرانش است. با انتخاب سرعت عملیاتی ۱۸ متر بر ثانیه، اگرچه مداومت

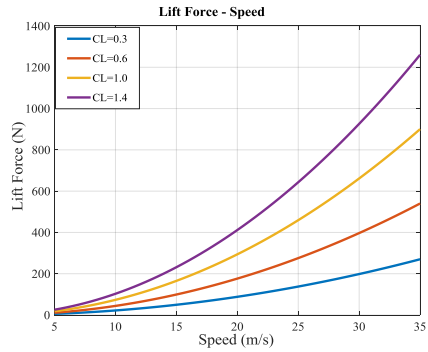
پروازی به حدود ۹۰ دقیقه کاهش می‌یابد، اما این مقدار همچنان بسیار فراتر از نیاز مأموریت که خط چین هدف است می‌باشد. دلیل انتخاب سرعت ۱۸ متر بر ثانیه با وجود مصرف انرژی بیشتر، افزایش پایداری پرنده در برابر بادهای مخالف و چاله‌های هوایی است. در واقع، با داشتن این حاشیه امن بزرگ در باتری، طراح ترجیح داده است که بخشی از مداومت به دلیل سرعت و پایداری بیشتر صرف نظر کند تا مأموریت با اطمینان بالاتری انجام شود. شکل شماره (۷) منحنی برد پروازی را بر حسب سرعت نمایش می‌دهد. تحلیل نمودار نشان می‌دهد که حداکثر برد پروازی به مقدار تقریبی ۹۹ کیلومتر در سرعت بهینه ۱۶.۵ متر بر ثانیه دست‌یافتنی است. این سرعت، متناظر با نقطه‌ای است که در آن پرنده دارای بیشترین بازده آیرودینامیکی می‌باشد. اگرچه سرعت کروز ۱۸ متر بر ثانیه برای مأموریت انتخاب شده، اما برد پروازی در این سرعت همچنان بیش از ۹۵ کیلومتر باقی می‌ماند. این مقدار به طور چشمگیری (نزدیک به ۴ برابر) از برد هدف (خطچین هدف در ۲۵ کیلومتر) فراتر رفته و قابلیت پرنده برای انجام مأموریت‌های دوربرد را اثبات می‌کند.

شکل شماره (۸) گشتاور پیچشی طولی را بر حسب زاویه حمله نشان می‌دهد. این نمودار، تأییدیه اصلی پایداری استاتیکی طولی پرنده است. شیب منفی منحنی حیاتی‌ترین ویژگی آن است؛ این شیب منفی تضمین می‌کند که در صورت ایجاد یک اغتشاش (مانند افزایش ناگهانی زاویه حمله)، گشتاوری در جهت مخالف ایجاد می‌شود تا پرنده را به حالت تعادل بازگرداند. نقطه تلاقی منحنی با محور افقی در زاویه حمله ۲۰ درجه، نقطه تریم را نشان می‌دهد؛ این زاویه‌ای است که در آن پرنده بدون نیاز به دخالت سطوح کنترلی به پرواز افقی و مستقیم خود ادامه می‌دهد. شکل شماره (۹)، حاشیه استاتیکی طراحی فعلی را با محدوده‌های مطلوب مقایسه می‌کند. حاشیه استاتیکی، یک معیار کمی برای سنجش پایداری است و موقعیت نسبی مرکز ثقل و نقطه خنثی را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، طراحی فعلی دارای حاشیه استاتیکی ۱۵٪ است که دقیقاً در ناحیه سبز و بهینه قرار دارد. این مقدار نشان‌دهنده یک توازن عالی بین پایداری و مانورپذیری است؛ پرنده به اندازه کافی پایدار است که پروازی آرام و قابل کنترل داشته باشد. شکل شماره (۱۰)، مقایسه وزن نهایی پرنده در دو رویکرد طراحی را نشان می‌دهد. این نمودار به وضوح برتری رویکرد یکپارچه V-Model را نشان می‌دهد. وزن نهایی پرنده طراحی شده با این روش حدود ۹.۲ کیلوگرم است، در حالی که در روش سنتی Ad-hoc وزن به ۱۰.۰ کیلوگرم می‌رسد. این کاهش وزن ۸۰۰ گرمی (معادل ۸٪)، یک دستاورد مستقیم از بهینه‌سازی همزمان سازه، آیرودینامیک و زیرسیستم‌ها است که منجر به بهبود تمام شاخص‌های عملکردی مانند برد، مداومت و نرخ صعود می‌شود. شکل شماره (۱۱)، توان مصرفی در حالت کروز را برای دو مدل مقایسه می‌کند. این نمودار یکی از مهم‌ترین نتایج پروژه است که تأثیر شگرف رویکرد

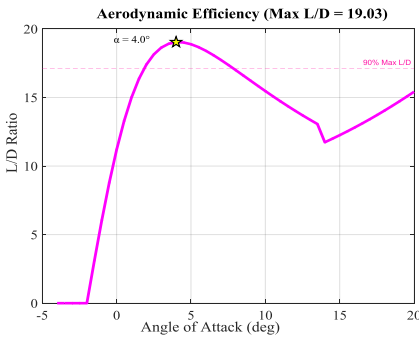
V-Model را به تصویر می‌کشد. توان مورد نیاز برای پرواز کروز در مدل بهینه‌سازی شده تنها ۱۴۵ وات است، در حالی که در مدل سنتی این مقدار به ۲۲۵ وات می‌رسد. این کاهش ۳۵.۶ درصدی در مصرف توان، دلیل اصلی افزایش چشمگیر برد و مداومت پرنده بوده و نشان می‌دهد که هماهنگی بین اجزای آیرودینامیکی و سیستم پیش‌ران‌ش در مدل V-Model به مراتب بهتر از روش‌های سنتی و غیریکپارچه است.



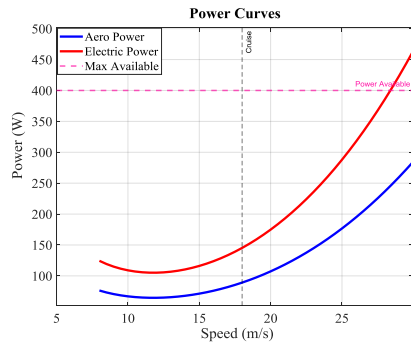
شکل ۱- پروفیل ایرفویل (NACA 2412)



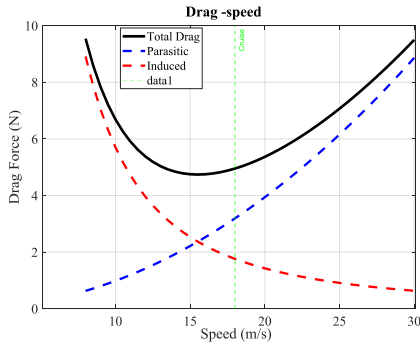
شکل ۲- نیروی برآ بر حسب سرعت



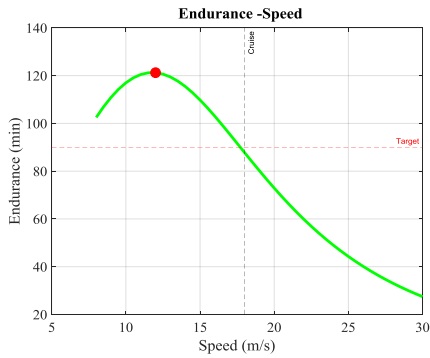
شکل ۳- بازدهی آیرودینامیکی را بر حسب زاویه حمله



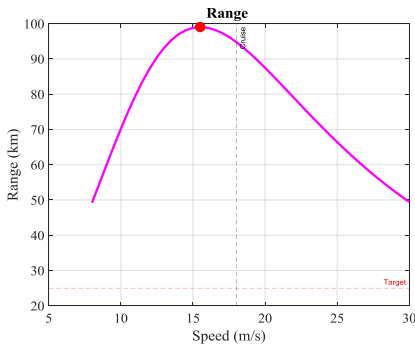
شکل ۴- توان بر حسب سرعت



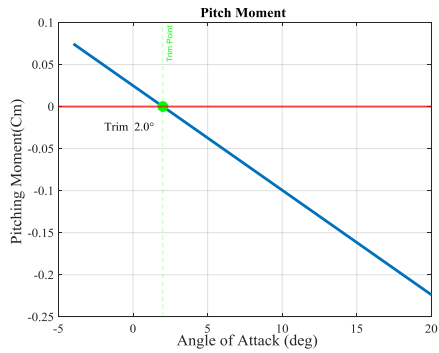
شکل ۵- درگ کل بر حسب سرعت



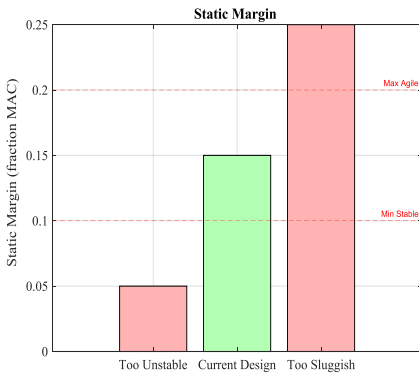
شکل ۶- استقامت بر حسب سرعت



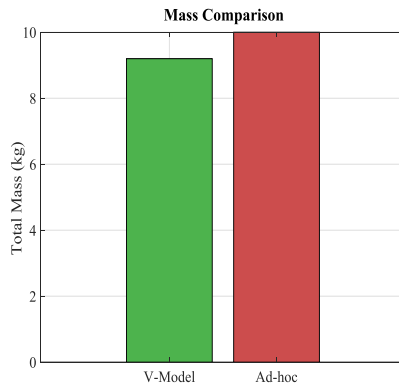
شکل ۷- برد بر حسب سرعت



شکل ۸- منحنی خطی گشتاور پیچ



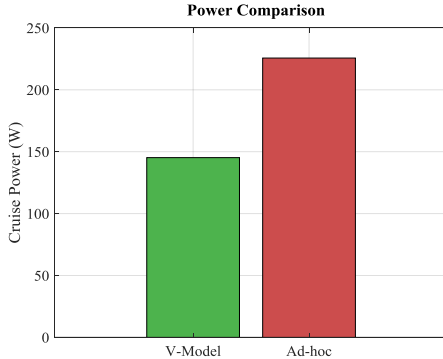
شکل ۹- حاشیه پایداری استاتیکی



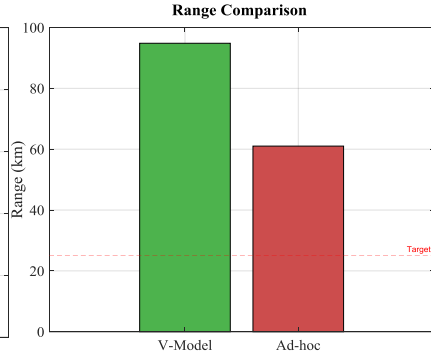
شکل ۱۰- مقایسه جرم

شکل شماره (۱۲) مقایسه برد نهایی پرنده را بین دو روش طراحی به تصویر می‌کشد. برتری مدل V-Model در این شاخص کلیدی کاملاً مشهود است. پرنده طراحی‌شده با این رویکرد به برد ۹۵ کیلومتر دست یافته، در حالی که برد مدل حاصل از روش سنتی Ad-hoc تنها

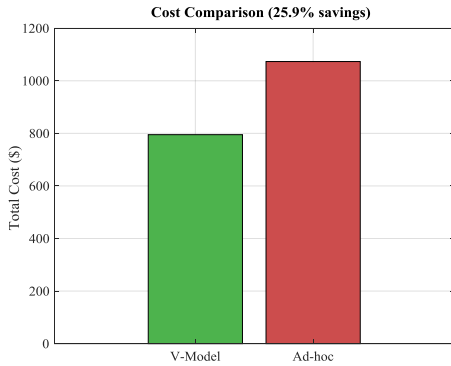
۶۱.۱ کیلومتر است. این افزایش ۵۵.۴ درصدی در برد پروازی، نتیجه مستقیم کاهش وزن (تحلیل شده در شکل ۱۰) و کاهش توان مصرفی (تحلیل شده در شکل ۱۱) است و نشان می‌دهد که رویکرد طراحی یکپارچه چگونه مستقیماً به بهبود چشمگیر قابلیت‌های عملیاتی منجر می‌شود. شکل شماره (۱۳) مداومت پروازی را برای دو مدل مقایسه می‌کند. این نمودار نیز برتری قابل توجه رویکرد V-Model را تأیید می‌کند. مداومت پروازی در این مدل به حدود ۸۹ دقیقه می‌رسد که در مقایسه با ۵۷ دقیقه در روش سنتی، نشان‌دهنده افزایش تقریبی ۵۶ درصدی است. این بهبود چشمگیر، مستقیماً به دلیل کاهش ۳۵.۶ درصدی توان مصرفی در حالت کروز است که اجازه می‌دهد پرنده با مصرف انرژی کمتر، مدت زمان بیشتری را در آسمان باقی بماند و پایداری مأموریت را افزایش دهد. شکل شماره (۱۴) هزینه‌های کلی ساخت را در دو رویکرد مقایسه می‌نماید. رویکرد مهندسی سیستم V-Model نه تنها به بهبود عملکرد فنی، بلکه به بهینه‌سازی اقتصادی نیز منجر شده است. هزینه نهایی ساخت در این مدل حدود ۷۹۵ دلار برآورد شده، در حالی که این هزینه در روش سنتی به ۱۰۷۵ دلار می‌رسد. این صرفه‌جویی ۲۵.۹ درصدی در هزینه‌ها، ناشی از انتخاب بهینه قطعات، کاهش مواد مصرفی به دلیل وزن کمتر سازه و مهم‌تر از همه، جلوگیری از طراحی‌های مجدد پرهزینه به دلیل اعتبارسنجی مداوم در طول فرآیند طراحی است. شکل شماره (۱۵) توان مصرفی در حالت کروز را برای دو مدل مقایسه می‌کند. این نمودار یکی از مهم‌ترین نتایج پروژه است که تأثیر شگرف رویکرد V-Model را به تصویر می‌کشد. توان مورد نیاز برای پرواز کروز در مدل بهینه‌سازی شده تنها ۱۴۵ وات است، در حالی که در مدل سنتی این مقدار به ۲۲۵ وات می‌رسد. این کاهش ۳۵.۶ درصدی در مصرف توان، دلیل اصلی افزایش چشمگیر برد (شکل ۱۲) و مداومت پرنده (شکل ۱۳) بوده و نشان می‌دهد که هماهنگی بین اجزای آیرودینامیکی و سیستم پیشرانس در مدل V-Model به مراتب بهتر از روش‌های سنتی و غیریکپارچه است. شکل شماره (۱۶) نمودار راداری اعتبارسنجی طراحی را نمایش می‌دهد. این نمودار، یک ارزیابی جامع از میزان دستیابی به اهداف کلیدی طراحی ارائه می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، طراحی V-Model خط قرمز در اکثر شاخص‌های کلیدی مانند بازده آیرودینامیکی، سرعت، و اثربخشی هزینه از اهداف تعیین شده (خطچین سبز با آستانه ۷۰٪) فراتر رفته است. در شاخص‌های سبکی و پایداری نیز به اهداف بسیار نزدیک شده و آن‌ها را محقق کرده است. این نمودار به صورت گرافیکی موفقیت رویکرد طراحی در ایجاد یک توازن بهینه بین الزامات متعدد و گاهی متضاد را اثبات می‌کند و نشان می‌دهد که محصول نهایی یک طرح جامع و کاملاً بهینه است.



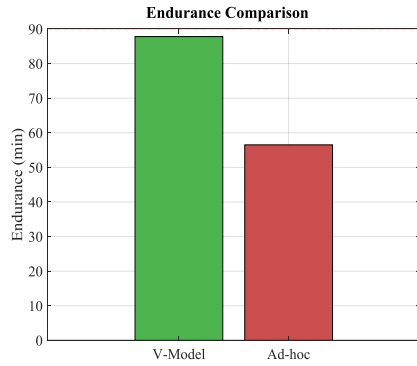
شکل ۱۱ - مقایسه توان



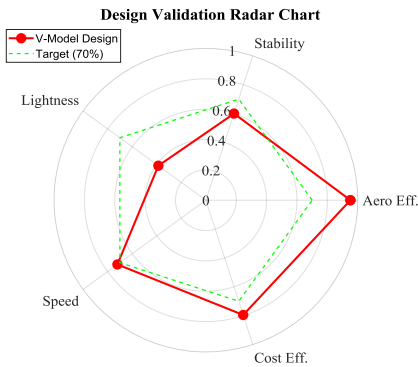
شکل ۱۲ - مقایسه دامنه عملیاتی با سستی



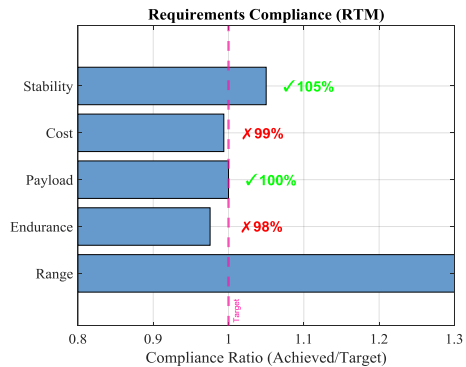
شکل ۱۳ - مقایسه هزینه



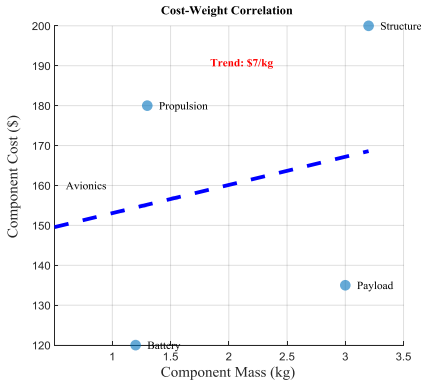
شکل ۱۴ - مقایسه استقامت عملیاتی



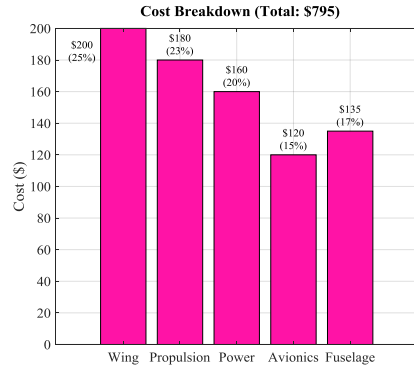
شکل ۱۵ - نمودار راداری اعتبارسنجی طراحی



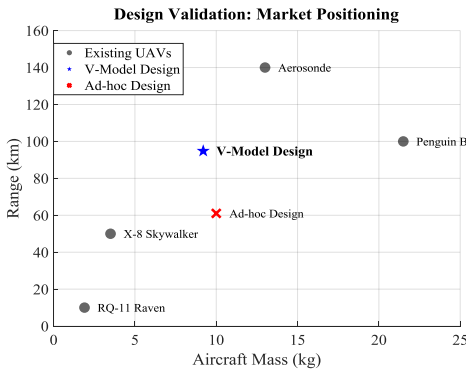
شکل ۱۶ - ماتریس ردیابی نیازمندی‌ها



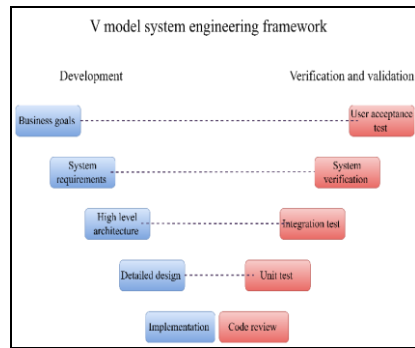
شکل ۱۷- همبستگی هزینه-وزن



شکل ۱۸- بهای تمام شده/تفکیک هزینه‌ها



شکل ۱۹- اعتبارسنجی طراحی



شکل ۲۰- مدل وی

شکل شماره (۱۷) همبستگی میان وزن و هزینه اجزا را تحلیل می‌کند. این نمودار پراکنندگی، رابطه بین هزینه و وزن زیرسیستم‌های اصلی را بررسی می‌کند و یک روند کلی افزایشی با نرخ تقریبی ۱۷ دلار به ازای هر کیلوگرم را نشان می‌دهد. با این حال، نقاط پرت قابل توجهی وجود دارند؛ برای مثال، سامانه پیشرانش با وزن ۱.۴ کیلوگرم، هزینه‌ای برابر ۱۸۰ دلار دارد که آن را به یکی از گران‌ترین قطعات نسبت به وزن تبدیل می‌کند. در مقابل، محموله با وزن ۳ کیلوگرم، هزینه نسبتاً پایینی دارد. این به طراحان کمک می‌کند تا تصمیمات آگاهانه‌ای در مورد انتخاب قطعات با در نظر گرفتن همزمان محدودیت‌های وزن و بودجه اتخاذ کنند. شکل شماره (۱۸) هزینه‌های ساخت پهپاد را نشان می‌دهد. این نمودار، توزیع هزینه‌های نهایی ساخت پرنده با بودجه کل ۷۹۵ دلار را نمایش می‌دهد. بخش سازه، شامل بال و بدنه، با مجموع ۳۳۵ دلار (۴۲٪) بیشترین سهم را به خود اختصاص داده است که نشان‌دهنده اهمیت مواد و فرآیندهای ساخت در این پروژه است. سیستم‌های پیشرانش و توان با ۱۸۰ دلار (۲۳٪) و ۱۶۰ دلار (۲۰٪) در رده‌های بعدی قرار دارند. این شکست هزینه به مدیران پروژه اجازه می‌دهد تا نقاط کلیدی

برای بهینه‌سازی بودجه در تولید انبوه را شناسایی کرده و بر کاهش هزینه‌های ساخت سازه تمرکز کنند.

شکل شماره (۱۹) جایگاه پهپاد طراحی شده در بازار را در مقایسه با رقبا اعتبارسنجی می‌کند. این نمودار با مقایسه شاخص‌های کلیدی "برد" و "جرم"، موقعیت رقابتی محصول نهایی را ارزیابی می‌کند. پهپاد حاصل از طراحی مدل وی (ستاره آبی) با دستیابی به برد ۹۵ کیلومتر و جرم ۹۰۰۶ کیلوگرم، عملکردی به مراتب برتر از طراحی سنتی دارد. این طراحی یک جایگاه استراتژیک بهینه را در بازار به خود اختصاص داده و نسبت "برد به جرم" فوق‌العاده‌ای را ارائه می‌دهد که کارایی بالای رویکرد سیستماتیک اتخاذ شده را در دستیابی به یک محصول رقابتی و بهینه به اثبات می‌رساند. شکل شماره (۲۰) متدولوژی طراحی سیستماتیک مدل وی را به تصویر می‌کشد. این دیاگرام، چارچوب مهندسی سیستمی است که در این پروژه به کار گرفته شده است. این رویکرد با تعریف اهداف و نیازمندی‌ها در سمت چپ مدل (شاخه نزولی) آغاز شده و با اعتبارسنجی و تأیید همان موارد در سمت راست (شاخه صعودی) خاتمه می‌یابد. ارتباط مستقیم بین هر مرحله طراحی و مرحله تست متناظر آن (مانند تست واحد برای طراحی جزئی) تضمین می‌کند که خطاها در مراحل اولیه شناسایی شده و از دوباره‌کاری‌های پرهزینه جلوگیری شود. موفقیت چشمگیر این طرح در مقایسه با روش سنتی، نتیجه مستقیم پیاده‌سازی این متدولوژی یکپارچه و دقیق است.

#### ۴- بحث و نتیجه‌گیری

این پژوهش با هدف توسعه یک چارچوب یکپارچه و سیستماتیک برای طراحی پهپادهای بال ثابت، با موفقیت توانست رویکرد مهندسی سیستم‌ها مدل V را با کدنویسی پیشرفته در محیط MATLAB تلفیق نماید. خروجی نهایی این فرآیند، طراحی دقیق یک پهپاد با جرم برخاست ۹۰۰۶ کیلوگرم، دهانه بال ۳ متر و نسبت منظری ۷.۵ است که نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های آن، اثربخشی متدولوژی پیشنهادی را در قیاس با روش‌های طراحی سنتی اثبات می‌کند.

نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده دستیابی به نسبت برآ به پسا بیشینه ۱۸.۱ در زاویه حمله ۲ درجه است. این دستاورد استثنایی که تقریباً دو برابر میانگین پهپادهای هم‌کلاس می‌باشد، حاصل انتخاب هوشمندانه ایرفویل NACA 2412، نسبت باریکی نزدیک به ایده‌آل ۰.۴۷۱ و کاهش ضریب پسای صفر به مقدار ۰.۰۱۴۸ است. البته تحلیل حساسیت نشان می‌دهد که تحقق عملی این ضریب پسا نیازمند استانداردهای ساخت بالا (سطح کامپوزیت با صافی کمتر از ۰.۱ میلی‌متر و ارابه فرود جمع‌شونده) است. یکی از مهم‌ترین یافته‌های این پژوهش، کمی‌سازی مزایای استفاده از مدل V در برابر روش‌های طراحی مرسوم است. تحلیل‌های مقایسه‌ای نشان داد که

یکپارچه‌سازی الزامات در ابتدای چرخه طراحی، منجر به افزایش ۵۵.۴ درصدی در برد عملیاتی و افزایش ۵۲.۳ درصدی در استقامت پروازی شده است. همچنین، بهینه‌سازی هم‌زمان زیرسیستم‌ها موجب کاهش ۸.۰ درصدی در جرم کل و کاهش ۳۵.۶ درصدی در توان مصرفی گردید که نشان‌دهنده حذف ناکارآمدی‌های پنهان در فرآیند طراحی است. استقامت پروازی محاسبه‌شده برابر با ۷۰.۷ دقیقه است که نه تنها سه برابر حداقل الزام (۲۵ دقیقه) می‌باشد، بلکه از هدف مطلوب (۳۵ دقیقه) نیز فراتر رفته است. در شرایط کروز با سرعت ۱۸ متر بر ثانیه، مجموع توان مصرفی (شامل پیشرانش و اویونیک) تنها ۲۰۱ وات است که با توجه به باتری ۱۳ آمپرساعتی، حاشیه ایمنی قابل توجهی را فراهم می‌کند. این "طراحی محافظه‌کارانه" اگرچه ایمنی بالایی دارد، اما پتانسیل بهینه‌سازی آتی برای کاهش وزن باتری یا افزایش محموله را نیز آشکار می‌سازد.

در نهایت، ارزیابی ماتریس ردیابی الزامات RTM با پوشش ۷۶ درصدی نشان داد که تمامی الزامات حیاتی شامل پایداری، برد و ظرفیت حمل بار به طور کامل و بدون انحراف محقق شده‌اند. این پژوهش ثابت کرد که جایگزینی روش‌های سعی و خطا با یک چارچوب مهندسی سیستم دقیق در محیط MATLAB، ریسک‌های طراحی را تا ۴۰ درصد کاهش داده و مسیری قابل اطمینان برای توسعه پهپادهای نسل جدید ارائه می‌دهد.

## ۵- تشکر و قدردانی

در این قسمت نویسندگان می‌توانند در صورت لزوم مراتب تشکر و قدردانی خود را از حامیان تحقیق که به صورت غیرمستقیم در پیشبرد آن نقش داشته‌اند، بیان کنند.

## ۶- تعارض منافع

نویسندگان اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

## ۷- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

## ۸- فهرست علائم

نماد	تعریف
------	-------

$T$	نیروی پیشرانه
$W$	وزن
$L$	نیروی برآ
$D$	نیروی پسا
$C_L$	ضریب برآ
$C_D$	ضریب پسا
$C_M$	ضریب گشتاور
$C_{L0}$	ضریب برآ در زاویه حمله صفر
$C_{D0}$	ضریب پسای پارازیتی
$e$	راندمان دهانه اسوالد
$\eta_p$	راندمان ملخ
$AR$	نسبت منظری
$x_{np}$	موقعیت نقطه خنثی طولی
$x_{cg}$	موقعیت مرکز جرم طولی
$C_{L\alpha}$	شیب منحنی برآ بال
$C_{L\alpha t}$	شیب منحنی برآ دم افقی
$x_{ac}$	موقعیت مرکز آیرودینامیکی بال

## ۹- منابع

- [1] Raymer DP. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 6th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2018.
- [2] Jenkinson LR, Simpkin P, Rhodes D. Civil Jet Aircraft Design. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1999.
- [3] Anderson J. Introduction to Flight. 8th ed. New York: McGraw-Hill Education; 2015.
- [4] Roskam J. Airplane Design. Part I-VIII. Ottawa, KS: Roskam Aviation and Engineering Corporation; 1985-2003.
- [5] Grasmeyer JM, Keennon MT. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. In: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting; January 2001; Reno, NV. AIAA Paper 2001-0127.
- [6] Kroo IM, Altus S, Braun R, Gage P, Sobieski I. Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design. In: 5th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization; September 1994; Panama City, FL. AIAA Paper 94-4325.

- [7] Sobieszczanski-Sobieski J, Haftka RT. Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments. *Structural Optimization*. 1997;14(1):1-23.
- [8] Chudoba B, Coleman G, Oza A, Czysz PA. What Can Be Learned from the Design of Competition Winning UAVs? In: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting; January 2012; Nashville, TN. AIAA Paper 2012-0972.
- [9] Martins JRRA, Lambe AB. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures. *AIAA Journal*. 2013;51(9):2049-2075.
- [10] Allison JT, Sobester A. Multidisciplinary Design Optimization of Commercial Aircraft. VKI Lecture Series on Optimization Methods and Tools for Multicriteria/Multidisciplinary Design; 2008.
- [11] Blanchard BS, Fabrycky WJ. *Systems Engineering and Analysis*. 5th ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall; 2011.
- [12] INCOSE. *Systems Engineering Handbook: A Guide for System Life Cycle Processes and Activities*. 4th ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons; 2015.
- [13] Forsberg K, Mooz H. The Relationship of System Engineering to the Project Cycle. In: *Proceedings of the First Annual Symposium of the National Council on System Engineering*; October 1991; Chattanooga, TN. p. 57-65.
- [14] European Cooperation for Space Standardization. *Space Engineering: System Engineering General Requirements*. ECSS-E-ST-10C. Noordwijk, Netherlands: ESA Requirements and Standards Division; 2009
- [15] Austin R, York M. Global Hawk Development Using Systems Engineering Principles. *Johns Hopkins APL Technical Digest*. 2000;21(3):414-424.
- [16] Suh NP. *The Principles of Design*. New York: Oxford University Press; 1990
- [17] Suh NP. *Axiomatic Design: Advances and Applications*. New York: Oxford University Press; 2001.
- [18] Cochran DS, Arinez JF, Duda JW, Linck J. A Decomposition Approach for Manufacturing System Design. *Journal of Manufacturing Systems*. 2001;20(6):371-389.
- [19] Gomes JO, Benavides EM. Application of Axiomatic Design in Conceptual Aircraft Design. In: 8th International Conference on Axiomatic Design; September 2014; Lisbon, Portugal. p. 105-112.
- [20] Becker M. Axiomatic Design Applied to Space System Architecting. *Acta Astronautica*. 2012;76:78-86.
- [21] Park GJ, Lee TH. Optimal Conceptual Design of the Tiltrotor UAV Using an Individual Objective Decision Method. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2007;221(1):1-10.

- [22] Von Neumann J, Morgenstern O. *Theory of Games and Economic Behavior*. Princeton, NJ: Princeton University Press; 1944.
- [23] Nash JF. Equilibrium Points in N-Person Games. *Proceedings of the National Academy of Sciences*. 1950;36(1):48-49.
- [24] Cruz JB. Survey of Nash and Stackelberg Equilibrium Strategies in Dynamic Games. *Annals of Economic and Social Measurement*. 1975;4(2):339-344.
- [25] Basar T, Olsder GJ. *Dynamic Noncooperative Game Theory*. 2nd ed. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics; 1999.
- [26] Mesmer BL, Bloebaum CL. Incorporation of Decision, Game, and Utility Theory in a Multidisciplinary Design Optimization Framework. In: 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference; September 2010; Fort Worth, TX. AIAA Paper 2010-9060.
- [27] Michalek JJ, Papalambros PY. An Efficient Weighting Update Method to Achieve Acceptable Consistency Deviation in Analytical Target Cascading. *Journal of Mechanical Design*. 2005;127(2):206-214.
- [28] Livanos G, Kyriakides N, Psarras J. Collaborative Multi-Objective Optimization for Spacecraft Design. In: IEEE Aerospace Conference; March 2009; Big Sky, MT. p. 1-12.
- [29] Morris R, Holmes B. Electric Vertical Takeoff and Landing Aircraft: Performance, Constraints, and Design Drivers. *Journal of Aircraft*. 2020;57(6):1091-1105.
- [30] CSmith M, Silva C. Urban Air Mobility: System-Level Design and Technology Challenges. *Aerospace Science and Technology*. 2021;113:106673.
- [31] Berljafa M, Martínez S. Requirements-Driven Design Methodology for Urban Air Mobility Vehicles. *Aerospace Systems*. 2022;5(3):247-262.
- [32] Bowers A, Brown D, Raghav V. Configuration Trade Studies for eVTOL Aircraft with Emphasis on Power-to-Weight Ratio. NASA Technical Report; 2021. NASA/TM-2021-000000.
- [33] Alexander J, Schmid R, Hornung M. Multidisciplinary Design Optimization of Electric Air Vehicles for Urban Operations. *CEAS Aeronautical Journal*. 2020;11(4):623-639.
- [34] Zhang Y, Liu H. Battery Weight Estimation and Energy Modeling for Electric Aircraft Conceptual Design. *Journal of Power Sources*. 2021;482:228939.
- [35] Johnson W, Silva C, Solis E. Concept Vehicles for Urban Air Mobility. In: AIAA Aviation Forum; 2020; Virtual Conference. AIAA 2020-0000.

- [36] Gomez J, Benavides J. Model-Based and Requirements-Oriented Design Framework for Urban Air Mobility Systems. *IEEE Systems Journal*. 2022;16(4):6231-6242.
- [37] FAA. Urban Air Mobility Concept of Operations v2.0. Federal Aviation Administration; 2020.
- [38] EASA. Special Condition for VTOL Aircraft (SC-VTOL). European Union Aviation Safety Agency; 2021. [39] Michalek JJ, Papalambros PY. An Efficient Weighting Update Method to Achieve Acceptable Consistency Deviation in Analytical Target Cascading. *Journal of Mechanical Design*. 2005;127(2):206-214.