نهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران
تهران، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، ۲۱- ۱۹ بهمن ماه ۱۳۸۸

طراحی مفهومی هواپیمای نیروی انسانی (HPA) دومنظوره با بالهای جمع شونده

محسن بهرامی[۱]، افشین بنازاده[۲]
تهران خیابان آزادی دانشگاه صنعتی شریف دانشکده مهندسی هوافضا

چکیده

هواپیماهای نیروی انسانی هواپیماهایی هستند که تنها با قدرت انسان به پرواز در می‌آیند. در این مقاله به طراحی مفهومی گونه‌ای از این هواپیماها پرداخته شده است که علاوه بر قابلیت پرواز با عملکرد مناسب، قادر به حرکت بر روی جاده در حالت دوچرخه نیز می‌باشد. برای دستیابی به این قابلیت، از یک سازوکار بال جمع‌شونده بهینه کمک گرفته شده است. همچنین با تخمین سرعت بهینه پروازی با توجه به داده‌های آماری و نیز اهمیت کاهش پهنای بال به منظور کاهش وزن سازوکارِ جمع‌شوندگی، مقدار سطح بال و پهنای آن محاسبه شده است. بر اساس نتایج بدست آمده برای سطح بال و با توجه به توان ۲۵۰ واتی یک خلبان معمولی برای غلبه بر کار ناشی از نیروی پسای اجزاء با استفاده از نیروی پیشران ملخ، سایر پارامترهای طراحی محاسبه گردیده‌اند.

واژه های کلیدی : هواپیمای نیروی انسانی (HPA) ، بال جمع شونده (Morphing Wing) ، طراحی مفهومی (Conceptual Design) ، دوچرخه (Bicycle) ، هواپیمای دوبال (Biplane)

مقدمه

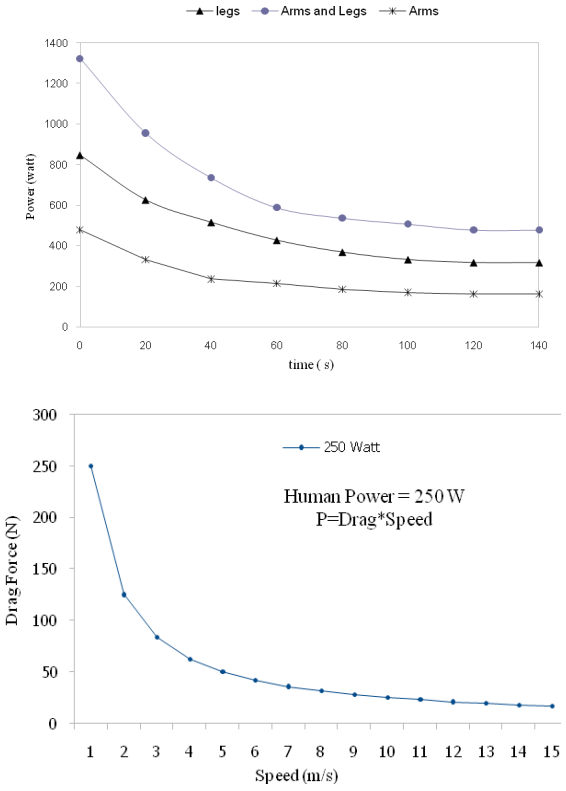
هواپیماهای نیروی انسانی طیف گسترده‌ای از پیکربندی‌ها، طراحی سازه، سازوکارهای انتقال قدرت و چیدمانی بال را در بر می‌گیرند و تاکنون طرح‌های ارائه شده در این مورد به نتایج قابل قبول برای دستیابی به یک پیکربندی مشخص منجر نشده است. بر همین اساس الگوی مشخصی همانند سایر هواپیماها در طراحی این نوع پرنده موجود نبوده و طراح باید کاملاً بر نکاتی که طراحان گذشته مد نظر داشته‌اند مسلط باشد تا طرح جدید گامی به جلو باشد. از جمله پیکربندی‌های متفاوت در این هواپیماها می‌توان به پیکره‌ی دوبال و تک‌بال، کابین دار و بدون کابین، بال دلتا و بال مستطیلی، کانارد و دم متداول، ملخ هل دهنده و ملخ کِشنده اشاره کرد.

ماموریت

مأموریت پرنده، انجام برخاست بدون نیاز به کمک جانبی از طریق انتقال نیروی پا به چرخ (عموماً برخاست این هواپیماها با هل دادن نفرات کمکی صورت می‌گیرد که تعادل عرضی هواپیما را نیز برقرار می نمایند)، داشتن پرواز متعارف برای این پرنده‌ها (کروز در ارتفاع پنج متر) همراه با کنترل کافی و ایمنی قابل قبول و عملکرد معمول در حالت دوچرخه همراه با قابلیت باز و بسته نمودن بالها بدون نیاز به پیاده شدن خلبان در حالت تاکسی است. این مأموریت، علاوه بر کاربرد ورزشی برای هواپیما، قابلیت استفاده از آنرا به عنوان یک وسیله گردشگری در کنار دریاچه‌ها، تالاب‌ها و جاذبه‌های تاریخی و طبیعی فراهم می‌آورد. در صورت دستیابی پرنده به ایمنی قابل قبول امکان استفاده از آن برای سفرهای بین شهری نیز برای گردشگران مهیا خواهد بود. بر اساس آمار سرعت کروز در پرواز چهل کیلومتر بر ساعت و سرعت حرکت در حالت پایای دوچرخه، سی و پنج کیلومتر بر ساعت تخمین زده شده است.

طراحی

در مورد هواپیماهای نیروی انسانی، پیشاپیش یکی از مجهولات که نیرو و توان پیشران انسان است دارای محدودیت بوده و این محدودیت از محدود بودن توان پا زدن پیوسته‌ی انسان به دویست تا دویست و پنجاه وات بر می‌گردد .در شکل ۱ نمودار بالا توان قابل تولید برای یک انسان معمولی نشان داده شده است. منحنی اول نشان دهنده‌ی توان تولیدی دست خلبان، منحنی دوم پاها و منحنی سوم توان مجموع دست و پا را در طول زمان نشان می‌دهد. همانگونه که در شکل ۱ نمودار پایین ملاحظه می نمایید بر اساس معادله‌ی P=D.V، توان برابر است با حاصل ضرب سرعت در نیرو و هر چه نیروی پسا کمتر باشد سرعت بیشتری می توان به دست آورد.



شکل ۱ بالا توان پا و دست انسان در طول زمان از مرجع ۲
پایین پسا بر حسب سرعت برای توان ۲۵۰وات

رویه‌ی معمول طراحی هواپیماهای رایج، این است که ابتدا از وزن هواپیما بر اساس نمونه‌های مشابه تخمینی به دست آورده می‌شود و سپس بر اساس تعداد مسافر و وزن سوخت مورد نیاز برای مسافتی که در نظر گرفته شده این وزن کلی تصحیح می‌گردد. سپس سطح بال بر اساس این وزن و ایرفویل مناسب به دست آورده شده و در نهایت با محاسبه‌ی پسای هواپیما در سرعتی که برای کروز (پرواز با ارتفاع و سرعت ثابت که معمولاً هواپیما برای حرکت در این حالت بهینه‌سازی و طراحی می‌شود) در نظر گرفته شده است

۱ - دانشجوی کارشناسی، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
mohsen.bahrami.2006@gmail.com
۲ - استادیار، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا
banazadeh@sharif.edu (نویسنده مخاطب)

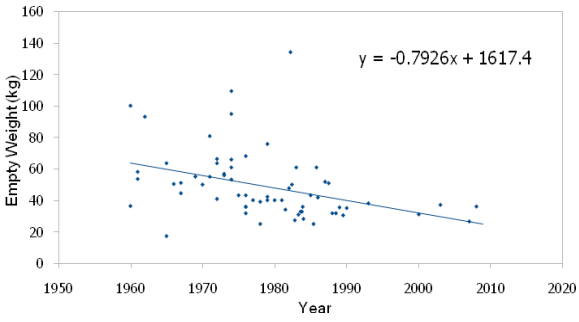
نیروی پیشران بدست آمده و بر این مبنا موتورها با نیروی کافی انتخاب می‌گردد.

این در حالی است که این رویه برای هواپیماهای نیروی انسانی تقریبا برعکس است یعنی به دلیل مشخص بودن توان انسان باید از سرعت شروع کرده و بر اساس سرعت، بال هواپیما را با توجه به پسای قابل قبول در آن سرعت طراحی نمود. نکته‌ی ساده کننده‌ی طراحی این هواپیماها وزن ثابت آنها در حین پرواز و نداشتن مانور (غیر از گردش ساده) است و نکته‌ای که کار طراحی این هواپیماها را سخت می‌کند اهمیت بسیار زیاد وزن هواپیما است چرا که وزن بیشتر یعنی برآی بیشتر و برآی بیشتر یعنی پسای بیشتر و پسای بیشتر یعنی سرعت کمتر. همچنین بر خلاف هواپیماهای متداول، طراحی مفهومی این هواپیماها بسیار پیچیده و پُراهمیت است. نکاتی مانند نسبت کم توان به وزن هواپیما، استفاده از کانارد یا دم، استفاده از اثر زمین، تعداد بالها و بطور خاص در این هواپیما، قابلیت جمع شوندگی بالها از جمله موارد پیچیده‌ی طراحی مفهومی این پرنده هاست.

مرور پارامترهای اصلی طراحی در هواپیماهای ساخته شده

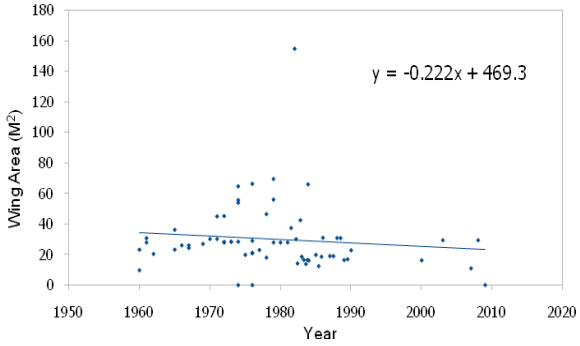
از مهمترین پارامترهایی که روند تغییر آن در هواپیماهای ساخته شده مورد بررسی قرار می گیرد، وزن ، سطح بال ، دهانه بال و ضریب منظری است. در شکل ۲ نمودار تغییر وزن هواپیماهای نیروی انسانی ساخته شده در طول زمان نشان داده شده است. با توجه شیب نمودار حاصل از شکل انتظار می رود که تکنولوژی طراحی هواپیماهای نیروی انسانی جدی بایستی به سمت حداکثر وزنی در حدود ۳۰ کیلوگرم پیش برود که این خود مستلزم بهره گیری از مواد نوین در ساخت و بهینه سازی ابعاد پرنده است.

مشخصات هواپیماها به کمک جدول مرجع ۸ و اطلاعات وبسایتهای دیگر هواپیماها رسم شده است.



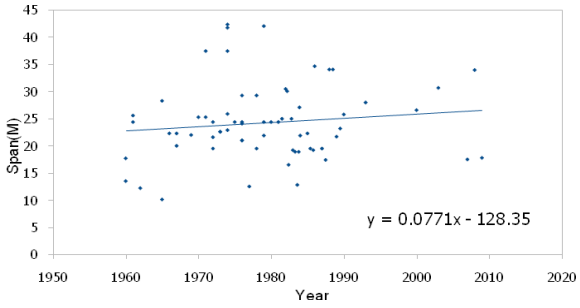
شکل ۲ نمودار تغییر وزن هواپیماهای نیروی انسانی در طول زمان

در شکل ۳ تغییرات سطح بال این هواپیماها را در طول زمان نشان می دهد. ملاحظه می‌شود که سطح بال این هواپیماها عموما برای کاهش پسای اصطکاکی کمتر شده است. دیدگاه اصلی مد نظر طراحان اولیه از افزایش سطح بال کم نمودن بارگذاری روی هر متر مربع از بال و در نهایت کاهش پسای القایی بود که به مرور طراحان دریافتند که این اثر تقریبا با اثر پسای اصطکاکی ناشی از افزایش سطح بال برابری می کند و نیازی به سطح بال گسترده نیست.



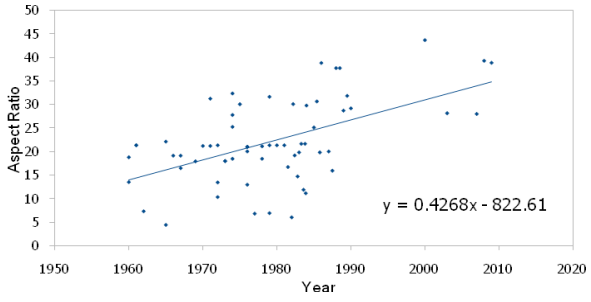
شکل ۳ نمودار تغییرات سطح بال هواپیماهای نیروی انسانی در طول زمان

در شکل ۴ نمودار تغییرات پهنای بال این پرنده ها در طول زمان دیده می شود. بر اساس این نمودار این پهنا در طول زمان افزایش یافته است. اما در نمونه‌هایی که در سالهای آخر رسم نمودار ملاحظه می‌شود هواپیماهای موفقی توانستند با پهنای بال کم نیز به موفقیت قابل قبولی دست یابند از جمله این هواپیماها، هواپیماهای ساخته شده در کشور آلمان (ماسلیر Musculair و ولیر Velair) بودند.



شکل ۴ نمودار تغییرات پهنای بال هواپیماهای نیروی انسانی در طول زمان

در شکل ۵ نیز نسبت منظری این هواپیماها در طول زمان دیده می شود. بر اساس این نمودار ضریب منظری این هواپیما کلاً روند رو به رشد داشته است هر چند در فاصله ی سالهای ۱۹۷۵ تا ۱۹۸۵ تا حدودی کاهش یافته اما در سالهای بعد مجدداً این نسبت افزایش یافته است.



شکل ۵ نمودار تغییرات نسبت منظری هواپیماهای نیروی انسانی در طول زمان

بالهای جمع شونده

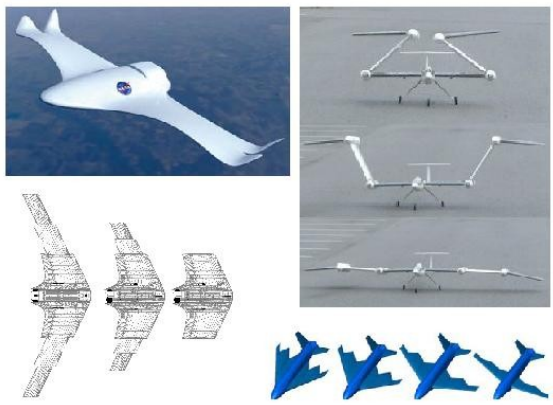
ایده‌ی جمع شدن بالهای هواپیماها از ایده‌های جذاب و هیجان انگیزی است که در تاریخ صنعت هوانوردی ذهن بسیاری از متخصصین هوافضا را به خود

مشغول ساخته است. البته اجرای این ایده برای هواپیماهای سنگینی مانند هواپیماهای مسافربری و باربری تا کنون نتوانسته است محقق شود، زیرا با افزایش بار روی بال این هواپیماها، وزن سازه‌ایِ سازوکار جمع شدن، بسیار بالا خواهد رفت و مقاومت لازم جز از فولاد ساخته نیست که آن هم وزن هواپیما را به شدت افزایش می دهد.

علت اصلی علاقه‌ی مهندسان به طراحی هواپیماهای با بال تغییرشکل دهنده، تعریف مأموریتهای مختلف برای یک هواپیما در حین پرواز است. درواقع هواپیما برای انجام ماموریت جدید نیاز به ویژگیهای پروازی جدید دارد و این دستاورد نیز تنها با تغییر شکل هواپیما امکان‌پذیر است.
هدف جمع شدن بال این هواپیما بر خلاف سایر هواپیماهای بال جمع شو که عموماً تعریف مأموریتهای متنوع پروازی است، برای قابلیت عملکرد راحت در حالت دوچرخه، قابلیت حمل راحت هواپیما و جاگرفتن در فضاهای رایج برای پارک خودروها در ساختمانهای مسکونی است. در مجموع فضای در نظر گرفته شده برای هواپیما در حالت جمع شده فضای سه در سه متر به ارتفاع دو متر است (حدوداً ابعاد یک خودرو اتاق بلند).
سازوکارهای اصلی مورد بررسی برای این هواپیما به شرح زیرند:

۱) سازوکارتاشو
۲) سازوکار کشویی
۳) سازوکار پوسته کشسان با سازه ی یک درجه آزادی
۴) استفاده از مواد هوشمند
۵) ترکیبی از سازوکارهای بالا

نمونه هایی از هر یک از سازوکارهای فوق در شکل ۶ ارائه گردیده است.



شکل ۶ انواع سازوکارهای بالهای جمع شونده
الف) شکل بالا سمت راست ایده ی یک تیم طراحی دانشگاه ویرجینیا تک از نوع ۱
ب) شکل پایین سمت چپ ایده ی UAV شرکت Aerovisions Inc از نوع ۲
ج) شکل پایین سمت راست ایده ی شرکت NextGen Aerospace از نوع ۳
د) شکل بالا سمت چپ ایده ی UAV ناسا برای استفاده از مواد هوشمند از نوع ۴

در طرح حاضر با یک امتیاز بندی با معیارهای سادگی ، سبکی و زیبایی یک سازوکار ترکیبی با تیرک اصلی کشویی و روکش انعطاف پذیر انتخاب گردیده است.
موانع و مسائل اصلی در طراحی و ساخت هواپیماهای با بالهای تغییر شکل دهنده به شرح زیر است (از مرجع ۹):

۱) مسائل ناشی از بر هم کنش آیرودینامیک و سازه (تحلیل سازه ای در همه حالت جمع شدن و اطمینان از توان سازه برای تحمل بارهای آیرودینامیکی)
۲) روکش انعطاف پذیر و مقاومت آن در شرایط مختلف هوا، دما، اشعه خورشیدی و برخورد ذرات معلق
۳) بازو های لازم برای تغییر شکل سازه
٤) هماهنگی لازم بین دیدگاههای مختلف سازه - آیرودینامیک و دینامیک پرواز
۵) تعمیر و نگهداری بدنه ی تغییر شکل دهنده و پیچیدگیهای آن
٦) پردازنده و نرم افزار لازم برای کنترل تغییر شکل، همزمان با پردازش ناوبری هواپیما

البته در طراحی این پرنده با توجه به عدم نیاز به جمع شدن بال در زمان پرواز یا تاکسی برخی از این موارد نیاز به لحاظ شدن ندارند.

قابلیت عملکرد در حالت دوچرخه

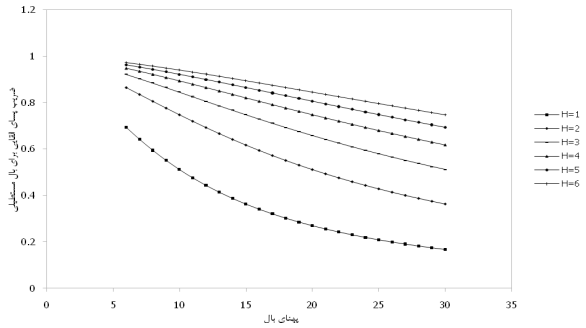
یکی دیگر از ویژگیهای منحصر به فرد طرح اخیر قابلیت عمل کردن در هر دو حالت دوچرخه و هواپیما است. به هر حال ماندن در هوا نیاز به توانی دارد که از یک حد پایین که برای ماندن در هوا لازم است کمتر نخواهد شد. لذا برای سفرهای طولانی قطعاً پرواز خسته کننده خواهد بود. بنابراین لازم است تا حالت دوچرخه برای برای شرایط خاص هوا و منطقه (مانند عبور از کوه ها که نیاز به اوجگیری خارج از توان انسان و پرنده دارد) نیز به این وسیله اضافه گردد. ضمن این که بنابر زیبایی منطقه گاهی دوچرخه مناظر زیباتری را به دید انسان خواهد آورد (مانند عبور از جنگل یا کنار یک اثر تاریخی). ضمنا باید هواپیما به گونه ای ساخته شود که بدون نیاز به پیاده شدن از آن خلبان بتواند بالها را جمع نموده و به حالت عملیاتی دوچرخه وارد شود. البته بر اساس شرایط منطقه ممکن است مناطقی که در آن شیب جاده به سمت پایین است، خلبان از حالت پروازی گلاید(سر خوردن روی هوا مانند کایت و گلایدر) نیز استفاده نماید. در این صورت این وسیله برای سیاحت واقعاً لذت بخش خواهد بود (البته باد های شدید برای این وسیله در نظر گرفته نخواهد شدو فرض بر آرام بودن هوا در سفرهای سیاحتی است). همچنین انتقال قدرت به چرخ، قابلیت برخاست را نیز برای هواپیما فراهم می کند زیرا در همه ی هواپیماهای ساخته شده به دلیل امکانپذیر نبودن سرعت گرفتن روی زمین با چرخش ملخ، از هل دادن استفاده می شده است که در این پرنده نیازی به انجام این کار نیست.

استفاده از اثرات زمین

با افزایش سرعت هواپیما و سطح بال اثر زمین تا ارتفاع بالاتری مؤثر خواهد بود اما برای هواپیمایی مانند هواپیماهای نیروی انسانی که سرعت و سطح بال کمی دارند، باید ارتفاع بال از زمین حداقل باشد تا از اثر زمین استفاده کافی به دست آید. بال پایین این پرنده در حداقل فاصله از زمین قرار دارد .
فرمول زیر از مرجع ۷ رابطه ی ضریب کاهش پسای القایی G را بر حسب ارتفاع h و پهنای بال b نشان می‌دهد .نتایج این فرمول برای مقادیر مختلف h در شکل ۷ رسم شده است.

فرمول یک : ضریب تغییر پسای القایی در اثر قرار گرفتن در نزدیکی زمین:

$$G = \frac{33(h/b)^{1.5}}{1+ 33(h/b)^{1.5}}$$



شکل ۷ اثرات زمین بر روی ضریب پسای القایی

استفاده از دو بال

مزایا :

۱) تقسیم شدن طول بال به دو قسمت موجب نیاز به قوت سازه ای کمتر در ریشه بال و در نتیجه وزن کمتر برای تیرک اصلی بال می شود.

۲) برای سازوکار جمع شدن بال استفاده از دو بال موجب ساده تر شدن و سبک تر شدن سازوکار جمع نمودن بال می گردد (کم شدن طول تیرک اصلی).

۳) استفاده از دو بال باعث کم شدن طول بال و کم شدن انحنا و تغییر مکان نوک بال می شود و این کاهش، پایداری سازه‌ای و آیرو دینامیکی بیشتر هواپیما در برابر باد جانبی را به همراه دارد.

معایب:

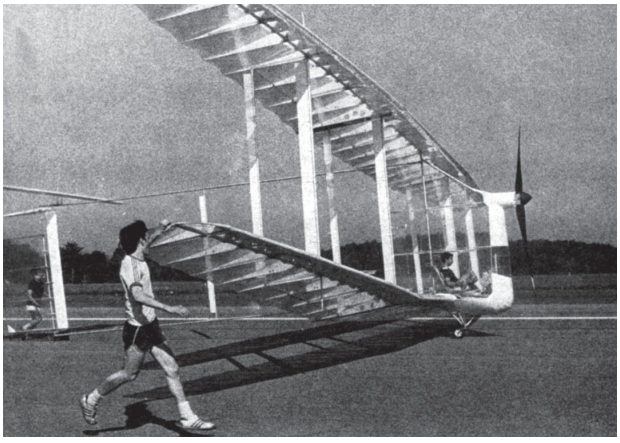
۱) پیچیده تر شدن سازه‌ی شاسی و اتصال بالها به هواپیما.

۲) دو برابر شدن تعداد گردابه های نوک بال.

۳) دو برابر شدن اثرات بالها روی عملکرد ملخ.

۴) امکان از بین رفتن صلبیت هواپیما و نیاز به اتصالات و سیمهای استحکام سازه ای بالها.

در شکل ۸ نمونه‌ای از هواپیماهای دو بال نیروی انسانی ساخته شده را می بینید.



شکل ۸ یک نمونه هواپیمای نیروی انسانی دوبال

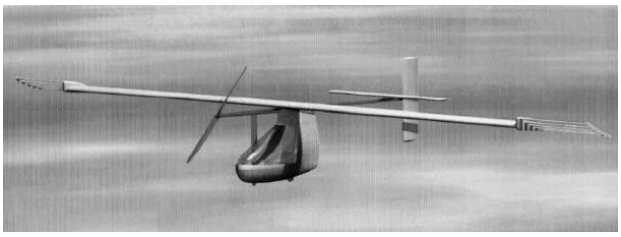
استفاده از نوک بال چند پر Wing-grid

با توجه به کارایی بالای ابزارهای کاهش دهنده‌ی قدرت گردابه نوک بال در سرعت های پایین در این هواپیما با توجه به داشتن ۴ نوک بال، از این ابزارها استفاده می شود و پیش بینی می گردد که حدود ۱۰ درصد از پسای القایی هواپیما با کمک این ابزارها کاسته خواهد شد (برای یک هواپیمای سیل پلین (sailplane) در مرجع ۵ این بهینه سازی تا ۱۰ درصد برای حالت وینگلت (winglet) به دست آمده است و این نتیجه برای wing-grid قطعاً بهتر خواهد بود در برخی منابع تا ۵۰ درصد کاهش پسا پیش‌بینی شده است هر چند تخمین مقدار دقیق این کاهش به شبیه سازی سیالاتی نیاز دارد).

علت کاهش پسای القایی در هنگام استفاده از این ابزارها شکستن گردابه ی نوک بال به گردابه های کوچکتر است، که این گردابه ها خود تا حدودی اثر یکدیگر را خنثی کرده و شعاع کمتری از هوای اطراف تحت اثر گردابه ی بال قرار می گیرد.

در شکل ۹ نمونه‌هایی از هواپیماهای ساخته شده با این ابزارها را مشاهده می کنید.

شکل ۹ چند نمونه هواپیماهای دارای wing-grid به همراه تصویر یک عقاب در حالت سر خوردن روی هوا



شکل ۱۰ یک نمونه طراحی مفهومی هواپیمای نیروی انسانی Wing grid در سوئد به نام Joggernaut

استفاده از کانارد

شاید مهمترین علت استفاده از کانارد در این هواپیماها اهمیت پسا برای دستیابی به سرعت بیشتر برای هواپیماست. کانارد قابلیت به دست آوردن برآ، همزمان با خنثی کردن گشتاور ناشی از ملخ را دارد. در صورتی که از دم استفاده کنیم قطعاً برای خنثی نمودن گشتاور پیچ ناشی از ملخ باید دم برآی معکوس تولید نماید، حتی اگر این برآی معکوس اندک باشد و بال تنها اندکی بزرگتر شود قطعاً در چنین پرنده‌ای که تا حد بسیار زیادی به پسا وابسته است این مقدار قابل چشم‌پوشی نیست.

البته کانارد در کنار این مزیت معایبی هم دارد کـه در ادامـه مزایـا و معـایب کانارد آورده شده است :

مزایا :

۱) اطمینان بالاتر از کارکرد سطح کنترلی در مواقع اضطراری کـه دم در معرض اثرات اختلالی بال قرار می گیرد
۲) برآی مثبت در حالت تریم هواپیما
۳) امکان جمع کردن کنترل سمتی هواپیما با اضافه کردن پیچش در راستای محور طولی هواپیما به کانارد
۴) پایداری طولی ذاتی بالاتر نسبت به دم
۵) مقابله خودکار با واماندگی (با افتادن هواپیمـا در واماندگی ابتـدا کانارد وامی ماند و این باعث پایین آمدن نوک هواپیمـا و خـروج از واماندگی می شود).

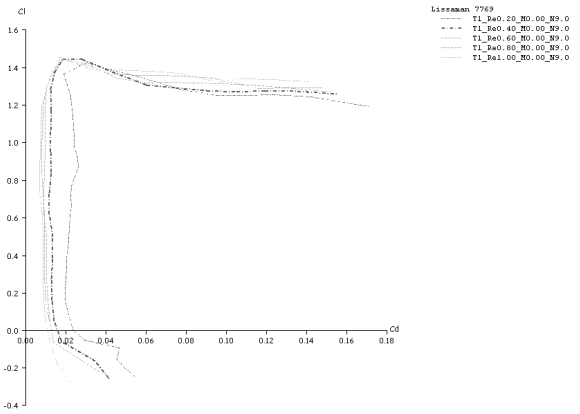
معایب :

۱) افزایش فاصله بال و مرکز جرم و افزایش حساسیت گشتاور
۲) پیچشی حول محور عرضی نسبت به زاویه حمله ی بال
۳) کم شدن برآی بال در اثر دانواش کانارد
۴) حساسیت بسیار بالاتر سایزینگ کانارد نسبت به دم
۵) قرار گرفتن مرکز جرم بیـن دو سـطح کنـترلی و تغییـر کمـتر مرکز جرم با توجه به فاصله بیشتر از مرکز فشار بال

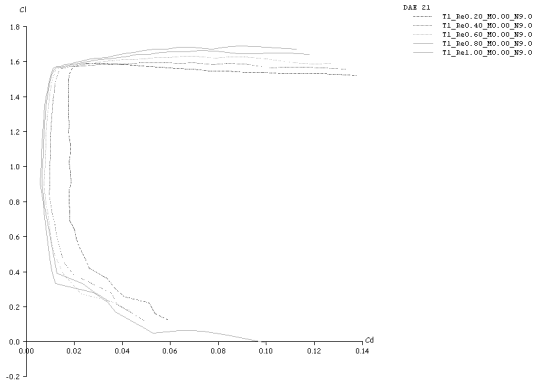
انتخاب ایرفویل

در هواپیماهـای طراحـی شـده ی فعلـی از ایرفویلهـای سـری ورتمـن (wortmann) و لیسـامان 7769 (Lissaman)) و سـری دایـدالوس کـه ایرفویلهـای طراحـی شـده ی مـارک درلا (Mark Drela) بـرای دایـدالوس هستند استفاده شده است.

در شکل ۱۱ و ۱۲ نمودار ضریب برآ به پسـا را بـرای ایرفویلهـای لیسـامان و دایدالوس ۲۱ می بینید.



شکل ۱۱ نمودار ضریب برآ به پسا برای ایرفویل Lissaman 7769 رسم شده با نرم‌افزار xflr5



شکل ۱۲ نمودار ضریب برآ به پسا برای ایرفویل DAE 21 رسم شده با نرم‌افزار xflr5

کابین

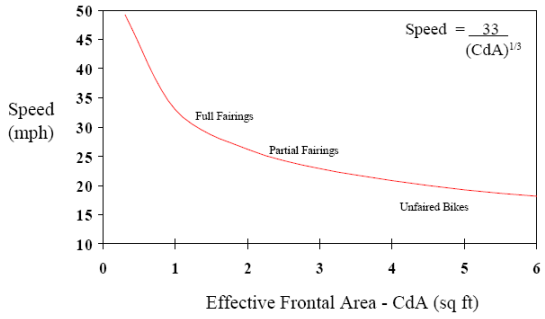
از نظر آیرودینامیک بر اساس شکل ۱۲ با افزایش سرعت، تاثیر مثبت استفاده از کابین کاملاً نمایان می شود. استفاده از کابین مزایـا و معـایبی دارد کـه در ادامه بیان گردیده اند:

مزایا :

۱) پسای کمتر و امکان رسیدن به سرعت بیشتر
۲) تحلیل ایرودینامیکی ساده تر به همراه رفتار خطی و قابـل پیـش بینی

معایب

۱) دید محدود و نا مطلوب خلبان
۲) نیاز به سازوکاری برای وزش باد در کابین و خنک شدن خلبان
۳) ناپایداری هواپیما در اثر باد جانبی

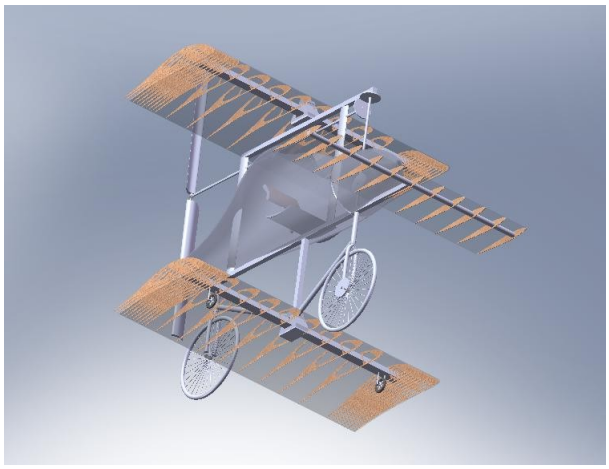


شکل ۱۳ نمودار سرعت قابل دستیابی برای توان ۲۵۰ وات برای مقادیر مختلف سطح نما از جلوی کابین از مرجع ۱۱

بر این اساس، کابین این هواپیما نیز با شکل نسـبتاً قطـره ای انتخـاب شـده است که علاوه بر عدم ناپایداری در اثر باد جانبی با قراردادن کـانوپی شیشـه ای دید خلبان هم دچار مشکل نخواهد شد.

تعادل هواپیما

در این هواپیما به علت داشتن دو بال و نزدیک بودن یکی از بالها به زمین بـه راحتی دو چرخ کمکی برای حفظ تعادل در زیر بالهـای پـایین (نـوک اسـپار کشویی اول) نصب خواهد شد و موجب تعادل هواپیما روی زمین خواهد شد. در شکل ۱۴ چرخ های کوچک هواپیما را در دو انتهای بخـش وسـط تیـرک اصلی بال پایین می بینید.



شکل۱۴ چرخهای کوچک تعادلی

استفاده از ملخ هل دهنده و قرار گرفته در پشت بال

علت اصلی انتقال ملخ هواپیما به عقب هواپیما، امکان قرار گرفتن کانارد در جلو هواپیماست هرچند که علاوه بر این مزایای دیگری نیز در این انتخاب وجود دارد:

۱) دید جذاب و بدون مزاحم خلبان

۲) نبود اثر اختلالی ناشی از چرخش ملخ روی بالها

عیب : انتقال قدرت به پشت بالها که وزن و پیچیدگی را افزایش می دهد.

چرخه طراحی

برای راحت بودن فرایند بازبینی طراحی این هواپیما، چرخه طراحی زیر پیشنهاد گردیده است.

البته مباحث زیر نیز باید در کنار چرخه در نظر گرفته شود :

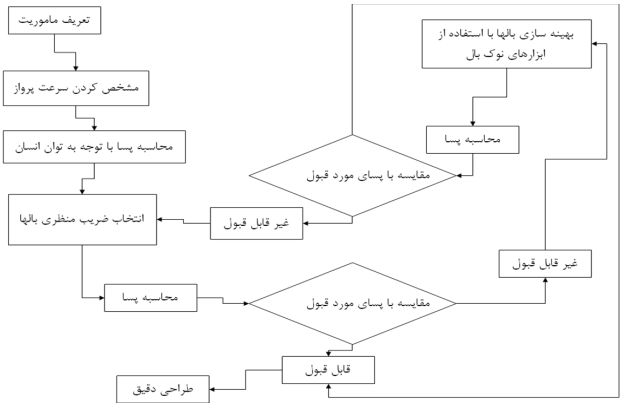
۱) پایداری

۲) تعیین مسافت برخاست و نشست

۳) کنترل و خنثی سازی ضربه در هنگام فرود

۴) تعیین نقطه بهینه عملکردی

نمودار الگوریتمیک چرخه را در شکل ۱۵ می بینید.



شکل۱۵ چرخه طراحی

انتخاب سطح بال

سطح بال با توجه به هواپیماهای موفقی چون ماسلیر ۱ و ۲ و در نظر گرفتن پسای اصطکاکی بیشتر سطح بال زیاد نسبت به سطح بال کم و حداقل پسای قابل قبول تجربه شده ۱۲ متر مربع در نظر گرفته شد.

انتخاب ضریب منظری

بدون شک در طراحی این هواپیماها و با توجه به تجارب قبلی بالاتر بودن ضریب منظری بسیار ویژگی ارزشمندی است چون با بال رفتن ضریب منظری پسای القایی کاهش یافته و این به افزایش سرعت هواپیما کمک خواهد کرد، اما از طرفی با توجه به کمک گرفتن از ابزارهای کمکی نوک بال و حساسیت پسای القایی نسبت به افزایش ضریب منظری این ضریب در هواپیمای موفقی مانند ماسلیر ۲ حدود ۱۹.۵ بود در حالی که این هواپیما توانست به سرعت هواپیمای دایدالوس که ضریب منظری ۳۴.۱ داشت با اختلاف توان کمی دست پیدا نماید. بر همین اساس در بازطراحی دوم ضریب منظری هر یک از بالها از ۶ به ۱۰ ارتقاء یافت که با در نظر گرفتن وجود دو بال و ابزارهای نوک بال تقریبا همان ضریب منظری مجموع ۲۰ قابل پذیرش خواهد بود.

لزوم جمع شو بودن کانارد

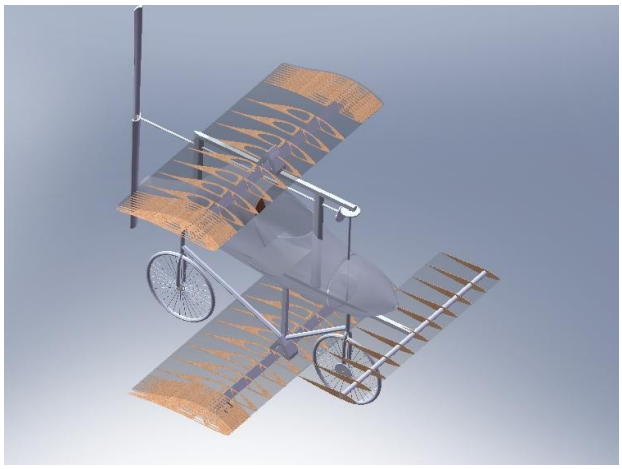
در صورتی که کانارد هواپیما قابلیت جمع شوندگی نداشته باشد در زمان قرار گرفتن در حالت دوچرخه لرزش چرخها و اثرات ناهمواری زمین به کانارد منتقل شده و موجب تکان خوردن کانارد شده و این تکان نیز موجب لنگر روی دوچرخه شده و سوار را به زمین زده یا دوچرخه را از حالت تعادل خارج می سازد.

جمع بندی

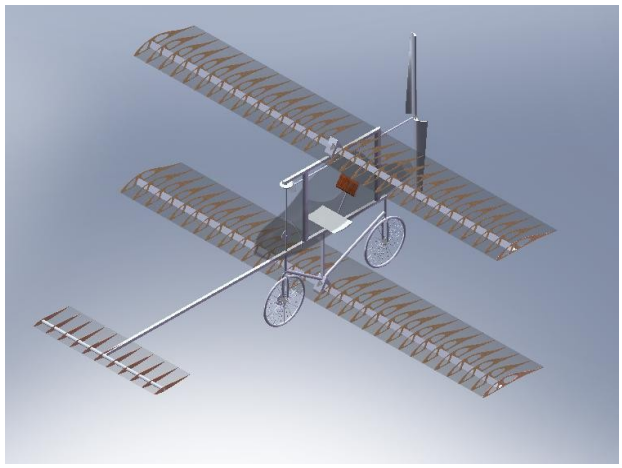
بر مبنای تحلیلهای مفهومی ارائه شده در تحقیق برای هواپیمای نیروی انسانی، بهترین پیکربندی، پیکربندی دو بال، کانارد، ملخ هل دهنده و کابین قطره‌ای با سرنشین نیم خوابیده است. اندازه سطح بال بر مبنای دو شاخص سطح خیس و ضریب منظری برای نسبت پسای ناشی از برآ به پسای اولیه بهینه سازی گردیده و بر اساس سطح بال بهینه، طراحی سایر بخشها صورت گرفته است. با توجه نتایج این بهینه سازی سطح بال ۱۲متری برای این پرنده کافیست. برای سازوکار جمع شوندگی نیز یک تیرک اصلی کشویی با روکش پی وی سی نرم برگزیده شده است. شکلهای ۱۶ و ۱۷ مدل کامپیوتری پرنده را در حالت بال باز و بال بسته نشان می‌دهد.

پارامترهای طراحی به دست آمده برای حالت پروازی	
وزن برخاست	۹۰ کیلوگرم
وزن هواپیمای بدون بار	۳۰ کیلوگرم
سرعت کروز طراحی	۱۱ متر بر ثانیه
توان خلبان	۲۵۰ وات
سطح بال در حالت باز شده	۱۲ مترمربع
سطح بال در حالت بسته	۴ متر مربع
نوع ایرفویل	DAE 21
سطح کانارد	۱.۲ متر مربع
قطر ملخ	۳ متر
نیروی پیشران ملخ در ۱۲۰ دور بر دقیقه	۲۲.۷ نیوتن
فاصله مرکز آیرودینامیکی کانارد تا مرکز ثقل	۳.۴ متر

جدول ۱- مشخصات طراحی بدست آمده برای هواپیما



شکل ۱۶ - مدل کامپیوتری نهایی هواپیما در حالت بال بسته



شکل ۱۷ - مدل کامپیوتری نهایی هواپیما در حالت بال باز

Refrences :

1. *Mark Drela ,"Aerodynamics of Human-Powered Flight" , Annual Review of Fluid Mechanics ,Vol 22: 93-110, January 1990*
2. *D r. Wilkie , "Man as an Aero Engine". Journal of The Royal Aeronautical Society,Vol 64 No. 596, August 1960*
3. *P.B.S. Lissaman, H.R. Jex,P.B. Maccready "Aerodynamics of flight at speeds under 5m/s", Man-Powered. Aircr. Group Symp., 3rd, pp. 83-. 123,1979*
4. *Bento S. de Mattos ,Considerations about Winglet Design, 21st Applied Aerodynamics Conference ,23-26 June 2003, Orlando, Florida*
5. *Peter Masak ,Winglet desiign for saiilplanes, free flight 2/92*
6. *M. J. Smith,Performance analysis of a wing with multiple winglets,AIAA-2001-2407*
7. *Human Powered Aircraft Specifications, Human Powered Aircraft Site, viewed 30 September 2009 <http://www.propdesigner.co.uk/index.html>*
8. *Royal Aeronautical Society web site ,viewed 30 September 2009,<www.raes.org.uk>*
9. *Mazen A. Ba-abbad ,Some Technological Hurdles and Cost Estimation of Morphing UAVs,SSAS UAV Scientific Meeting & Exhibition, Jeddah, Saudi Arabia (June 6, 2006)*
10. *Terrafugia The Roadable Light Sport Aircraft Site, viewed 30 September 2009 <http://terrafugia.com/>*
11. *Design of Ground Vehicles - J Y Wong. c1993. Hardcover, 2nd ed.,John Wiley & Sons*
12. *Bicycling Science - Frank Rowland Whitt and David Gordon Wilson. 2nd Edition c1982,MIT Press.*