

# بهبود عملکرد پهپاد رزمی scan eagle با استفاده از تغییر شکل بال در شرایط مختلف رزم هوایی و تجزیه و تحلیل نیروهای آیرودینامیکی وارد بر آن

عماد اندیشمند<sup>۱\*</sup>، مهران نصرت الهی<sup>۲</sup>، روح اله خوشخو<sup>۳</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مدرس گروه آموزشی هواگردها، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه امام علی (ع)، تهران

۲- دانشیار، گروه آموزشی مهندسی فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۳- استادیار، گروه آموزشی مهندسی فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۱/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۱۲)

## چکیده

در این پژوهش پرنده رزمی اسکن ایگل مطابق با ابعاد و اندازه‌های مدل واقعی مدل‌سازی شده و جهت بهبود عملکرد پرنده در شرایط مختلف پروازی، بال‌های نوآورانه بر روی آن طراحی شده است. به‌طور کلی ۳ مدل نوآورانه برای بال پرنده در نظر گرفته شده است؛ از جمله بال دلتای مثلثی، بال دوزنقه‌ای و بال دلتا به همراه زاویه عقب‌گرد بال می‌باشد. جهت انجام آزمایش تجربی تونل باد پس اعمال مقیاس موردنظر برای تمامی مدل‌ها، پرنده‌ها به کمک پرینتر سه‌بعدی ساخته شده است. پس از بررسی‌های صورت‌گرفته، مکانیزم موردنیاز جهت پیاده‌سازی مدل‌ها در تونل باد طراحی و ساخته شده است. مکانیزم ساخته شده به‌گونه‌ای است که نیروهای وارد شده به پرنده‌ها را به‌طور دقیق به ابزارهای اندازه‌گیری منتقل می‌کند. پس از پیاده‌سازی مدل‌ها در تونل باد و انجام آزمایش تجربی بر روی آنها با شرایط یکسان (سرعت ۸،۶،۴، ۱۰، ۱۲، ۱۴، ۱۶ متر بر ثانیه)، نتایج به‌دست‌آمده از این پژوهش موردبررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست‌آمده شامل ضریب نیروی برآ، نسبت ضریب نیروی برآ به پسا، نوسانات و دامنه نوسانی مدل‌ها و برد پروازی پرنده‌ها می‌باشد. پس از بررسی‌های به‌عمل‌آمده بر روی نتایج؛ مشخص شده که پرنده با بال نوآورانه Delta (به شکل دلتا) به همراه Sweep (زاویه سوئیپ عقب‌گرد یا جلوگرد) دارای عملکرد بهتری (حجم ۱۰/۶۷٪ افزایش و زمان و مسافت طی شده با هر بار سوخت‌گیری ۵۶٪ افزایش) از منظر ضریب نیروی برآ و نسبت ضریب نیروی برآ و پسا بوده است. همچنین مشاهده شده است که مدل با بال دلتا نیز دارای کمترین میزان نوسان در شرایط مختلف پروازی می‌باشد. **واژه‌های کلیدی:** پهپاد، نیروی برآ، نسبت ضریب نیروی برآ به پسا، تونل باد

## Improving the performance of the Scan Eagle combat drone using wing deformation in different air combat conditions and analyzing the aerodynamic forces acting on it

EmadAndishmand, Mehran Nosratollahi, Ruhollah Khoshkhu

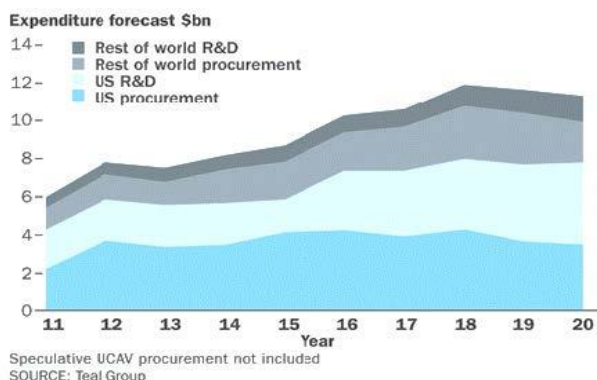
### Abstract

In this research, the Scan Eagle fighter jet was modeled according to the dimensions and sizes of the real model, and innovative wings were designed on it to improve the performance of the aircraft in different flight conditions. In general, 3 innovative models were considered for the aircraft wing; including the triangular delta wing, the trapezoidal wing, and the delta wing with the wing sweep angle. In order to conduct experimental wind tunnel tests, after applying the desired scale to all models, the aircraft were manufactured using a 3D printer. After the studies, the mechanism required to implement the models in the wind tunnel was designed and manufactured. The manufactured mechanism is designed in such a way that it accurately transfers the forces applied to the aircraft to the measuring instruments. After implementing the models in the wind tunnel and conducting experimental tests on them under the same conditions (speeds of 16, 14, 12, 10, 8, 6, 4 m/s), the results obtained from this research have been examined. The results obtained include the lift coefficient, the lift-to-drag coefficient ratio, the oscillations and oscillation amplitude of the models, and the flight range of the birds. After examining the results, it has been determined that the bird with the innovative Delta wing (in the shape of a delta) along with Sweep (backward or forward sweep angle) has better performance (volume increased by 10/67% and time and distance traveled with each refueling increased by 56%) in terms of lift coefficient and the lift-to-drag coefficient ratio. It has also been observed that the model with the delta wing also has the lowest oscillation rate in different flight conditions.

**Key words:** Drone, lift coefficient, LoD, Wind Tunnel.

## مقدمه

دلیل تکامل سیستم‌های کنترلی و نیز مواد و مصالح نوین رونق یافت و از آن سال‌ها به سرعت کاربردها و انواع گوناگون این سامانه‌ها با اقبال بیشتری مواجه شد. (مطابق شکل ۱)



شکل ۱- منحنی سرمایه‌گذاری دنیا در زمینه پهپاد

در این میان پرنده‌های دلتا بال جایگاه مهمی در برخی کاربردها به‌ویژه فعالیت‌های مرتبط با نقشه، گشت‌زنی و... دارند. این پرنده‌ها به دلیل ویژگی‌های آیرودینامیکی مطلوب از جمله عدم استال زود هنگام، پایداری بالایی در جریان‌هایی که دارای عدم قطعیت هستند، گزینه مناسبی برای پوشش‌های وسیع با سرعت تقریباً ثابت است. علاوه بر این مزیت، به طور نسبی دارای راندمان انرژی خوب و پایداری وضعی در سرعت می‌باشند. بال‌های مثلثی شکل یا دلتا شکل یکی از طرح‌های خاص آیرودینامیکی برای بال هواپیما هستند که ایده اولیه آنها در سال ۱۹۳۱ در آلمان توسط الکساندر لیبیش شکل گرفت. پرنده‌های بدون سرنشین به دو دسته زیر دسته‌بندی می‌شوند: **پرنده‌های با بال ثابت**: برابر شکل ۲ آن دسته از پهپادهایی که بال متحرک ندارند.



شکل ۲- پهپاد رعد ۸۵

امروزه پرنده‌های بدون سرنشین بخش عمده‌ای از صنعت هوافضای دنیا را به خود اختصاص داده‌اند. انواع مختلفی از این پرنده‌ها ساخته شده و به کار گرفته شده‌اند. به‌طور کلی از دهه ۸۰ قرن بیستم طراحی و ساخت پرنده‌های بدون سرنشین به دلیل تکامل سیستم‌های کنترلی و نیز مواد و مصالح نوین رونق یافت و از آن سال‌ها به سرعت کاربردها و انواع گوناگون این سامانه‌ها با اقبال بیشتری مواجه شد [۱]. در این میان پرنده‌های دلتا بال جایگاه مهمی در برخی کاربردها به‌ویژه فعالیت‌های مرتبط با نقشه، گشت‌زنی و... دارند. این پرنده‌ها به دلیل ویژگی‌های آیرودینامیکی مطلوب از جمله عدم استال زود هنگام، پایداری بالایی در جریان‌هایی که دارای عدم قطعیت هستند، گزینه مناسبی برای پوشش‌های وسیع با سرعت تقریباً ثابت است. علاوه بر این مزیت، به طور نسبی دارای راندمان انرژی خوب و پایداری وضعی در سرعت می‌باشند. بال‌های مثلثی شکل یا دلتا شکل یکی از طرح‌های خاص آیرودینامیکی برای بال هواپیما هستند که ایده اولیه آنها در سال ۱۹۳۱ در آلمان توسط الکساندر لیبیش شکل گرفت [۲].

پهپاد مورد بررسی از جمله پهپادهای مورد استفاده در صنعت هوافضای کشور می‌باشد. هدف از انجام پژوهش بر روی این پهپاد، ایجاد تغییرات در هندسه بال آن به‌منظور بهینه‌سازی عملکرد کلی پرنده است. با توجه به پیشرفت روزافزون توان هوایی کشور، بهبود عملکرد یکی از مدل‌های پهپادهای مورد استفاده در سیستم دفاعی کشور، در راستای این مهم خواهد بود. همچنین با توجه به امکان ساخت این پرنده توسط صنایع داخلی، امکان پیاده‌سازی نتایج پژوهش در صنایع مذکور در آینده فراهم خواهد بود. در این پژوهش سعی بر آن است که با تغییر بال پهپاد Scaneagle و بررسی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر آن در شرایط مشابه، عملکرد پرنده در حالت‌های مختلف مورد بررسی قرار گیرد [۳].

## پیشینه پژوهش

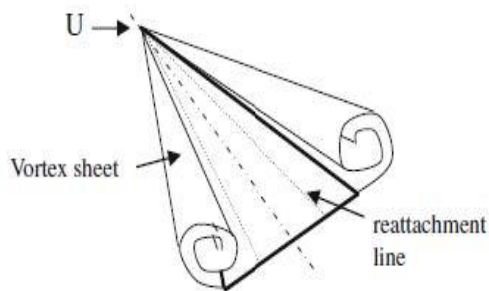
امروزه پرنده‌های بدون سرنشین بخش عمده‌ای از صنعت هوافضای دنیا را به خود اختصاص داده‌اند. انواع مختلفی از این پرنده‌ها ساخته شده و به کار گرفته شده‌اند. به‌طور کلی از دهه ۸۰ قرن بیستم طراحی و ساخت پرنده‌های بدون سرنشین به

می‌کنیم. می‌توان هم‌زمان با نگاه‌داشتن صلبیت و محکم‌بودن، ضخامت بال را نیز کم کرد که این کار موجب سهولت در ساخت و تولید می‌شود.

\* **زاویه عقب‌گرد بالا:** بال‌های دلتا زاویه روبه‌عقب بزرگی برای آن فراهم می‌کنند که این ویژگی موجب می‌شود هنگام عبور از دیوار صوتی لبه حمله بال با امواج ضربه‌ای تولید شده (هنگام گذر از سرعت پایین صوت به سرعت بالای صوت) برخورد نداشته باشند. این زاویه رو به عقب بال باعث کاهش سرعت هوا در راستای عمود بر لبه حمله آن شده به طوری که هنگام پرواز در رژیم‌های بالای صوت، سرعت هوایی که روی بال جریان می‌یابد پایین‌تر از سرعت صوت است.

\* **برخورداری از مساحت زیاد سطح بال:** سطح زیاد بال دلتا در مقایسه با بال‌های به عقب برگشته‌ی معمول باعث کاهش بارگذاری بر واحد مساحت بال می‌گردد. این عامل در افزایش مانورپذیری هواپیما نقش اساسی دارد. بال‌های دلتاشکل به علت ریشه بزرگ بال استحکام زیادی دارند و حجم زیادی برای مخازن ذخیره سوخت فراهم می‌کنند.

\* **دستیابی به زوایای حمله بالا:** از مزیت‌های بسیار مهم بال دلتا دست‌یافتن به زوایای حمله بالا است. این ویژگی باعث تولید نیروی لیفت بیشتر در یک سرعت مشخص شده و در نتیجه می‌تواند با سرعت کم و بدون استال پرواز کند. هنگام افزایش زاویه حمله، لبه‌ی حمله‌ی بال با ایجاد گردابه‌هایی به جریان روی سطح انرژی می‌دهد. مطابق آنچه در شکل ۵ و ۶ نشان داده شده است این قابلیت موجب به تأخیرانداختن جدایش جریان از سطح شده و زاویه‌ی استال بالایی را به بال دلتا می‌دهد.



شکل ۵- گردبادهای ایجاد شده توسط لبه حمله

**پرنده‌های با بال متحرک:** برابر شکل ۳ مانند هلیکوپترهای بدون سرنشین و مولتی‌روتورها



شکل ۳- پهپاد RQ-8

همان‌طور که می‌دانید شکل‌های مختلفی برای بال‌های یک پرنده وجود دارد که از میان آن‌ها می‌توان به بال بیضوی، مستطیلی، متمایل به عقب، دلتا و... اشاره کرد. مطابق شکل ۴ به بالی که شکل مثلثی داشته باشد، بال دلتا می‌گویند. علت نام‌گذاری آن نیز حرف دلتای یونانی  $\Delta$  می‌باشد.



شکل ۴- نمونه‌ای از هواپیما با بال دلتا

در ادامه به تعدادی از مزایای بال دلتا نسبت به بال معمولی به صورت موردی اشاره خواهد شد:

\* **قرارگرفتن لبه‌ی حمله‌ی بال در پشت شوک دماغه:** لبه‌ی حمله این بال‌ها در هواپیماهای مافوق‌صوت، در پشت شوکی که از دماغه ایجاد شده قرار می‌گیرند. (این پدیده در هواپیماهای با زاویه عقب‌گرد بالا، با کارایی بیشتری نسبت به بال دلتا رخ می‌دهد).

\* **دستیابی به مقاومت سازه‌ای و حجم داخلی بیشتر:** مزیت دیگر در طراحی بال‌های دلتا این است که در حین پروسه تولید و ساخت، علاوه بر به‌دست‌آوردن مقاومت سازه‌ای، به حجم داخلی بیشتری برای سوخت و سایر تجهیزات دست پیدا

### اهداف اصلی پژوهش

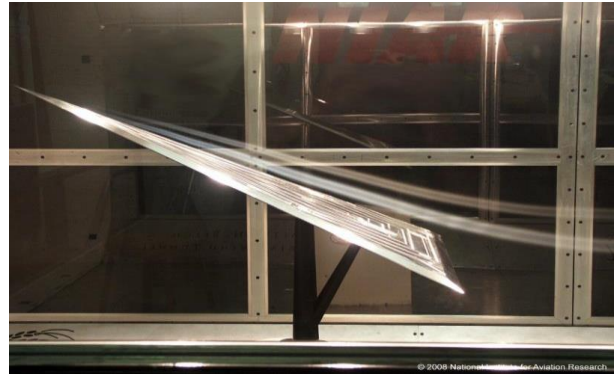
- ۱- بررسی نیروهای آیرودینامیکی وارد شده بر پرنده در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف جریان به صورت تجربی
- ۲- تغییر بال پرنده به بال دلتا و بررسی نیروهای آیرودینامیکی وارده بر آن
- ۳- مقایسه نیروهای برآ و پسای وارده بر هر دو نوع بال

### روش اجرای پژوهش

باتوجه به اهمیت موضوع مورد بررسی و نتایج حاصل از آن، برای بررسی این پرنده از روش تجربی استفاده شده است. روش مورد نظر، استفاده از تونل باد مادون صوت می‌باشد. در این روش در ابتدا ابزارهای مورد نیاز کالیبره شده و سپس در بخش‌های مورد استفاده قرار داده شده است. پس از کالیبراسیون ابزارهای اندازه‌گیری، مدل مورد نظر باتوجه به ابعاد و مقادیر موجود در کاتالوگ محصول طراحی شده است. نحوه انجام آزمایش به گونه‌ای است که می‌بایست هندسه مدل در قسمت بال تغییر کند فلذا برای امکان ایجاد تغییرات در هندسه، بخش‌هایی در مدل تعبیه شده است که این موضوع نیز در هندسه اعمال شده است. لازم به ذکر که باتوجه به ابعاد اصلی مدل پرنده امکان پیاده‌سازی آن در ابعاد اصلی در تونل باد وجود ندارد؛ بنابراین باتوجه به ابعاد مقطع آزمون تونل باد، مقیاسی کلی بر روی تمام اجزای مدل ایجاد شده است [۴]. همچنین جهت پیاده‌سازی مدل در تونل باد نیازمند یک مکانیزم جهت جانمایی مدل در تونل و همچنین یک رابط بین مدل و ابزارهای اندازه‌گیری می‌باشد؛ بنابراین مکانیزمی باتوجه به نیازهای مسئله طراحی و ساخته شده است. جهت بهبود عملکرد این پرنده، در این پژوهش بال‌های مختلف بر روی مدل پیاده‌سازی شده است که طراحی صورت گرفته بر مبنای بال‌های دلتا می‌باشد. این مهم به منظور بهبود عملکرد کلی پرنده صورت گرفته است [۵].

### مشخصات تونل باد

تمامی آزمایش‌های مربوط به تونل باد، در آزمایشگاه آیرودینامیک تجربی دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران با مشخصات زیر انجام شده است. مطابق شکل ۹ تونل باد این آزمایشگاه، یک تونل باد مدار باز مادون صوت مکشی است، ابعاد مقطع آزمون آن  $0.7 \times 1 \times 1.5$  مترمکعب با حداکثر سرعت



شکل ۶- زاویه حمله بالا بدون استال

مطابق شکل ۷ اولین هواپیمای نظامی که از این نوع بال استفاده کرد F-102 آمریکایی بود که در جنگ ویتنام به عنوان اسکورت بمب افکن‌های استراتژیک مورد استفاده قرار می‌گرفت.



شکل ۷- هواپیمای F102 با بال دلتا

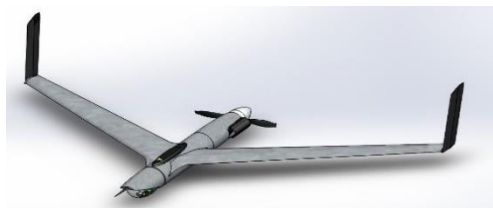
یکی از معروفترین هواپیماها با بال دلتا میگ ۲۱ شوروی بود که در زمان خود یکی از موفق‌ترین هواپیماهای شکاری محسوب می‌شد. مدرن‌ترین هواپیمایی که اکنون از این نوع پیکربندی بال استفاده می‌کند یوروفایتر تایفون (شکل ۸) است که در چند کشور اروپایی طراحی و ساخته شده و جزو جنگنده‌های اصلی پیمان ناتو است.



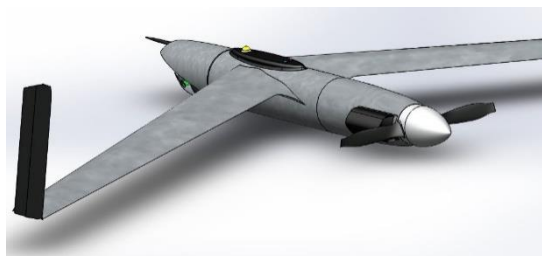
شکل ۸- هواپیمای یوروفایتر تایفون با بال دلتا

در مقطع آزمون ۵۰ متر بر ثانیه بوده و همچنین طول کل تونل برابر ۱۲ متر است.

در ضمن در آزمایشات تونل باد، ضریب انسداد (۷/۱) و شدت اغتشاش در سرعت ۱۱ میلی متر بر ثانیه کمتر از ۳٪ است.



شکل ۱۰- مدل طراحی شده از مدل پرنده اسکن ایگل



شکل ۱۱- نمای پشت پرنده طراحی شده



شکل ۹- تونل باد

جدول ۱: مشخصات پرنده

واحد	پارامتر
متر ۰/۷۱	طول
متر ۱/۳	طول بال
۲۲ کیلوگرم	حداکثر وزن برخاست
۵ کیلوگرم	حداکثر وزن بار
پیستونی ۲ زمانه W3	موتور
۱۵۰۰ کیلومتر	حداکثر برد
۱۴۸ کیلومتر در ساعت	حداکثر سرعت
۱۱۱ کیلومتر در ساعت	سرعت کروز
بیش از ۲۴ ساعت	مداومت پروازی
۵۹۴۳ متر	سقف پروازی

### مشخصات پرنده

#### مدل طراحی شده پرنده

مدل اصلی پرنده اسکن ایگل مطابق با ابعاد و اندازه‌های مدل اصلی مورد استفاده در ایالات متحده آمریکا طراحی شده است. مدل طراحی شده دقیقاً منطبق بر مدل استفاده شده توسط نیروی دریایی و هوایی آمریکا می‌باشد. قسمت پیچیده و حائز اهمیت این پرنده از لحاظ طراحی و ساختار، دماغه آن می‌باشد که محل قرارگیری دوربین نیز می‌باشد. نحوه طراحی این بخش به گونه‌ای است که دیدی بسیار مناسب به دوربین پرنده می‌دهد. این بخش نیز همانند سایر قسمت‌های پرنده به طور دقیق برحسب مدل اصلی طراحی شده است. (شکل ۱۰ و ۱۱) که در ادامه شکل‌های مدل طراحی شده نشان داده شده است [۶].

همچنین لازم به ذکر است که باتوجه به محدودیت‌های موجود در مقطع آزمون تونل باد، امکان بررسی مدل در ابعاد اصلی وجود ندارد. از این رو باتوجه به ابعاد مدل و همچنین ابعاد مقطع آزمون تونل باد دانشگاه تهران؛ مقیاس ۱:۶ برای مدل در نظر گرفته است. این مقیاس در تمامی قسمت‌های مدل اعمال شده و شامل همه بخش‌های آن می‌باشد [۷].

به منظور کاهش هزینه‌های ناشی از ساخت مدل، تغییراتی جزئی در بدنه آن به جهت تسهیل در پیاده‌سازی مدل‌های مختلف ایجاد شده است. این تغییرات سبب پیاده‌سازی سایر بال‌های طراحی شده بر روی مدل می‌شود. همچنین این موضوع سبب یکسان بودن سایر قسمت‌های پرنده در هنگام تست می‌شود. به این صورت که فقط قسمت بال پرنده دچار تغییر شده و سایر قسمت‌ها ثابت می‌مانند. این مهم سبب ایجاد اطمینان به نتایج به دست آمده شده است [۸].

#### مدل‌های نوآورانه پرنده

به‌طور کلی ۳ مدل نوآورانه برای بال پرنده در نظر گرفته شده است که اولین آنها بال دلتای مثلثی می‌باشد که در شکل ۱۲ نشان داده شده است. مقاطع این بال دقیقاً مقاطع بال پرنده اصلی می‌باشد که برای تبدیل به بال دلتا مقطع ریشه بال در مقیاس مورد نظر ضرب شده است. این بدان منظور است که مقطع نوک بال دقیقاً همان مقطع نوک بال در مدل اصلی می‌باشد [۹].

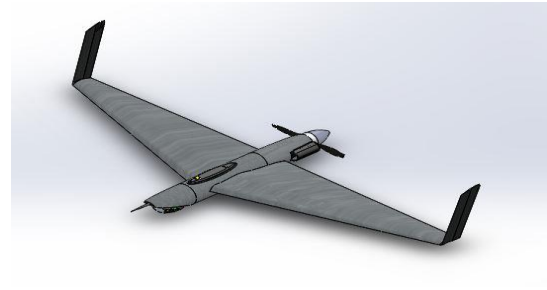
### ساخت مدل

برای ساخت مدل از دستگاه پرینتر سه بعدی استفاده شده است. ماده مورد استفاده جهت ساخت مدل‌ها، ماده پلی لاکتیک اسید می‌باشد. پلی لاکتیک اسید یک ترمو پلاست است که تحت حرارت نرم و شکل پذیر می‌شود و هنگامی که سرد می‌شود شکل خود را حفظ کرده و حالت جامد به خود می‌گیرد. در جدول ۲ مشخصات فیلامنت پلی لاکتیک اسید آورده شده است [۱۰].

جدول ۲- مشخصات پلی لاکتیک اسید

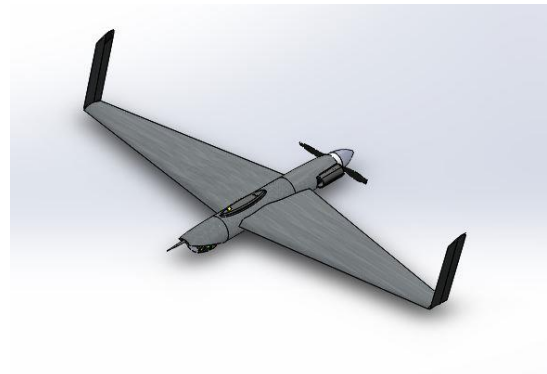
پارامتر	کمیت	واحد
دمای ذوب ماده	۱۶-۱۴۵	درجه سانتی‌گراد
چگالی ماده	۱/۲۱ - ۱/۴۳	گرم بر سانتیمتر مربع
قطر فیلامنت	۱/۷۵	سانتیمتر
دقت پرینت	۵۰	میکرون
دمای پرینت	۲۲۰	درجه سانتی‌گراد
دمای صفحه ساخت	۶۰	درجه سانتی‌گراد
مدول الاستیسته	۳/۵	گیگاپاسکال
سختی فیلامنت	۹۰-۷۰	راکول

از آنجایی که فرآیند ساخت در دستگاه پرینتر سه بعدی وابسته به عوامل مختلف است، مدل‌های یکسان در دستگاه‌های مختلف دارای شرایط و خواص متفاوتی هستند؛ از این رو برای ساخت تمامی مدل‌ها از یک مدل دستگاه پرینتر سه بعدی استفاده شده است. برنامه ساخت مدل اصلی و مدل‌های جدید توسط پرینتر یکسان بوده و برای تمامی مدل‌ها ۹۰ درصد چگالی بادقت ۲۰۰ میکرون در نظر گرفته شده است. شرایط ساخت ذکر شده متناسب با استحکام مورد نیاز مدل‌ها در زمان آزمایش تجربی اتخاذ شده است [۱۱]. میزان زبری سطوح مدل‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است و یکسان بودن زبری سطوح می‌بایست در آزمایش رعایت شود؛ از این رو بر روی مدل‌ها پرداخت سطح صورت گرفته و سطوح آن‌ها دارای مقدار زبری یکسانی هستند. (شکل ۱۵ تا ۱۸) جهت پرداخت سطوح از سنباده با درجه سختی ۱۲۰۰ از جنس سیلیکون کرباید استفاده شده است [۱۲].



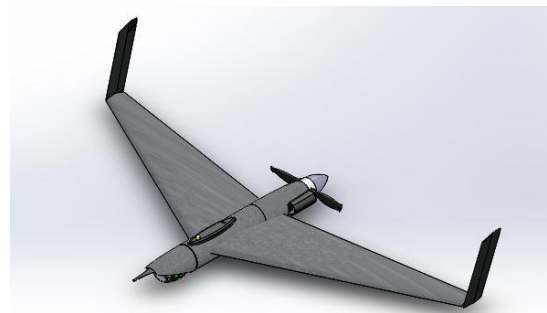
شکل ۱۲- نمای پرسپکتیو مدل اول

مدل دوم طراحی شده (شکل ۱۳)، مدل بال دوزنقه‌ای است که این مدل نیز همچون مدل بال دلتا مقاطع آن دقیقاً از مقاطع بال مدل اصلی استخراج و طراحی شده است.

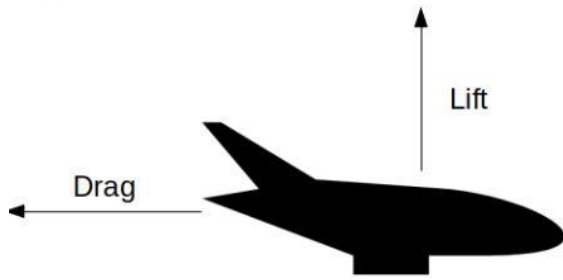


شکل ۱۳- نمای پرسپکتیو مدل دوم

مدل سوم طراحی شده (شکل ۱۴)، مدل بال دلتا به همراه زاویه عقب‌گرد بال است که این بال هم مشخصات بال دلتا را دارد و هم مانند مدل اصلی پرنده، بال‌ها دارای زاویه عقب‌گرد هستند.



شکل ۱۴- نمای پرسپکتیو مدل سوم



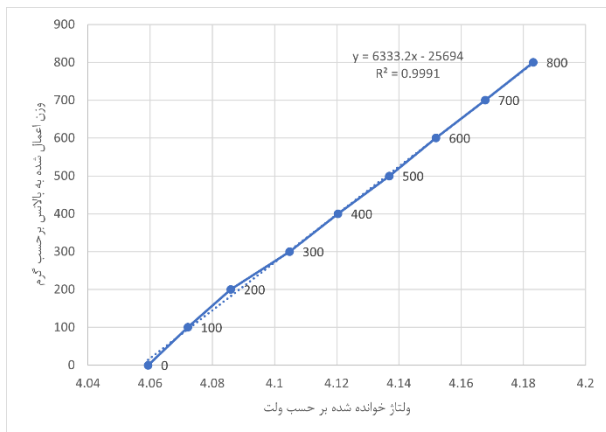
شکل ۱۹- جهت نیروهای برآ و پسا بر پرنده

لازم به توضیح است که مکانیزم پیاده شده در تونل باد جهت محاسبه نیروهای برآ و پسا منطبق بر ابعاد مدل پهنپد طراحی و ساخته شده و متناسب با این پرنده می‌باشد.

### اندازه‌گیری نیرو برای کالیبراسیون سنسورهای بالانس

#### نیروی

انجام آزمایش تجربی تونل باد جهت به‌دست‌آوردن نیروهای آیرودینامیکی وارده بر مدل‌ها انجام شده که این نیروها به‌واسطه‌ی بالانس نیرویی خارجی اندازه‌گیری شده است. اندازه‌گیری نیرو شامل بررسی نیروهای برآ و پسا وارده بر بدنه اصلی توربین بادی بوده است. لازم به ذکر است به‌دست‌آوردن مقادیر نیروی برآ و پسا به کمک ضرایب و معادلاتی صورت‌گرفته که به‌واسطه‌ی کالیبراسیون بالانس استخراج شده است. نمونه‌ای از نمودار استخراج شده توسط کالیبراسیون در شکل ۲۰ آورده شده است.



شکل ۲۰- دیاگرام کالیبراسیون بالانس نیرویی در راستای نیروی پسا

نمودار بالا برای محاسبه نیروی پسا بوده که محور افقی آن ولتاژ خوانده شده از لودسل مربوطه و محور عمودی آن مقدار وزن وارد شده به بالانس در جهت نیروی پسا است. باتوجه به



شکل ۱۵- مدل اولیه ساخته شده از نمای بالا



شکل ۱۶- مدل دلتا ساخته شده از نمای بالا



شکل ۱۷- مدل Tapered ساخته شده از نمای بالا



شکل ۱۸- مدل دلتا به همراه sweep از نمای بالا

### نیروهای وارد بر پرنده

نیروهای برآ و پسا مهم‌ترین نیروهای وارده شده از طرف سیال به پرنده می‌باشند. هرگاه جسمی در یک سیال حرکت کند، نیرویی خلاف جهت جریان عبوری، به آن وارد می‌شود؛ به نیروی مذکور، پسا گفته می‌شود. به نیروی آیرودینامیکی که عمود جهت جریان، به جسم وارد می‌شود، برآ می‌گویند. در شکل ۱۹ نیروهای برآ و پسای وارده شده به پرنده آورده شده است.

شده، هنگام آزمایش برای تمامی مدل‌ها ثابت و یکسان بوده است).

پس از آماده‌سازی مدل بر روی پایه، ابتدا یک‌مرتبه داده برداری از بالانس و نیروهای وارد بر آن صورت گرفته که این مهم به دلیل به دست آوردن مقدار نیروهای وارده از سازه‌های استقرار یافته در تونل، بدون اعمال بار وارده از جانب باد است.

پس از استخراج و ثبت داده‌های اولیه در حالت خاموش تونل، آزمایش تونل باد در سرعت‌های مختلف باد شروع می‌شود. مطابق **جدول ۳** سرعت‌های وارده بر تونل باد بر حسب فرکانس به تونل اعمال می‌شود و سرعت‌های حقیقی در محفظه تست آزمون (محفظه آزمایش) توسط لوله پیتوت که به یک دستگاه میکرو مانومتر متصل است خوانده می‌شود. سرعت شروع آزمایش ۴ متر بر ثانیه است که با هر بار تغییر سرعت، ۲ متر بر ثانیه بر آن افزوده می‌شود. مقدار نهایی سرعت اعمال شده در مدل‌های مختلف با توجه به میزان نوسانات مدل‌ها و حد تحمل سازه مورد استفاده، می‌باشد. مقدار ماکزیمم سرعت در آزمایش تجربی ۱۶ متر بر ثانیه است.

جدول ۳- جدول انجام آزمایش تجربی

نام مدل	زاویه آلفا	سرعت آزمایش m/s
اولیه	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۴، ۱۲، ۱۰، ۸، ۶، ۴
	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۶
مدل Delta	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۴، ۱۲، ۱۰، ۸، ۶، ۴
	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۶
مدل Delta Sweep	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۴، ۱۲، ۱۰، ۸، ۶، ۴
	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۶
مدل Tapered	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۴، ۱۲، ۱۰، ۸، ۶، ۴
	۰، ۲، ۴، -۲، -۴، -۶	۱۶

### عدم قطعیت سنسورهای اندازه‌گیری نیرو

جهت اعتماد به دستگاه‌ها و مکانیزم‌های مورد استفاده و همچنین داده‌های مستخرج شده طی فرآیند آزمایش تجربی از این دستگاه‌ها؛ عدم قطعیت بر حسب روش آنالیز واریانس به دست آمده است. بدین منظور در هنگام کالیبراسیون بالانس و لودسل‌های مورد استفاده، تمامی نیروهای اعمالی به بالانس در حین کالیبراسیون؛ بار دیگر به بالانس اعمال شده و مقادیر ثبت شده ولتاژ خروجی در معادله کالیبراسیون قرار داده شده

استفاده از وزنه‌ها برای کالیبراسیون بالانس مقادیر به دست آمده در محور عمودی نمودار بر حسب گرم است.

دقت کالیبراسیون انجام شده ۰/۹۹۹۱ می‌باشد که نشان از بسیار کوچک بودن خطا دارد.

معادله پسا استخراج شده به واسطه‌ی کالیبراسیون به صورت زیر می‌باشد:

$$w = 6333/2 \times v - 25694 \quad \text{رابطه (۱)}$$

که در آن W مقدار وزن وزنه‌ها و v مقدار ولتاژ ثبت شده توسط لودسل است.

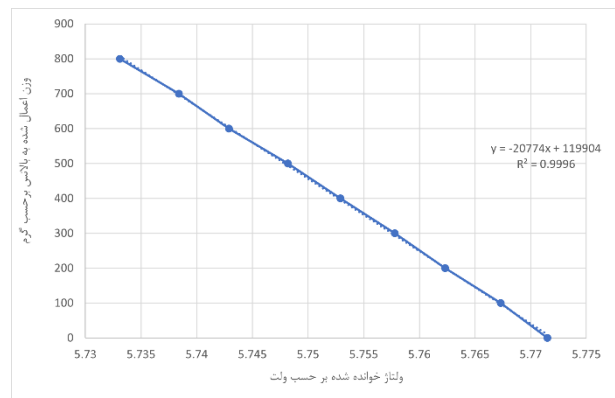
همچنین در **شکل ۲۱** نمودار کالیبراسیون و محاسبه نیروی برآ آورده شده است که همچون نمودار نیروی پسا، محور عمودی شامل ولتاژ خوانده شده بر اثر اعمال بار به نیرو و محور افقی شامل نیروهای وارد شده بر مکانیزم می‌باشد

دقت کالیبراسیون در جهت نیروی برآ ۰/۹۹۹۶ می‌باشد که دقت بسیار بالایی برای محاسبه نیروی برآ می‌باشد.

همچنین معادله نیروی برآی استخراج شده به شرح زیر است:

$$w = 6333/2 \times v - 25694 \quad \text{رابطه (۲)}$$

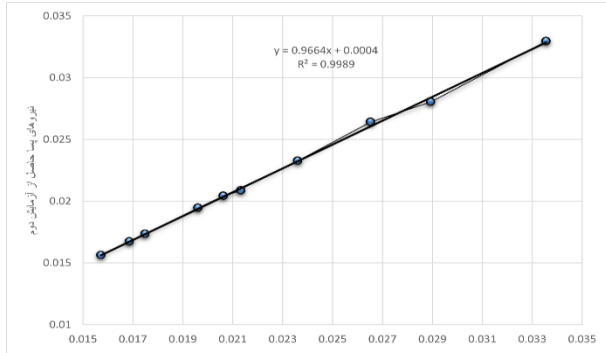
که همچون رابطه مربوط به نیروی پسا، در این رابطه نیز W نیروی وزن وارد شده به مکانیزم و V ولتاژ خوانده شده از لودسل می‌باشد.



شکل ۲۱- دیاگرام کالیبراسیون بالانس نیروی در راستای نیروی پسا

### نحوه انجام آزمایش تجربی

با بررسی‌های صورت گرفته جهت فراهم کردن شرایط مورد نیاز برای آزمایش تجربی، ساختار مورد نظر طراحی و ساخته شده است. این ساختار متشکل از دوپایه است که در قسمت جلویی (نزدیک به دماغه) و در قسمت عقبی (نزدیک به دم) به بالانس متصل شده است. (لازم به ذکر است پیچ و اتصالات استفاده



شکل ۲۲- تکرارپذیری نیروی پسا مدل دلتا سرعت ۸ متر بر ثانیه

بررسی‌های صورت گرفته بین دو آزمایش تجربی انجام شده (همان‌طور که در شکل ۲۲ نشان داده شده است)، مشخص می‌کند که داده‌های به دست آمده نیروی پسا برای مدل دلتا دارای اختلاف حداقلی می‌باشند که نشان از صحت و دقت مکانیزم پیاده‌سازی دارد.

### نتایج

در این بخش نتایج به دست آمده از آزمایش تجربی در تونل باد، ارائه شده است. آزمایش تجربی صورت گرفته در شرایط یکسان برای تمامی مدل‌ها صورت گرفته و مقادیر نیرویی به دست آمده در شرایط مشابه برای مدل‌ها ارائه شده است. این امر، امکان مقایسه بین نتایج به دست آمده برای هندسه‌های مختلف را فراهم می‌سازد. پس از انجام آزمایش تجربی، نیروهای آئرو دینامیکی (برآ و پسا) وارده بر مدل‌های مختلف محاسبه شده و پس از آن میزان نوسانات هر مدل در سرعت‌ها و زوایای مختلف بررسی شده است.

### نیروی برآ

نیروی برآ یکی از مهم‌ترین نیروهای آیرودینامیکی وارد شده از طرف سیال بر پرنده‌های می‌باشد و پهپادها نیز از این موضوع مستثنی نیستند. برای بررسی نیرو برآ می‌بایست مدل‌های مختلف را در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف جریان باد بررسی کرد. از این رو پس از انجام آزمایش تجربی تونل باد بر روی هر مدل، نیروی برآ برای هر یک از آنها در سرعت و زاویه حمله مختلف محاسبه شده و در نمودارهای این بخش آورده شده است.

است. این مقادیر که تحت عنوان نیروی مشاهده شده توسط سنسور نامیده می‌شوند با مقادیر واقعی نیروها مقایسه شده است.

جدول ۴- جدول بررسی عدم قطعیت سنسورهای نیرویی

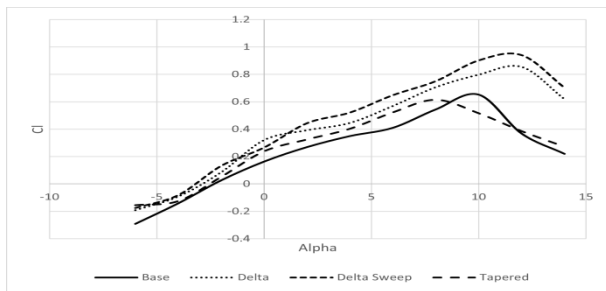
نیروی اعمال شده	نیروی مشاهده شده	درصد اختلاف
۱۰۰	۹۴/۹۶	۵/۱٪
۲۰۰	۱۹۸/۶	۰/۷٪
۳۰۰	۳۰۳/۹۱	۱/۳٪
۴۰۰	۴۰۵/۳۲	۱/۳۳٪
۵۰۰	۵۰۳/۹۴	۰/۷۸۸٪
۶۰۰	۶۰۲/۵۷	۰/۴۲٪
۷۰۰	۷۰۴/۵۳	۰/۶۴۷٪
۸۰۰	۷۹۸/۷۰	۰/۱۶۲۵٪
۹۰۰	۸۹۶/۲۱	۰/۴۲٪
۱۰۰۰	۹۹۷/۶۲	۰/۲۳۸٪
۸۰۰	۷۹۷/۵۹	۰/۳۰٪
۵۰۰	۵۰۳/۳۸	۰/۶۷۶٪
۲۰۰	۱۹۹/۷	۰/۱۵٪

همان‌طور که در جدول ۴ نمایش داده شده است تمامی مقادیر مشاهده شده نیرو توسط سنسور حداکثر ۲ درصد با مقادیر حقیقی نیرو تفاوت دارند که این مقدار خطای اندکی است. لودسل مورد بررسی فقط در نیروی اعمال شده کمتر از ۱۰۰ خطایی حدود ۵/۱ درصد دارد.

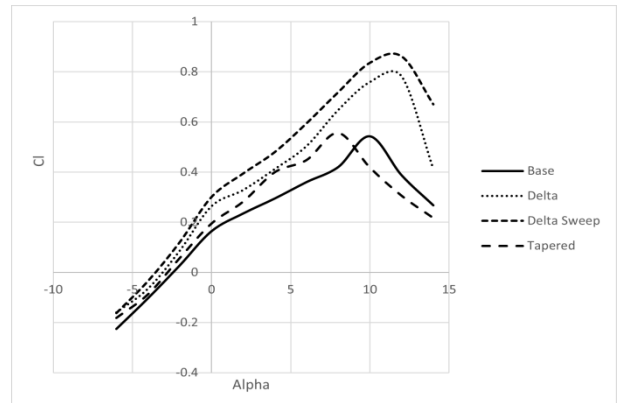
### تکرارپذیری آزمایش تجربی

برای اعتماد به عملکرد مکانیزم‌ها و ابزارهای استفاده شده و همچنین اطمینان به داده‌های به دست آمده در آزمایش تجربی صورت گرفته؛ تمامی مدل‌ها بار دیگر مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. شرایط نصب و نوع اتصال مدل‌ها دقیقاً همانند آزمایش اول بوده است. همچنین نوع اتصال دستگاه‌ها و سیستم‌های داده‌برداری مطابق آزمایش اول است. پس از آزمایش دوم، داده‌های مربوط به هر دو آزمایش پس از تبدیل به نیروهای مورد نظر، مقایسه شده است. در شکل ۲۲ مقادیر پسا به دست آمده از هر دو آزمایش برای مدل دلتا مورد بررسی قرار گرفته است.

در شکل ۲۴ ضرایب نیروی برآی تمامی مدل‌ها در سرعت ۶ متر بر ثانیه نشان داده شده است. در این نمودار همان‌طور که مشاهده می‌شود، استال پرنده با تغییر بال به بال دلتا به تأخیر افتاده و پرنده در زوایای حمله بالاتری دچار استال می‌شود که این امر برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep نیز صادق است. اگرچه مدل با بال Tapered برخلاف مدل با بال دلتا در زاویه حمله پایین‌تری نسبت به مدل اولیه دچار استال شده است هر چند که دارای ضرایب نیروی برآی بالاتری می‌باشد.



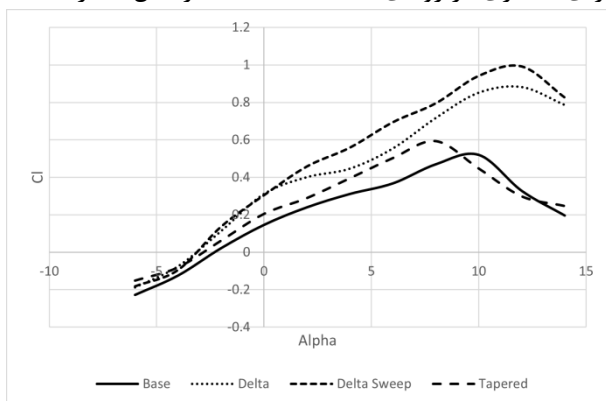
لازم به توضیح است که تمامی مدل‌ها در سرعت‌ها و زوایای حمله یکسان بررسی شده‌اند و مکانیزم پیاده‌سازی همه مدل‌ها در تونل باد یکسان است.



شکل ۲۳- مقایسه نیروی برآی برحسب زاویه حمله در ۴ متر بر ثانیه

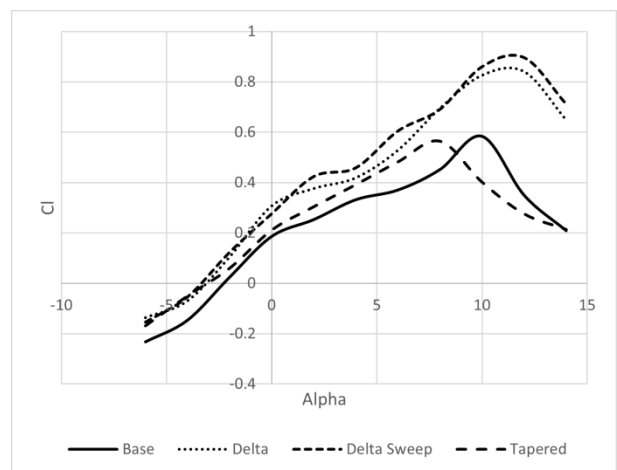
شکل ۲۵- مقایسه نیروی برآی مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۸ متر بر ثانیه

نتایج به دست آمده از آزمایش تجربی در سرعت ۸ متر بر ثانیه در زوایای مختلف حمله برای ۴ مدل در شکل ۲۵ نشان داده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که مقادیر ضرایب نیروی برآی برای مدل‌های دلتا، دلتا به همراه Sweep و Tapered بیشتر از مدل اولیه می‌باشد که این مقادیر برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep نسبت به سایر مدل‌های نوآورانه بیشتر است و مدل با بال دلتا به همراه Sweep ضرایب نیروی برآی بیشتری در زوایای حمله نسبت به سایر مدل‌ها دارد.



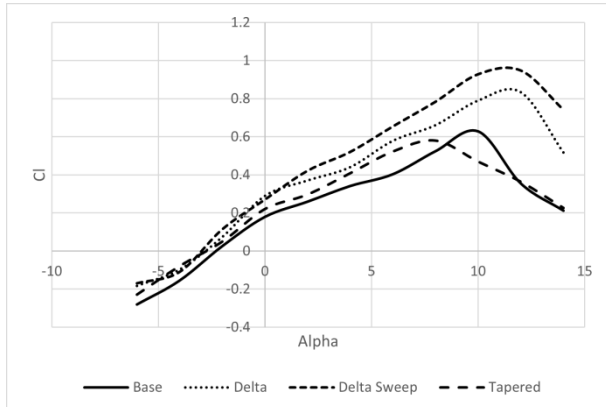
شکل ۲۶- مقایسه نیروی برآی مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

همان‌طور که در شکل ۲۳ نشان داده شده است، مقدار ضریب نیروی برآی در سرعت ۴ متر بر ثانیه برای بال دلتا به همراه Sweep مقادیر بیشتری دارد که این مهم در تمامی زوایای حمله مشاهده می‌شود. همچنین همان‌طور که از نمودار مشخص است زاویه استال پرنده با تغییر بال آن، تغییر کرده و در زاویه ۱۲ درجه استال رخ داده است. همچنین مدل Tapered نیز دارای مقادیر بیشتر ضریب نیروی برآی می‌باشد که البته این مدل در زوایای کمتر از مدل اصلی استال کرده است.



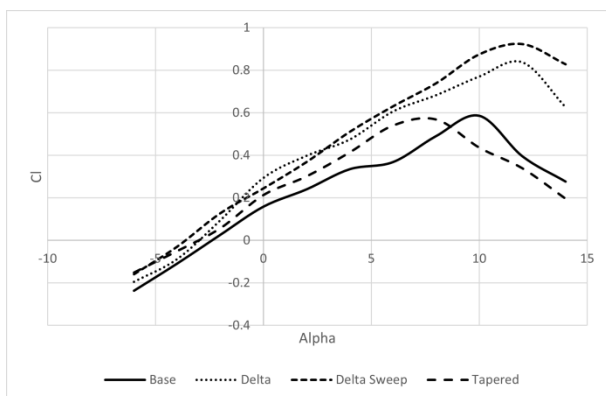
شکل ۲۴- مقایسه نیروی برآی مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۶ متر بر ثانیه

درجه برای مدل دلتا نسبت به مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای مقادیر بیشتری است.



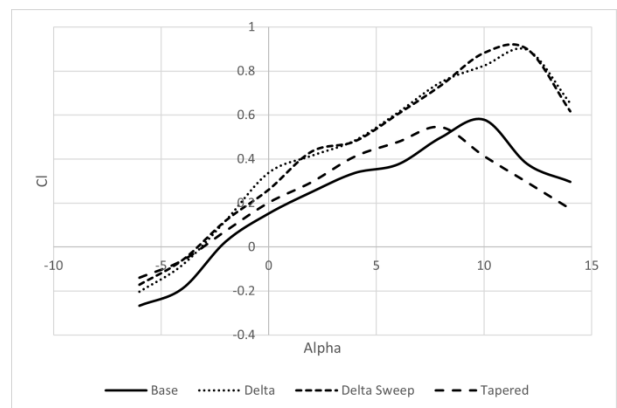
شکل ۲۸- مقایسه نیروی برآ مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه

ضرایب نیروی برآ در زوایای مختلف حمله در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه برای تمامی مدل‌ها در شکل ۲۸ نشان داده شده است. این نمودار نشان‌دهنده تأخیر در زاویه استال مدل‌های بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep است. هر دوی این مدل‌ها در زاویه ۱۲ درجه دچار استال شده‌اند که بیشتر از زاویه استال مدل اولیه می‌باشد. همچنین مدل Tapered در زاویه‌ای کمتر از مدل اولیه دچار استال شده است. مقادیر نیروی برآ برای مدل‌های بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep در زاویه ۰ درجه به یکدیگر نزدیک بوده و هر دو در حدود ۰/۳ می‌باشند. این ضریب در همین زاویه برای مدل Tapered کمتر از دو مدل بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep می‌باشد. همچنین مقدار ضریب نیروی برآ برای مدل اولیه از تمامی مدل‌های نوآورانه کمتر بوده است.



شکل ۲۹- مقایسه نیروی برآ مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

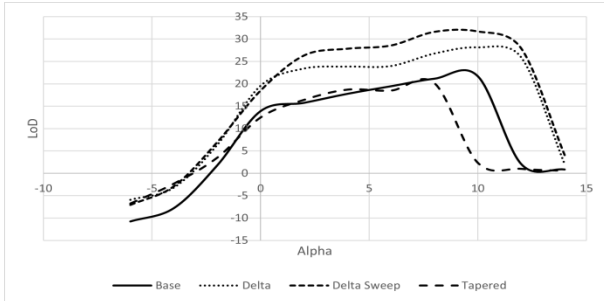
در شکل ۲۶ ضرایب نیروی برآ در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه برای همه مدل‌ها در زوایای مختلف حمله آورده شده است که همان‌طور که از نمودار مشاهده می‌شود، مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای مقادیر بیشتر ضریب نیروی برآ بوده است. البته در زاویه حمله ۰ و ۲- درجه ضریب نیروی برآ برای مدل دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep نزدیک به هم می‌باشد و همچنین در زاویه حمله ۶- تقریباً هر سه مدل نوآورانه ضریب برآیی نزدیک به هم دارند. مقادیر ضرایب برآ با افزایش زاویه حمله از ۰ درجه، افزایش یافته‌اند که این افزایش برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای مقادیر بیشتری بوده و در زوایای حمله ۴ درجه به بالا، ضریب نیروی برآ مدل با بال دلتا به همراه Sweep چشمگیری نسبت به مدل دلتا و مدل Tapered دارد.



شکل ۲۷- مقایسه نیروی برآ مدل‌ها برحسب زاویه حمله در سرعت ۱۲ متر بر ثانیه

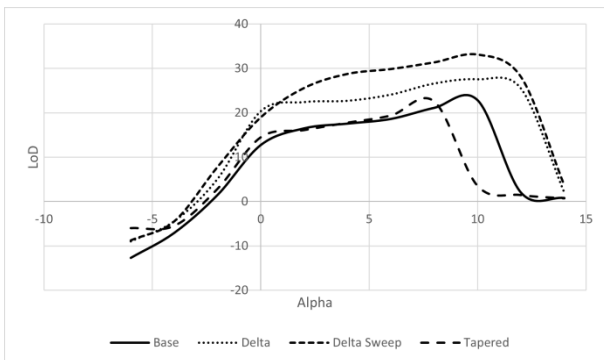
در شکل ۲۷ ضرایب نیروی برآ برای مدل اولیه و مدل‌های نوآورانه آورده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است، ضرایب نیروی برآ برای مدل دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep نسبت به مدل اولیه اختلاف زیادی دارد و افزایش قابل ملاحظه‌ای داشته است. این مقادیر برای هر دو مدل دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep در ماکزیمم مقدار خود که قبل از زاویه استال می‌باشد، دارای مقدار ۰/۹ است. همچنین مقدار این ضریب برای مدل Tapered نیز در تمامی زوایای حمله در این سرعت جریان از مدل اولیه بیشتر بوده است. مقادیر ضریب برآ در سرعت ۱۲ متر بر ثانیه در اکثر زوایای حمله به جز زاویه ۰ درجه برای مدل دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep نزدیک به هم است. این ضریب در زاویه حمله ۰

دارای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا نزدیکی با مدل اولیه است. برای مدل با بال دلتا نیز مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا مقدار بیشتری نسبت به مدل اولیه دارد؛ ولی این نسبت مقدار کمتری از مدل با بال دلتا به همراه Sweep است.



شکل ۳۰- نسبت ضریب نیروی برآ به پسا در سرعت ۶ متر بر ثانیه

نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۶ متر بر ثانیه در شکل ۳۱ نشان داده شده است. در این نمودار مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در زوایای ۶- و ۴- برای هر سه مدل نوآورانه نزدیک به هم می‌باشد. همچنین این نسبت در زوایای حمله ۶- تا ۲ درجه برای هر دو مدل بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep یکسان است. اما با افزایش زاویه حمله مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا مدل با بال دلتا به همراه Sweep افزایش بیشتری داشته و این روند تا زاویه استال که ۱۲ درجه است، ادامه پیدا کرده است.



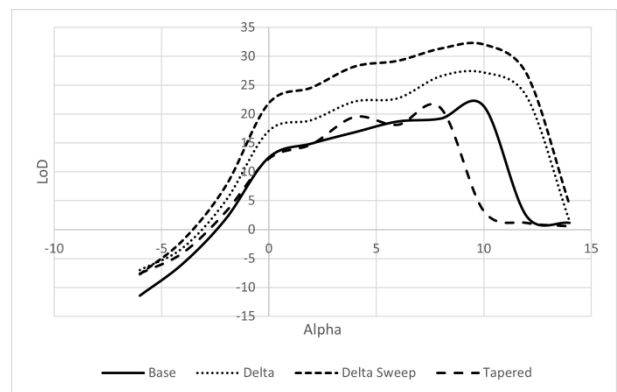
شکل ۳۱- نسبت ضریب نیروی برآ به پسا در سرعت ۸ متر بر ثانیه

نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا برای مدل اولیه و مدل‌های نوآورانه در شکل ۳۲ در سرعت ۸ متر بر ثانیه آورده شده است. در این نمودار به جز در زاویه حمله ۰ درجه، مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا مدل با بال دلتا به همراه Sweep از سایر مدل‌ها بیشتر است. در زاویه حمله ۰ درجه

در شکل ۲۹ ضرایب نیروی برآ در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه در زوایای مختلف حمله برای مدل اولیه و مدل‌های نوآورانه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل نشان داده شده است مقدار ضریب نیروی برآ در مدل با بال دلتا به همراه Sweep در زوایای حمله بالا و نزدیک به استال از تمامی مدل‌ها بیشتر است. البته مقادیر این ضریب برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep در زوایای حمله ۰ و ۲ درجه از مدل بال دلتا کمتر بوده و حتی در زوایای ۴ و ۶ درجه نیز مقادیر این ضریب برای هر دو مدل بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep نزدیک یکدیگر می‌باشد.

### پارامتر نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا

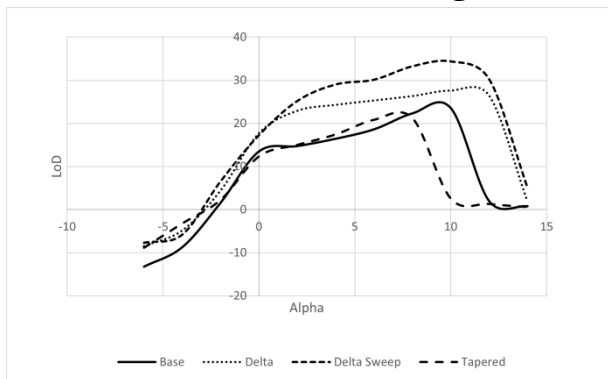
یکی دیگر از پارامترهای مهم عملکردی پرنده‌ها، نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا می‌باشد. این پارامتر از این جهت حائز اهمیت است که هم نیروی پسا و هم نیروی برآ را در پرنده مورد بررسی قرار می‌دهد. از آنجایی که در مدل‌های نوآورانه با تغییر بال سعی در بهبود عملکرد این پرنده شده است، این پارامتر نیز دارای اهمیت بسیاری است. از این رو پس از محاسبه نیروی برآ در بخش قبل و همچنین محاسبه نیروی پسا، مقادیر ضرایب نیروی برآ نسبت به نیروی پسا محاسبه شده است و در نمودارهای این بخش آورده است.



شکل ۳۲- نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۴ متر بر ثانیه

در شکل ۳۰ نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۴ متر بر ثانیه نشان داده شده است. همان‌طور که از نمودار مشخص است، نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای مقادیر بیشتری نسبت به سایر مدل‌ها می‌باشد. همچنین مدل Tapered نیز

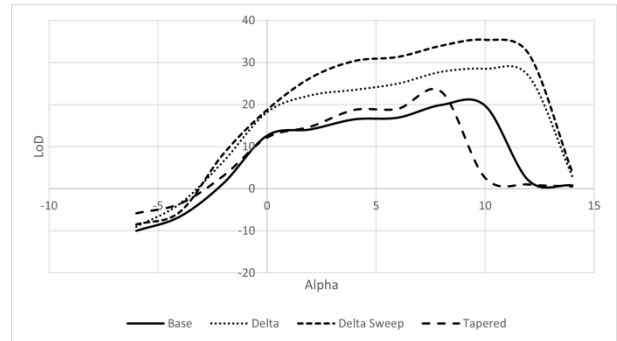
نتایج به دست آمده از آزمایش تجربی برای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۱۲ متر بر ثانیه برای مدل‌های مختلف در شکل ۳۴ نشان داده شده است که این نتایج بیشتر بودن نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در زاویه ۰ درجه نسبت به تمامی مدل‌ها است. اما با افزایش زاویه حمله در سرعت ۱۲ متر بر ثانیه، نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا مدل با بال دلتا به همراه Sweep مقادیر بیشتری نسبت به سایر مدل‌ها دارد. همچنین مدل Tapered نیز در زاویه ۰ درجه دارای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا کمتری نسبت به مدل اولیه است که این شرایط در زوایای دیگر برعکس می‌باشد.



شکل ۳۵- نسبت ضریب نیروی برآ به پسا در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه

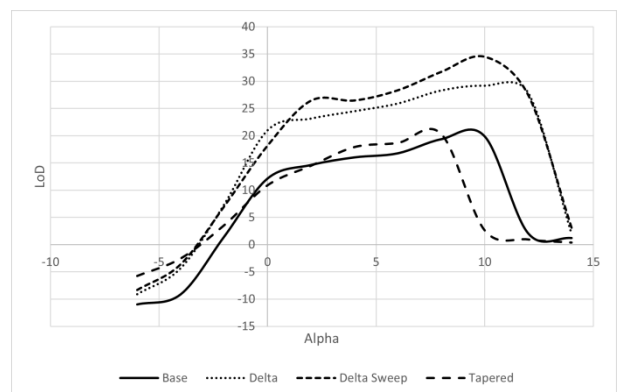
در شکل ۳۵ نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا برای مدل اولیه و مدل‌های نوآورانه در سرعت ۱۴ متر بر ثانیه نشان داده شده است. نتایج به دست آمده نشان دهنده بیشتر بودن نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسای مدل با بال دلتا به همراه Sweep نسبت به سایر مدل‌ها در زوایای حمله ۲ تا ۱۲ درجه است. نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در زوایای ۰ و ۲ درجه برای مدل با بال دلتا بیشتر بوده است. همچنین مدل Tapered نیز دارای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا برابری با مدل اولیه در زوایای ۲ تا ۸ درجه است که البته زاویه ۸ درجه، زاویه استال این مدل بوده است.

مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسای مدل با بال دلتا کمی بیشتر از مدل با بال دلتا به همراه Sweep است. همچنین نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا مدل Tapered در زوایای حمله ۶ تا ۲ درجه نسبت به مدل اولیه بیشتر بوده و در سایر زوایای حمله مقادیری برابر و یا نزدیک به مدل اولیه دارد.

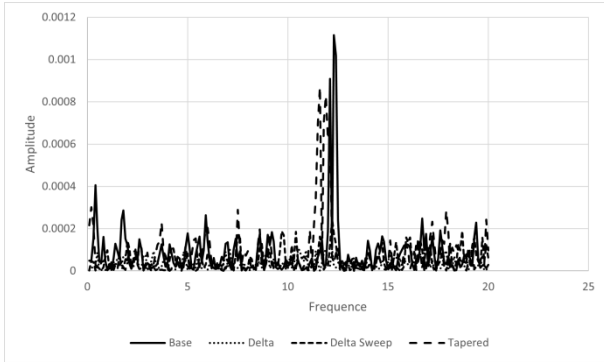


شکل ۳۳- نسبت ضریب نیروی برآ به پسا سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

در شکل ۳۳ نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه برای مدل‌ها نشان داده شده است. نتایج نشان دهنده عملکرد بهتر مدل با بال دلتا به همراه Sweep در زوایای حمله ۲ تا ۱۲ درجه که زاویه استال مدل است، می‌باشد. همچنین در زاویه ۰ درجه مدل با بال دلتا دارای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا نزدیک به مدل با بال دلتا به همراه Sweep است که نشان از عملکرد خوب این مدل در این زاویه حمله دارد. همچنین مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در زاویه ۰ درجه برای هر دو مدل اولیه و مدل Tapered یکسان بوده است؛ ولی این نسبت در زوایای حمله کوچک‌تر و یا بزرگ‌تر برای مدل Tapered بیشتر است.

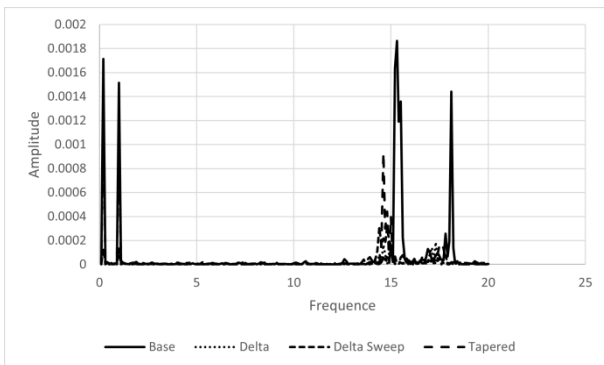


شکل ۳۴- نسبت ضریب نیروی برآ به پسا در سرعت ۱۲ متر بر ثانیه



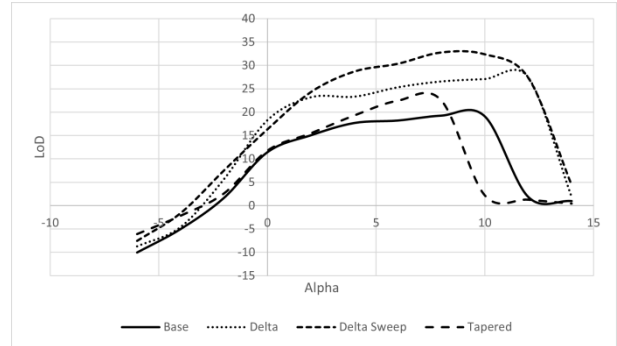
شکل ۳۷- نوسانات پرنده در جهت نیروی برآ در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

در شکل ۳۷ نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی برآ در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است مدل‌های اولیه و Tapered در فرکانس‌های مختلف دارای دامنه نوسان بسیار بیشتری نسبت به مدل‌های دلتا هستند. همچنین مدل اولیه در فرکانس ۱۲ هرتز دارای بیشترین میزان دامنه در بین تمامی مدل‌هاست. مدل Tapered نیز در فرکانس ۱۱/۶ و ۱۱/۹ دارای بیشترین دامنه نوسان خود قرار دارد.



شکل ۳۸- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

همان‌طور که در شکل ۳۸ نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است، مدل اولیه در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه دارای نوسانات بیشتری نسبت به سایر مدل‌هاست. این در حالی است که در فرکانس ۰/۲ و ۱ هرتز علاوه بر مدل اولیه، مدل Tapered نیز دارای دامنه نوسان بزرگی است (بیشترین دامنه نوسان این مدل). همچنین در فرکانس ۱۴۶ مدل با بال دلتا به همراه Sweep دچار لرزش‌های



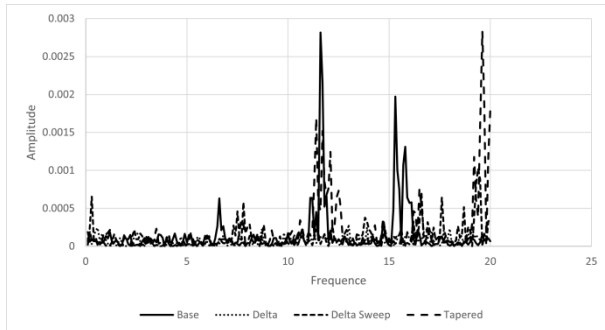
شکل ۳۶- نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا از نتایج تجربی به دست آمده در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه برای تمامی مدل‌های ساخته شده در شکل ۳۶ آورده شده است. همان‌طور که در نمودار مشخص است، مقدار نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا از زاویه حمله ۲ تا ۱۲ درجه برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep از سایر مدل‌ها بیشتر است. این نسبت در زاویه حمله ۰ درجه دارای مقادیر بیشتری نسبت به مدل با بال دلتا به همراه Sweep و همچنین سایر مدل‌هاست. با کاهش زاویه حمله به سمت مقادیر منفی، نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا برای مدل با بال دلتا به همراه Sweep مقادیر بیشتری نسبت به سایر مدل‌ها دارد. همچنین مدل Tapered در زوایای حمله ۲- و ۲ دارای نسبت ضریب نیروی برآ به نیروی پسا نزدیک به مدل اولیه است که البته این نسبت در زوایای حمله ۲ تا ۸ درجه نسبت به مدل اولیه افزایش یافته است.

### نوسانات پرنده‌ها

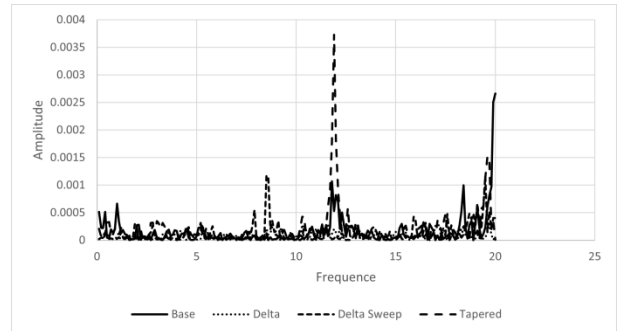
یکی از عوامل مهم پروازی در پرنده‌های مختلف نوسانات پرنده در سرعت‌ها و زوایای مختلف پروازی است که امکان انجام مأموریت پرنده را در شرایط مختلف رزم هوایی فراهم می‌آورد. نوسانات پرنده در هنگام پرواز در آزمایش تجربی بر روی تمامی مدل‌ها در سرعت‌ها و زوایای حمله مختلف محاسبه شده است. این نوسانات در زاویه حمله ۰ درجه که زاویه پروازی غالب پرنده‌هاست محاسبه شده است. همچنین زاویه حمله ۱۰ درجه نیز برای همه مدل‌ها بررسی شده است که در ادامه این بخش آورده شده است.

فرکانس ۱۴ هرتز می‌باشد. در این زاویه و سرعت نیز همچون حالت‌های قبل، مدل اولیه و Tapered دارای نوساناتی به مراتب بزرگ‌تر از مدل‌های دلتا هستند. همچنین مدل با بال دلتا در این شرایط دارای نوساناتی شدید در فرکانس نوسانی ۲۰ هرتز می‌باشد که فرکانسی بزرگ در بین نوسانات سایر مدل‌هاست.



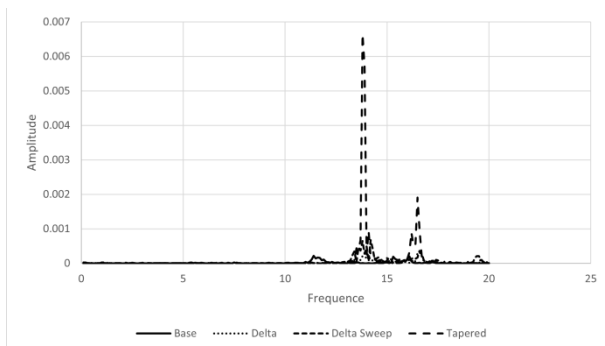
شکل ۳۹- نوسانات پرنده در جهت نیروی برآ در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

چشمگیری در جهت نیروی پسا شده است. همچنین در فرکانس بالای ۱۸/۱ نیز مدل اولیه نوسانات شدیدی داشته است.



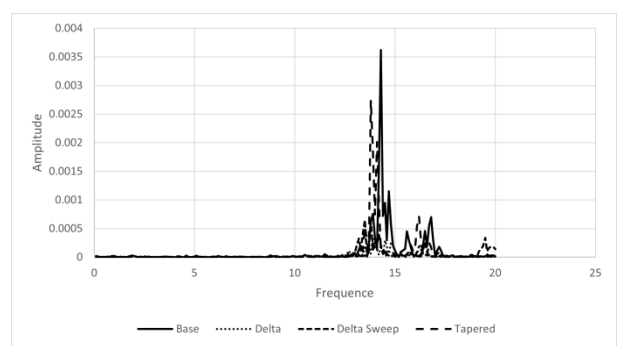
شکل ۴۰- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۰ درجه و سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

در شکل ۴۱ نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی برآ در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه آورده شده است که نشان‌دهنده تعدد نوسانات مدل‌های اولیه و Tapered در جهت نیروی برآ در این زاویه حمله و سرعت است. مدل اولیه و Tapered در فرکانس‌های مختلف دارای نوساناتی شدید بوده که این نوسانات در مقادیر کوچک دامنه هم از مدل با بال دلتا بزرگ‌تر است. در این زاویه و سرعت مدل با بال دلتا به همراه Sweep نیز دارای نوساناتی قابل توجه است.



شکل ۴۱- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

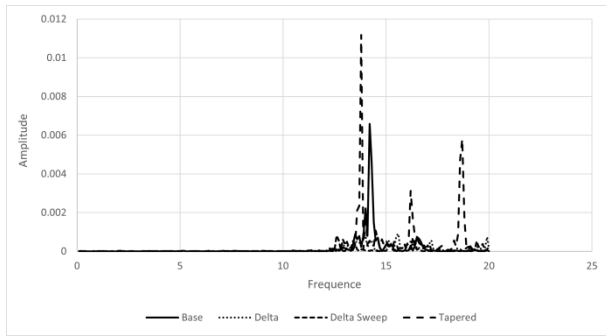
در شکل ۳۹ فرکانس و دامنه نوسان در جهت نیروی برآ در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۰ درجه مورد بررسی قرار گرفته است. در این زاویه حمله مدل Tapered در فرکانس ۱۱/۹ نوسانات شدیدی داشته است که این موضوع سبب لرزش بدنه و در کل پرنده شده است. همچنین مدل اولیه نیز در این محدوده فرکانسی لرزشی شدید را تجربه کرده است. علاوه بر مدل اولیه و مدل Tapered، مدل با بال دلتا نیز در فرکانس ۸/۶ دچار نوساناتی با دامنه زیاد شده است. این نوسانات برای این مدل در فرکانس‌های بالاتر و نزدیک به ۱۹ هرتز نیز با دامنه‌ای کوچک‌تر تکرار شده است.



شکل ۴۲- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

در شکل ۴۲ نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه، نوسانات مدل اولیه و مدل‌های نوآورانه آورده شده است. در زاویه حمله و سرعت

شکل ۴۰ نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی پسا در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۰ درجه نشان می‌دهد. تمرکز نوسانات در این زاویه حمله و سرعت در جهت نیروی پسا در



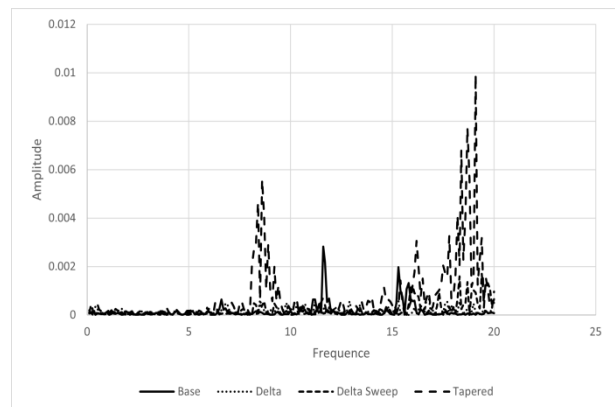
شکل ۴۴- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

این مدل در فرکانس‌های ۱۸/۷ و ۱۶/۲ و ۱۳/۸ دارای لرزش‌هایی با دامنه بزرگ بوده است. همچنین در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه در جهت نیروی پسا مدل اولیه نیز در فرکانس ۱۴/۲، لرزش‌هایی قابل ملاحظه داشته است. در این سرعت و زاویه حمله همچون اکثر سرعت‌ها و زوایای حمله، مدل با بال دلتا دارای کمترین میزان نوسان بوده است و این مدل لرزش‌هایی قابل ملاحظه در هیچ یک از سرعت‌ها و زوایای حمله نداشته است.

### برد پرواز

یکی دیگر از مهم‌ترین پارامترهای عملکردی پرنده‌ها برد پروازشان است. این مهم نشان‌دهنده میزان مسافت طی شده توسط پرنده به کمک یکبار سوخت‌گیری است. طبیعی است که با افزایش این پارامتر و افزایش مسافت پیموده شده به کمک یکبار سوخت‌گیری، بهره‌وری پرنده نیز افزایش خواهد یافت. پرنده اسکن ایگل با یکبار سوخت‌گیری توانایی ۲۲ ساعت پرواز را در حالت کروز دارد. این پرنده که همان مدل اولیه مورد بررسی در این گزارش است، قابلیت حمل ۳ لیتر یا ۴/۳ کیلوگرم سوخت را در هنگام بلند شدن دارد. با تغییر بال این پرنده به بال دلتا و بال دلتا به همراه Sweep و همچنین بال Tapered، سعی در افزایش محفظه سوخت این مدل شده است. نحوه طراحی بال‌های نوآورانه به گونه‌ای است که در کنار محفظه سوخت پرنده قرار گرفته‌اند. به عبارت دیگر بدون تغییر در سایر قسمت‌های پرنده، امکان اضافه کردن فضای داخل بال به محفظه سوخت فراهم است. از این رو محاسبات حجمی پرنده توسط نرم‌افزار سالیدورک صورت گرفته که ماحصل آن به دست آمده حجم کلی هر یک از پرنده‌ها می‌باشد. لازم به ذکر

اشاره شده مدل Tapered دارای دامنه نوساناتی بسیار بزرگ در فرکانس ۱۴ هرتز است. این مدل در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه دارای دامنه نوسانی بزرگ دیگری در فرکانس ۱۶/۵ هرتز است. همچنین مدل با بال دلتا به همراه Sweep در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در جهت نیروی پسا دارای نوسانات قابل ملاحظه‌ای است که هرچند نسبت به مدل Tapered مقادیر کمتری دارند؛ اما نسبت به دو مدل اولیه و بال دلتا، دارای مقادیر بزرگ‌تری از حیث دامنه و فرکانس است.



شکل ۴۳- نوسانات پرنده در جهت نیروی پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه و سرعت ۱۶ متر بر ثانیه

نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی پسا در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه در شکل ۴۳ نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل مشخص است مدل Tapered دارای نوساناتی بسیار در فرکانس‌ها و دامنه‌های نوسانی متعدد است. این مدل در فرکانس‌های بالای ۱۸ و ۱۹ هرتز دارای دامنه نوسانی بسیار بزرگی نسبت به مدل‌های دیگر است. در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه در جهت نیروی پسا مدل اولیه نیز در فرکانس ۱۱/۶ دارای دامنه نوسان بزرگی می‌باشد. همچنین در فرکانس‌های بالا و نزدیک به ۲۰ هرتز مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای نوسانات قابل ملاحظه‌ای است. در شکل ۴۴، نوسانات مدل‌ها در جهت نیروی پسا در سرعت ۱۶ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۱۰ درجه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل واضح است، در این سرعت زاویه حمله مدل Tapered همچون سایر سرعت‌ها و زوایای حمله؛ دارای دامنه و نوسان بسیار بزرگ‌تری نسبت به مدل‌های دیگر است.

مقدور است. لازم به توضیح است که تغییر بال به بال دلتا در این پرنده سبب افزایش چشمگیر ضریب نیروی برآ شده است که این مهم در نشست و برخاست پرنده بسیار راهگشا خواهد بود.

### نتیجه گیری

مهم ترین بخش در پرنده های بدون سرنشین بال آنها می باشد. در این پژوهش سعی بر این شده است که با تغییر بال پرنده اسکن ایگل در راستای بهبود عملکرد این پرنده قدم برداشته شود. در این پژوهش در ابتدا با در نظر گرفتن ابعاد اصلی و بخش های مختلف پرنده، مدل سازی آن بر طبق مدل اصلی صورت گرفته است سپس با لحاظ کردن شرایط و نیازمندی های بال دلتا، تغییر بال پرنده صورت گرفته است. طراحی بال نوآورانه در سه مدل، پرنده با بال دلتا، پرنده با بال دلتا به همراه Sweep، پرنده با بال Tapered صورت پذیرفته است. مقاطع بال در همه مدل ها همان مقطع بال پرنده اصلی می باشد که با تغییر پارامترها و حفظ مقطع، شکل بال به بال های مذکور تغییر یافته است. مدل های طراحی شده پس از بررسی ابعاد مقطع آزمون تونل باد انتخابی، در مقیاس مورد نظر تغییر یافته تا مقدمات انجام آزمایش تجربی بر روی مدل ها فراهم شود. به منظور پیاده سازی مدل ها در تونل باد می بایست مکانیزمی جهت پیاده سازی آنها در مقطع آزمون تونل باد پیاده سازی شود؛ بدین منظور مکانیزمی باتوجه به ابعاد مدل ها و پارامترهای مورد بررسی طراحی و ساخته شده است که برای این آزمون یکتا می باشد. پس از ساخت مکانیزم، مدل های مورد بررسی توسط دستگاه پرینتر سه بعدی ساخته و سطوح آنها پرداخت شده است.

نتایج به دست آمده از آزمایش تونل باد بر روی مدل ها به تفصیل آورده شده است. این نتایج نشان دهنده افزایش ضریب نیروی برآ در تمامی مدل های نوآورانه نسبت به مدل اولیه است. پس از بررسی های انجام شده و محاسبه مقادیر نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا در مدل های مختلف در زوایای حمله و سرعت های جریان متفاوت، نتیجه شده است که مدل Tapered بر حسب پارامتر نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا عملکردی نزدیک به مدل اولیه در سرعت ها و زوایای مختلف حمله داشته است. در حالی که مدل با بال دلتا و مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای مقادیر نسبت ضریب

است که باتوجه به در نظر گرفتن شرایط یکسان طراحی برای تمامی پرنده ها صرفاً بال آنها و اتصالات مربوط به بال دچار تغییر شده است و سایر قسمت ها در تمامی مدل ها یکسان است. به کمک نرم افزار سالییدورک حجم پرنده ها محاسبه شده است که در **جدول ۵** آورده شده است.

نام مدل	حجم	درصد تغییرات
مدل اولیه	۲۴/۴۱	۰٪
مدل دلتا	۳۴/۷۴	۱۰/۳۳٪ افزایش
مدل دلتا به همراه Sweep	۳۵/۱	۱۰/۶۹٪ افزایش
مدل Tapered	۳۳/۹	۹/۴۹٪ افزایش

نتایج به دست آمده نشان دهنده افزایش چمبش گیر حجم پرنده های نوآور نسبت به مدل اولیه است. با در نظر گرفتن یکسان بودن ضخامت و طول بال ها و ابعاد سایر قسمت های پرنده به جز بال در تمامی مدل ها، اضافه شدن ۱۰ لیتر فضا به مدل جهت جانمایی سوخت سبب افزایش برد پروازی پرنده خواهد شد. پرنده اسکن ایگل با موتور بنزینی در هر ساعت پرواز در حدود ۰/۱۳۶ لیتر سوخت مصرف می کند (این مقدار مربوط به شرایط پرواز در حالت کروز است)؛ بنابراین با اضافه شدن فضای جدید به محفظه سوخت این پرنده ساعاتی بیشتری را می تواند طی کند. در **جدول ۶** زمان پرواز توسط تمامی مدل ها با در نظر گرفتن مخزن سوخت آورده شده است.

نام مدل	زمان پرواز	درصد تغییرات
مدل اولیه	۲۲ ساعت	۰٪
مدل دلتا	۷۵ ساعت	۵۳٪ افزایش
مدل دلتا به همراه Sweep	۷۸ ساعت	۵۶٪ افزایش
مدل Tapered	۶۹ ساعت	۴۷٪ افزایش

مدت زمان محاسبه شده بر حسب در نظر گرفتن کل فضای اضافی به بال پرنده است که این موضوع سبب افزایش وزن پرنده خواهد شد. وزن اضافه شده برای بال دلتا در حدود ۷ کیلوگرم است که باتوجه به کاتالوگ پرنده که بر حسب عملکرد آن با بال اولیه می باشد. امکان اضافه شده این بار برای آن

[4] A. S. Saeed, A. B. Younes, C. Cai, and G. Cai, "A survey of hybrid unmanned aerial vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 98, pp. 91-105, 2018.

[5] M. G. De Giorgi, T. Donato, A. Ficarella, D. Fontanarosa, A. E. Morabito, and L. Scalinci, "Numerical investigation of the performance of contra-rotating propellers for a remotely piloted aerial vehicle," *Energy Procedia*, vol. 126, pp. 1011-1018, 2017.

[6] S. Agarwal, A. Mohan, and K. Kumar, "Design and fabrication of twinrotor UAV," India. Department of Mechatronics, Manipal University, 2013.

[7] Q. Hou, Y. Zhu, Y. Gao, J. Zhao, and H. Jin, "Modeling and control of a magnus-effect-based ducted fan aerial vehicle," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 13, no. 4, pp. 934-941, 2015.

[8] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, and P. Weinerfelt, "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 40, no. 6, pp. 321-343, 2004.

[9] L. Bingbing, H. Yuqing, H. Jianda, and X. Jizhong, "A new modeling scheme for powered parafoil unmanned aerial vehicle platforms: Theory and experiments," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 32, no. 11, pp. 2466-2479, 2019.

[10] T. van Holten, "A single rotor without reaction torque: a violation of Newton's laws or feasible?," in *Proceedings of the GRACM Congress*, 2002, pp. 1-10.

[11] J. Wan and M. D. Pavel, "The Ornicopter—a tailless helicopter with active flapping blades," *The Aeronautical Journal*, vol. 118, no. 1205, pp. 743-773, 2014.

[12] M. Heiligers, R. Kuiper, T. van Holten, and S. van den Bulcke, "Development of a Radio-Controlled Ornicopter: a single rotor helicopter without reaction torque," *SAE transactions*, pp. 740-755, 2005.

نیروی برآ به ضریب نیروی پسا بیشتری نسبت به مدل اولیه بوده‌اند. همچنین بررسی این نسبت نشان‌دهنده بهبود عملکرد پرنده با بال دلتا در زاویه حمله ۰ درجه در سرعت‌های مختلف پروازی بوده است. این زاویه، زاویه‌ای است که پرنده در حالت پرواز عموماً در این زاویه قرار دارد؛ بنابراین بهبود عملکرد پرنده با تغییر بال به بال دلتا در این شرایط پروازی قابل‌استناد است. همچنین به‌منظور بررسی پایداری مدل‌های مختلف در شرایط مختلف پروازی، نوسانات و دامنه نوسانات مدل‌ها در زوایای ۰ درجه (که بیشترین زاویه پروازی پرنده است) و زاویه حمله ۱۰ درجه بررسی شده است. بررسی‌های صورت‌گرفته نشان‌دهنده افزایش پایداری پرنده با بال دلتا نسبت به مدل اولیه است که این مهم در نتایج به‌خوبی قابل‌مشاهده است. همچنین مدل با بال دلتا به همراه Sweep دارای عملکردی بهتر از نظر پایداری نسبت به مدل اولیه بوده است. این موضوع سبب افزایش ایمنی پرنده در حالت پرواز می‌شود.

در انتها برد پروازی مدل‌ها با یک‌مرتبه سوخت‌گیری موردبررسی قرار گرفته است. همان‌طور که اشاره شده پرنده موردبررسی، پرنده اسکن ایگل است که این پرنده مأموریت اصلی‌اش گشت‌زنی و شناسایی می‌باشد. از این افزایش برد پرواز به نهادهای مختلف امکان بهره‌برداری بیشتر از این پرنده را می‌دهد. افزایش برد پروازی نزدیک به سه برابر باتوجه‌به امکان ساخت مدل دلتا در کشور، می‌تواند توان نظامی کشور را در این حوزه افزایش داده و سبب ارتقای این بخش هوایی ایران شود.

#### منابع و مراجع

[1] M. Arjomandi, S. Agostino, M. Mammone, M. Nelson, and T. Zhou, "Classification of unmanned aerial vehicles," Report for Mechanical Engineering class, University of Adelaide, Adelaide, Australia, pp. 1-48, 2006.

[2] R. Weibel and R. J. Hansman, "Safety considerations for operation of different classes of UAVs in the NAS," in *Aiaa 4th aviation technology, integration and operations (atio) forum*, 2004, p. 6244.

[3] M. Hassanalian and A. Abdelkefi, "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 91, pp. 99-131, 2017.