بررسی تجربی عملکرد یک پهپاد تک باله با یک پهپاد دو باله

امیرمهدی صبوریان راد[1]*، عبدلعلی حقیری [2]، رسول شکل آبادی[3]

۱- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک، دانشگاه جامع امام حسین(ع) ، مرکز آیرودینامیک قدر

۲- دکترا مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک، استادیار ، دانشگاه جامع امام حسین(ع) ، مرکز آیرودینامیک قدر

۳- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش آیرودینامیک ،پژوهشگر، دانشگاه جامع امام حسین(ع) ، مرکز آیرودینامیک قدر

*AmirMahdiSaborianRad55@ihu.ac.ir

چکیده

استفاده از هواپیماهای دو باله یا بال منصل به دم افقی معروف به بال متصل شده[1]، در برنامه های تحقیقاتی کارشناسان امر قرار گرفته است. افزایش نیروی برآ با استفاده از سطح اضافی بال، جلوگیری از رخ دادن پدیده فلاتر و آیروالاستیسیته، پایین آمدن سرعت استال و کوتاه شدن باند فرود و پرواز از مزایای مهم دو باله ها می باشد. البته افزایش پسای اصطکاک پوسته ای و افزایش هزینه ساخت را می توان بعنوان معایب طرح نام برد. در گوشه و کنار دنیا کشورها در حال تحقیقات بنیادین در زمینه پهپادهای دو باله بودهو بعنوان یک رویکرد جدید به این گونه سامانه ها با اهدف ارتقاء عملکردی هواپیما و پهپاد در حال انجام است.

در این تحقیق عملکرد یک پهپاد تک باله نسبت به یک پهپاد دو باله در سرعت های ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه با استفاده از آزمایش های تونل باد بررسی شده است. سطح آشفتگی تونل باد حدود ۰.۷۵٪ بوده و محدوده زاویه حمله ۴- تا ۱۴ درجه بوده است. بارهای وارده بر مدل اعم از نیروها و گشتاورها توسط یک بالانس ۶ مولفه استرین گیجی اندازه گیری شد

نتایج حاکی از آن است که ضریب برآ در هر دو سرعت در دوباله افزایش ۵۰٪ در محدوده بالاتر از زاویه ۲ درجه می باشد. همچنین بدلیل افزایش سطح بادخور در محدوده زاویه حمله ۴- تا ۴ درجه ضریب نیروی پسای اصطکاک پوسته ای به میزان دو برابر افزایش یافته است. اگرچه این مقدار در زوایای حمله بالاتر به کمتر از ۵۰٪ رسیده است. نکته مهم اینکه در هر دو مدل رفتار گشتاور پیچ یکسان بوده و پایداری طولی حفظ شده است.

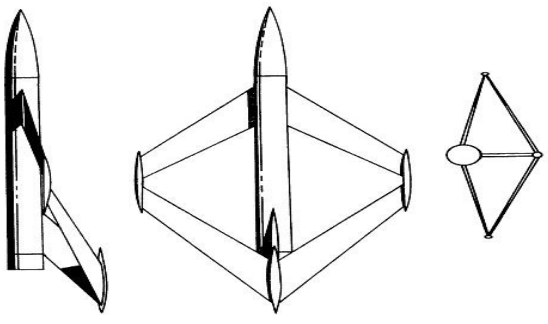
واژه های کلیدی: پهپاد تک باله، ضرایب آیرودینامیکی،تست استاتیکی تجربی، بالانس ۶ مولفه داخلی، تونل باد ، پهپاد بال متصل

۱- مقدمه

با پی شرفت فناوری، ر شد عملیات های هوایی پهپادی در سال های اخیر شاهد ر شد ت صاعدی بوده ا ست و همچنان انتظار می رود که در آینده نزدیک این ر شد به طور قابل توجه ای ادامه دا شته با شد. پهپاد ها، در مقایسه با هواپیما های سرنشین دار، قیمت کمتری دارند و هنگام سقوط خلبانان را در معرض خطر قرار نمی دهد.همچنین پهپاد به دلیل انعطاف پذیری و لندازه کوچک می تولند توجه زیادی را به خود جلب کند. با این حال ،پهپاد ها اشکالات خاص خود را دارند.

به طور معمول پهپاد ها نسبت به هواپیما های سرنشین دار، سرعت پایین تر، وزن برخا ست سبک تر، اندازه کوچک تر و ارتفاع پرواز کمتری دارند. بنابراین پهپاد ها بی شتر در معرض اختلال شرایط جوی بحرانی قرار می گیرد. اخلال در محیط جوی، د شواری کنترل را افزایش می دهد و حتی بر ایمنی پرواز تاثیر می گذارد. پهپاد همی شه در محیط های پیچیده با ارتفاعات، دما و عوارض جغرافیایی مختلف کار می کند و به همین خاطر عیور از این شرایط جوی بحرانی اجتناب ناپذیر و همراه با هزینه سقوط یا صدمه دیدگی ا ست. برای کاهش خطرات در هنگام پرواز پرنده و افزایش میزان موفقیت در ماموریت، بسیار مهم ا ست درک کاملی از چگونگی تاثیر گذاری شرایط های جوی بحرانی بر پهپاد دا شته که در مرجع [۱] مورد بررسی کامل قرار گرفته است.

از نکات مهم در پرواز پرنده ها اعم از با سرن شین یا بدون سرن شین طول باند فرود و پرواز و پایین بودن سرعت ا ستال می با شد. از موارد کاربردی آن پرواز در شرایط بحرانی مثل ن شـ ست و برخا ست بر روی ناو یا در زمینهای ناهموار می با شد. یکی از رو شهای جدید در این موارد ا ستفاده از پرنده های دو باله یا بال مت صل می با شد. بطوریکه علاوه بر افزایش نیروی برآ بدلیل ات صال نوک بال به دم یا بال دوم پدیده فلاتر[2] و آیروالا ستیسیته بهبود می یابد. مفهوم بال مت صل شامل دو بال ا ست که در آنها بال جلویی با دو وجهی[3] مثبت به سمت عقب کشیده می شود تا به بال عقبی مت صل شود، که معمولا از بالای پایدار کننده عمودی یک آرایش الما سی یا خرپایی را ت شکیل می دهد که اولین بار تو سط آقای وولکوویچ [۲] در سال ۱۹۷۶ معرفی شد که در شکل شماره ۱ مشاهده می کنید.

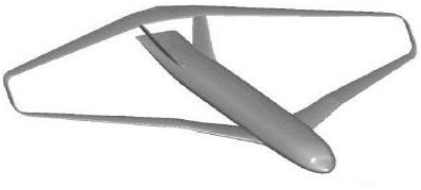


(الف)

[1] Joined wing

[2] Flutter

[3] Sweep Back



(ب)

شکل۱- (الف)شماتیک سه نمای یک نوع پیکربندی بال متصل و (ب) نمای ایزومتریک هواپیمای دو باله همراه با دو فین پرانتل

در سال ۱۹۸۴، نا سا [۳ ,۴,۵] تلا شی را برای طراحی یک هواپیمای نمای شی با بال های مت صل آغاز کرد که این تلاش شامل چندین آزمایش معتبر تونل باد بود. از پژوهش های دیگر انجام شده در حوزه هواپیما یا پهپاد های بال مت صل می توان به برر سی عملکرد آیرودینامیکی با شبیه سازی عددی و تجربی انجام شده روی میدان جریان حول یک پهپاد بال مت صل دو باله در مقیاس کوچک از طریق ان سیس فلوئنت در سرعت های ۱۵ و ۳۰ متر بر ثانیه تو سط تئو در سال ۲۰۱۶ بین دان شگاه فنی نانیانگ سنگاپور و مرکز هوافضای آلمان اشاره کرد[۶] .

آزمایش های تونل باد آیرو سروالا ستیک مدل کرافت با ح سگر بال های مت صل با پرواز آزاد برای کاهش بار تندباد تو سط رابرت ا سکات در سال ۲۰۱۱ در مرکز تحقیقات نیروی هوایی بوییـنگ و مرکز تحقیقات لانگلی ناسا انجام شد. بطوریکه یک جریان نوسانی از طریق قرار دادن یک آرایش دو باله پره در طرف بخش ورودی محفظه آزمون مجهز به سی ستم موتور هیدرولیک مجهز و یک فلایول تا فرکانس پره ثابت ایجاد شد[۷].

در این پژوهش با توجه به محبوبیت و کاربرد پیکر بندی های بال مت صل دو بلله که در جهان امروز در حوزه پهپادی مورد توجه قرار گرفته لیکن هنوز در داخل ک شور در این حوزه کارهای اولیه صورت گرفته، به عنوان گامی برای بررسی عملکرد آیرودینامیکی پیکربندی های بال متصل دو باله در پهپاد انجام گردد. بدین ترتیب یک مدل با امکان تغییر بال به تک بلله و دو باله ساخته شد و در تونل باد مادون صوت در دو سرعت ۱۵ و ۲۴ متربرثانیه مورد آزمایش قرار گرفت. نتایج بد ست اعم از نیرو و گ شتاور در دو حالت تک و دو باله با هم مقای سه و مزایا و معایب دو طرح تحلیل شده است.

۲-تئوری مسئله

بال متصل" یک مفهوم کلی است که شامل ترکیب دو بال، یک بدنه و یک باله است. به طوری که بال ها هم در نمای پلان و هم در نمای جلو، شکل الماسی را تشکیل می دهند. این شکل با چسباندن بال جلو به پایین، روی بدنه به دست می آید. سپس به سمت عقب و بالا حرکت می کند. پیکربندی‌های متعددی از این مفهوم قابل تصور است که در آن موقعیت‌ها، شکل‌ها و اندازه‌های بال‌ها بسیار متفاوت است. پنج پیکربندی نسبتاً اساسی در مرجع [۸] مورد بحث قرار گرفته‌اند.

پیکربندی بال متصل مزایای متعددی اعم از استحکام بالایی به هواپیما اضافه می کند. زیرا بال ها ساختار جعبه ای را تشکیل می دهند که در برابر بارهای طولی و عمودی مقاومت می کند. این مزیت باعث کاهش ساختار لازم برای حمایت از بال ها می شود. بنابراین با طراحی مناسب موجب نازک تر شدن بال و کاهش وزن هواپیما در حالت بالهای به هم پیوسته شده و در نتیجه نیروی پسا القایی پایین و حداکثرضریب برآی بالایی دارند.

در پیکربندی های استاندارد هواپیما، دم یک نیروی رو به پایین تولید می کند تا هواپیما را متعادل کند. در حالیکه در یک بال به هم پیوسته، شکل ۱، هر دو بال نیروی برآ را تولید کرده و در نتیجه برآی کل مورد نیاز بال برای نگه داشتن پرواز افقی هواپیما کاهش می یابد. علاوه براین بال جلویی بگونه ای طراحی می شود که قبل از بال عقبی دچار استال شود. بنابراین پایین آمدن نوک هواپیما و حفظ جریان روی بال استال شده اتفاق افتاده و استال عمیق در هواپیما رخ نمی دهد. این شرایط برای مشخصات بازیافت استال می توند برای سلامتی هواپیما خیلی مناسب است. همچنین اگر محل اتصال دو بال در نوک باشد، می تواند نقش وینگ لت را ایفا کرده و لذا بدون نیاز به نصب وینگلت[۴] و افزایش وزن هواپیما، راندمان دهنه بال را افزایش داده دهد[۹].

به بیان دیگر بال متصل مزایایی جدیدی از آرایش بال به دم فراهم می کند، از جمله: الف) وزن سبک تر و سختی بیشتر، ب) درگ القایی کمتر، ج) کاهش پسا فراصوت و مافوق صوت، و د) لیفت مستقیم داخلی و قابلیت جانبی.

داده های تجربی در مرجع [۹] نشان می دهد که بال متصل از پایداری و کنترل خوبی در پرواز عادی و در استال برخوردار است. بال متصل شده می تواند کاهش پارازیت پسا را از طریق مناطق کوچکتر سطح برآزا، کاهش تداخل بال و بدنه و مناسب بودن برای ایرفویل های نازک ایجاد کند. این اثرات سودمند اثرات اعداد رینولدز بال پایین را خنثی می کند به طوری که می توان به صرفه جویی کلی در پارازیت پسا دست یافت.

اگرچه بال متصل با پیشرفت های جدید مانند مواد کامپوزیتی، ایرفویل های جریان آرام و وسایل نقلیه پیکربندی شده کنترل هم افزایی دارد، اما به فناوری جدید وابسته نیست .از این رو می تواند مزایای فوق را با زمان توسعه کوتاه و ریسک کم ارائه دهد.

بال متصل یک مفهوم بسیار یکپارچه شامل سازه ها و آیرودینامیک است. تلاش های هماهنگ در هر دو حوزه فنی برای به حداکثر رساندن مزایای بال متصل مورد نیاز است.

متأسفانه، همانطور که در مورد بیشتر ،اگر نه همه، ایده های طراحی هواپیما وجود دارد، مزایای به دست آمده در یک زمینه، حداقل تا حدی در سایر زمینه ها از بین می رود. به عنوان مثال، از آنجایی که بال جلو ابتدا متوقف می شود، بال عقب هرگز نمی تواند به حداکثر برآ برسد. بنابراین برای یک سرعت استال[۵] معین، مساحت بال اضافی بیش از آن چیزی که اگر هر دو بال به طور همزمان متوقف شوند لازم است، علاوه بر این، در حالی که در تئوری، از طریق طراحی آیرودینامیکی امکان طراحی بال عقب به اندازه کارآمدی بال جلو وجود دارد. بال، در عمل، اختلالات میدان جریان از بال جلو مانع از رسیدن بارهای بال عقب به بیش از ۵۰ تا ۶۰ درصد از بال جلو می شود. همچنین، افزایش برآ روی بال عقب منجر به افزایش حرکت دماغه به سمت پایین می شود که برگرداندن آن بدون سطوح کنترلی اضافی مانند

[4] Winglet

[5] Stall

کانارد[6] دشوار است. این به ویژه در شرایط برآ بالا صادق است. در نهایت، در حالی که ادعا می‌شود که بال متصل می‌تواند به گونه‌ای طراحی شود که دارای ویژگی‌های پایداری و کنترل خوبی در تمام درجات آزادی باشد، پیکربندی‌های مورد بحث در مرجع [۸] مشکلات جدی پایداری و/یا کنترل را در یک یا چند درجه آزادی نشان می‌دهند.

در این پژوهش، پیکربندی انتخاب شده این پهپاد بال متصل را از یک هواپیمای دو باله بال متصل روسی به نام تی وی اس تو دی تی[7] که در شکل شماره ۲ مشاهده می کنید ایده گرفته و مدل پهپادی مورد تست را طراحی کرده و بعد به ساخت آن در مقیاس ۱ به ۲.۵ پرداخته شده است .

شکل۲- هواپیمای بال متصل دو باله روسی TVS-2DT

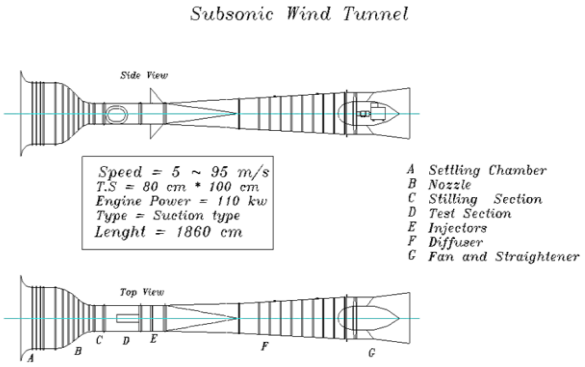
۳-مجموعه آزمایش

جهت انجام این پژوهش و انجام آزمایشهای های تعیین سطح اغتشاش معین تونل باد و همچنین دستبابی به توزیع نیرو ها و گشتاور ها و ضرایب آیرودینامیکی طولی و عرضی مدل پهپادی مد نظر به مجموعه آزمایش اعم از تونل باد مادون صوت، پراب سیم داغ تک مولفه ، سیستم دما ثابت، پراب پیتو استاتیک، آلفا مکانیزم، بالانس شش مولفه داخلی ،سنسور فشار و مدل مقیاس شده متناسب تونل بادی پهپاد معین مورد نظر هم در حالت تک بال و هم در حالت دو باله بال متصل و چارچوب متناسب برای نصب پراب های سیم داغ و همچنین سیستم داده برداری نیاز بوده است. از سرعت سنج لحظه ای سیم داغ برای اندازه گیری سطح اغتشاش معین تونل باد و بالانس الکتریکی شش مولفه برای اندازه گیری نیرو های وارده بر مدل استفاده شده است.

۳-۱- تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

تمامی آزمایشها در تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین(ع) انجام شده است. این تونل از نوع مدار باز مکشی بوده است که با استفاده از فن که در انتهای مدار نصب شده جریان برقرار می گردد. مقطع آزمایش دارای ابعاد با طول ۱۶۰ و عرض ۱۰۰ و ارتفاع ۸۰ سانتی متر می باشد. محدوده سرعت از ۷ تا ۹۰ متربرثانیه بوده که با کمک اینورتر می توان سرعت را بطور پیوسته فراهم نمود. تونل باد دارای یک مرحله لانه زنبوری، سه لایه توری و سطح اغتشاش تقریبی حدود ٪۰.۵ میزان غیریکنواختی جریان کمتر از ٪۲ می باشد. سیستم آلفا مکانیزم امکان تنظیم بصورت کنترل از راه دور زاویه پیچ در محدوده ۴۵- تا ۴۵ درجه می تواند فراهم نماید. در شکل۳ شماتیک مدار تونل باد مادون صوت و مشخصات آن ارائه شده است. مطابق با نتایج بدست آمده میزان سطح آشفتگی در حالت بدون شبکه دو سرعت ۱۵ و ۲۴ متربرثانیه بترتیب ۰.۷۵ و ۰.۶۴۵٪ بوده، بدست آمد.

مطابق با نتایج بدست آمده از آزمایش سرعت سنج سیم داغ میزان سطح آشفتگی در محفظه آزمون در دو سرعت ۱۵ و ۲۴ متربرثانیه بترتیب ۰.۷۵ و ۰.۶۴۵٪ بدست آمد.



شکل۳- شماتیک تونل باد مادون صوت در مرکز آیرودینامیک قدر

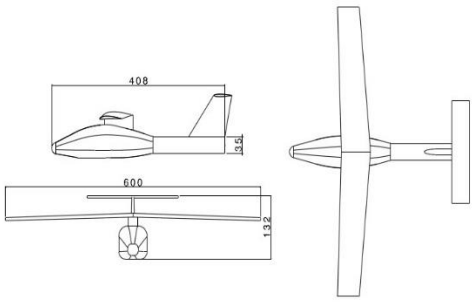
۳-۳- طراحی و ساخت مدل

با توجه به برنامه آزمایشها و اهداف پیش بینی شده مدل پهپاد با مقیاس ۱/۲.۵ نسبت به نمونه اصلی ساخته شد.

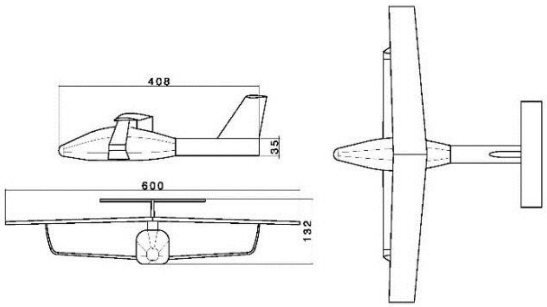
برای ساخت این مدل با استفاده از قابلیت پرینتر سه بعدی با توجه به ابعاد محفظه پرینتر سه بعدی در دسترس به صورت چند قطعه جداگانه طراحی شده است و بعد طراحی با استفاده از پرینتر سه بعدی به صورت قطعه جداگانه ساخته شده است و بعد از آن در کارگاه، مورد مونتاژ قرار گرفته است. روند مونتاژ این پهپاد به گونه ای صورت گرفته که این امکان فراهم باشد بتوان پهپاد را از حالت تک بال به دو بال و بلعکس تبدیل کرد. قابل ذکر است در روند مونتاژ برای تقویت سازه از الیاف های کربن استفاده شده و با استفاده از چسب رزین به بدنه سازه متصل شده تا بدنه را تقویت کند. مرکز ثقل یا مرکز گشتاور مدل پهپادی ۰.۲۹ طول آن بوده و مقطع بال اصلی ناکا ۴۴۱۲ می باشد.

نحوه اتصال مدل به بالانس به صورت آدابتور داخلی و از انتها، بالانس به مدل متصل و روی آلفا مکانیزم نصب گردید. مدل انتخابی مشابه هواپیمای بال متصل دوبال روسی تی وی اس تو دی تی [8] می باشد. ابعاد و مشخصات مدل تونل بادی پهپاد بال متصل هم در حالت تک بال و دو باله مورد نظر در مقیاس ۱ به ۲.۵ نسبت به مدل پروازی اصلی با واحد اندازه گیری میلی متردر شکل ۶ و ۷ نشان داده شده است.

[6] Canard
[7] TVS 2DT
[8] TVS 2DT



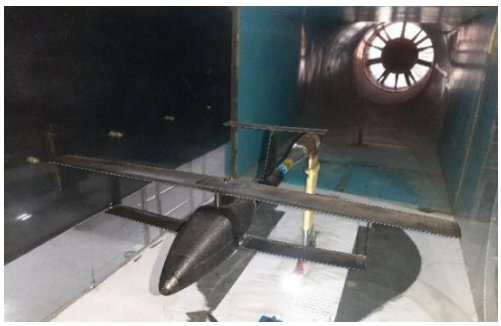
شکل۶- نقشه ابعادی مدل پهپادی تک باله مورد آزمایش



شکل۷- نقشه ابعادی مدل پهپاد بال متصل دو باله مورد آزمایش

در شکل ۸ و ۹ مدل پهپاد بال متصل دو بال و تک باله نصب شده روی بالانس و آلفا مکانیزم نشان داده شده است . برنامه آزمایش شامل دو سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه، محدوده زاویه حمله ۴- تا ۱۴ درجه در سطح اغتشاش حدود ۰.۷ درصد و اندازه گیری نیرو و گشتاور وارده بر مدل ها بوده است.

شکل۸- مدل پهپادی تک باله نصب شده در محفظه آزمون



شکل۹- مدل پهپادی بال متصل دو بال نصب شده در محفظه آزمون

۴-۳- آلفا مکانیزم و بالانس شش مولفه داخلی [9]

آلفا مکانیزم وسیله است که مدل و بالانس روی آن نصب شده و امکان تغییر زاویه مدل در هنگام آزمایش فراهم می گرداند.محدوده زاویه حمله آلفا مکانیزم ۱۰- تا ۳۰ درجه و با دقت ۰.۱ درجه می باشد.جهت اندازه گیری بار های وارده بر مدل از یک بلانس استرین گیجی داخلی مشابه بک تیر یکسر گیردار استفاده شده است.بالانس مورد استفاده از نوع استرین گیجی داخلی ۶ مولفه بوده و در مجموع سه گشتاور و سه نیرو را می توان با کمک آن محاسبه کرد.حداکثر خطای بالانس مورد استفاده در اندازه گیری نیرو ها و گشتاور ها کمتر از ۰.۵٪ بوده است.

شکل۱۰- شکل شماتیک بالانس و مدل به همراه نیرو ها و گشتاور های اعمالی

۴- تحلیل نتایج

پس از انجام آماده سازی مدل پهپادی و تونل باد ، آزمایش ها با سناریو معلوم انجام گردید. با کمک بالانس شش مولفه داخلی در این تست ها ،سه نیرو و سه گشتاور اعمالی به مدل در شرایط مختلف استاتیکی اندازه گیری شده است به طوری که می توان با کمک این اطلاعات و شرایط مدل ،اطلاعات تکمیلی و ضرایب مورد نیاز برای شناسایی رفتار مدل را در شرایط مختلف پروازی پیش بینی کرد .البته در انجام آزمایشات و پردازش نتایج منابع خطایی وجود دارد که از ابتدا با دقت در ساخت مدل و همچنین گروه تست در هنگام نصب آن روی بالانس و همینطور ثبت اطلاعات سعی شده است. به طوری که مجموع خطای آزمایش ها زیر ۵ درصد می باشد.

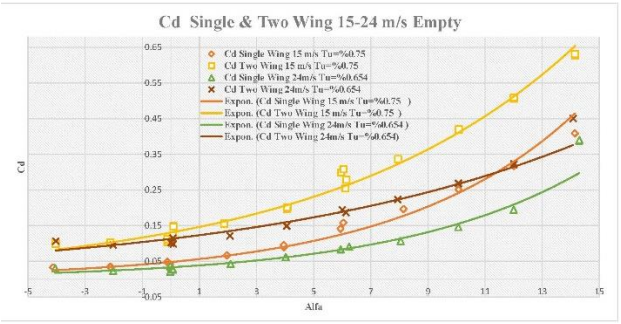
با انجام آزمایش ها و پردازش نتایج آن ها ، منحنی تغییرات نیرو های آیرودینامیکی مدل پهپادی مورد نظر بر حسب تغییرات زاویه حمله در سرعت های معین ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه در سطح اغتشاش معین بدست آمده که در شکل های زیر در حالات مختلف متاثر از نوع بال ارائه شده است.

در شکل ۱۱ نتایج ضریب نیروی برآ در دو حالت تک بال و دو بال در سرعت های ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه ارائه شده است. همانگونه که مشاهده می شود در هر دو سرعت ضریب نیروی برآ در مدل دو باله از زاویه حمله ۴ درجه به بعد بیشتر از تک باله است.که به دلیل مقطع متقارن بال دوم و تولید برآ در زوایای بالاتر می باشد. همچنین حداکثر ضریب برآ در دو باله در هر دو سرعت در زاویه استال یکسان حدود ۱۳.۷ درجه، بیشتر از تک باله می باشد. افزایش ضریب برآ در دوباله در حداکثر آن حدود ۳۵ درصد نسبت به تک باله می باشد.

[9] BTB3

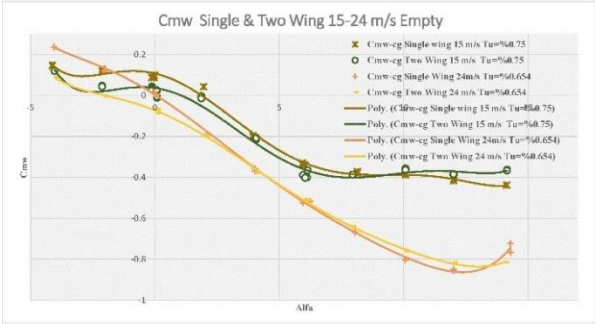
شکل۱۱- تغییرات ضریب نیروی برآ نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک بال در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

مطابق با نمودار شکل ۱۲ ضریب پسا در دو بال بیشتر از تک بال است.که این به دلیل ثابت بودن بال ا صلی و ا ضافه کردن بال دوم به حالت دو باله بوده ا ست.به طوری که حداکثر افزایش ضریب پ سا در هر دو سرعت ۱۵ و۲۴ متر بر ثانیه در دو باله ۴۰ در صد بی شتراز تک باله ا ست.قابل ذکر اینکه براساس طرح ارائه شده در مراجع با توجه به استحکام بیشتر بال در دو باله مقطع آن را نازک تر ساخت، می توان انتظار داشت پسای اصطکاکی و فشاری و نهایتا پسای کل دو باله کمتر از تک بال شود. و این یعنی اینکه می توان با افزایش برآ و کاهش پسا در دو باله نسبت برآ به پسای به مراتب بیشتری را دریافت نمود.



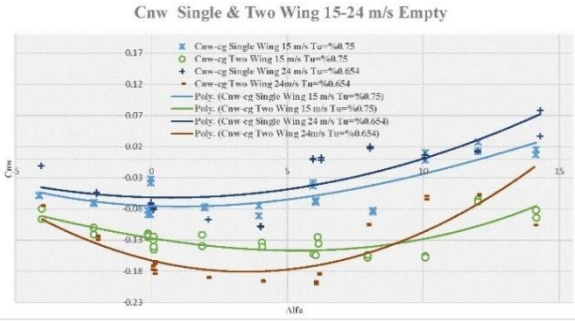
شکل۱۲- تغییرات ضریب نیروی پسا نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک بال در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

مطابق نمودار شکل ۱۳ پایداری طولی تک بال و دو بال در هر دو سرعت تغییر نکرده است و سیستم پایداری طولی در دو حالت دارد.



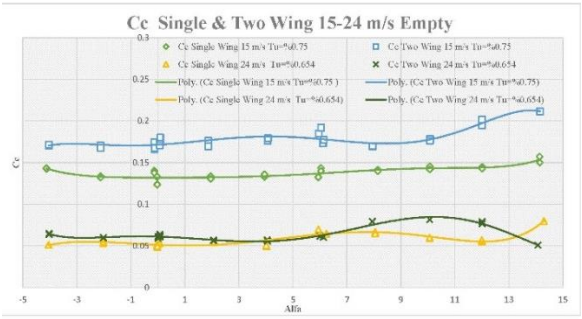
شکل۱۳- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک باله در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

در نمودارهای شکل ۱۴ و ۱۵ و ۱۶ اثر دو بال در نیرو و گ شتاور های جانبی ارائه شده است .همانگونه که مشاهده می شود علارغم اضافه کردن بال دوم به مدل تغییر چندانی در نیرو و گشتاور جانبی ایجاد نشده است و یعنی اینکه مطابق با انتظار نصب بال دوم در نیرو و گشتاور طولی اثر گذار بوده است.

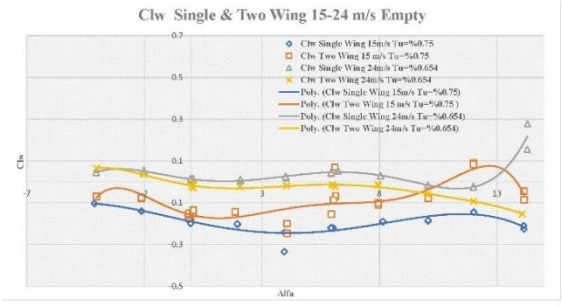


شکل۱۴- تغییرات ضریب گشتاور سمتی نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک باله در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

البته مطابق نمودار شکل ۱۵ همانطور که مشاهده می شود در پیکربندی بال متصل دو بال موجب شده است ضریب نیروی جانبی نسبت به حالت تک بال افزایش پیدا کند.البته قابل ذکر است که همانطور که مشاهده می کنید این مقدار بسیار ناچیز و نزدیک به صفر می باشد و قابل صرف نظر می باشد .



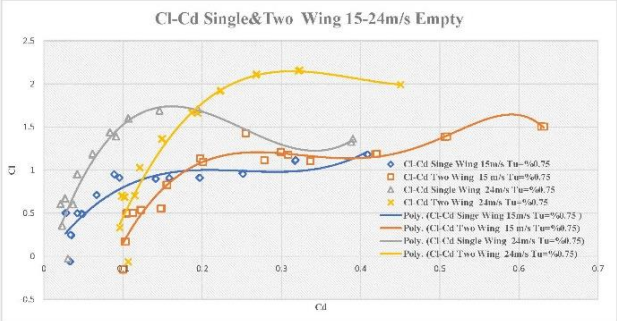
شکل۱۵- تغییرات ضریب نیروی جانبی نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک باله در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه



شکل۱۶- تغییرات ضریب گشتاور غلتشی نسبت به زاویه حمله مدل بال متصل دو بال با مدل تک باله در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

در شکل ۱۷ تغییرات نسبت برآ به پسا در دو حالت تک باله و دو باله نشان داده شده است.همانگونه که مشاهده می شود با توجه به افزایش برآ در زوایای بالاتر از ۴ درجه در دو باله نسبت برآ به پسا علارغم افزایش پسای آن افزایش مناسبی داشته است. در زوایای حمله پایین مطابق با انتظار بدلیل افزایش پسا در پیکربندی دو باله نسبت برآ به پسا در دو حالت تغییر چندانی نداشته است. لذا می توان با طراحی مناسب در دو باله و کاهش پسا

در تمامی محدوده های زاویه حمله نسبت برآ به پسا را افزایش قابل توجه داد.



شکل۱۷- تغییرات ضریب درگ نسبت به ضریب برآ مدل بال متصل دو بال با مدل تک باله پهپادی در سطح اغتشاش معین در سرعت ۱۵ و ۲۴ متر بر ثانیه

۵- جمع بندی و نتیجه گیری

در مقایسه دو پیکربندی دو باله با تک باله مدل پهپادی مورد تست به این نتیجه رسیده که پیکربندی دو باله نسبت به تک باله موجب افزایش حداکثر حدود ۳۵ درصدی ضریب نیروی برآ و حدود ۴۰ درصدی ضریب نیروی پسا شده است.با توجه به استحکام بیشتر بال در حالت دو بال و توانایی نازک تر ساختن مقطع آن نسبت به تک باله، می توان با طراحی مناسب در دوباله و کاهش پسا در تمامی محدوده های زاویه حمله نسبت برآ به پسا را افزایش قابل توجه ای داد.

۶- تشکر و قدردانی

نویسندگان این مقاله مایلند که از مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین (ع) برای تأمین مالی و امکاناتی شرایط انجام تست های تجربی در این پژوهش در حول میدان جریان یک پهپاد بال متصل تشکر نمایند.

۷- مراجع

[1] Bo Hang Wang, Dao Bo Wang, Zain Anwar Ali, Bai Ting Ting and Hao Wang" An overview of various kinds of wind effects on unmanned aerial vehicle", 5 April 2019

[2] Wolkovitch, J., "The Joined Wing: An Overview," *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 3, 1986, pp. 161-178.

[3] Wolkovitch, J., "Joined-Wing Research Airplane Feasability Study," AIAA Paper 84-2471, Nov. 1984, San Diego, CA.

[4] Smith, S.C., Cliff, S.E., and Kroo, I.M., "The Design of a Joined-Wing Flight Demonstrator Aircraft," AIAA Paper 87-2930, Sept. 1987, St.Louis, MO.

[5] Kroo, I.M. and Gallman, J.W., "Aerodynamic and Structural Studies of a Joined Wing Aircraft," AIAA Paper 87-2931, St. Louis, MO.

[6] Z. W. Teo and T. H. New B. Nagel and V. Gollnick," An Experimental and Numerical Study on a Small Scale Joined-Wing Aircraft " 4-8 January 2016, San Diego, California, USA

[7] Robert C. Scott and Mark A. Castelluccio, 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASCStructures,"Aeroservoe lastic Wind-Tunnel Tests of a Free-Flying,Joined-Wing SensorCraft Model for Gust Load Alleviation " Structural Dynamics and Materials Conference
19th4-7 April 2011, Denver,Colorado

[8] J. N. Perkins, F. M. Cheatwood,R. J. Vess and R. A. Wahls," The Design and Testing of Several Joined Wing RPV's " North Carolina State Univercity.,Raleigh, NC, AI AA-85-0275

[9] Julian Wolkovitch AC An Industries," The Joined Wing:An Overview " Inc,Tor ranee,California, MARCH 1986

[۱۰] https://en.topwar.ru/142786-na-smenu-an-2-pridet-baykal-novyy-samolet-tvs-2dts-poydet-v-seriyu.html