



بررسی اثر نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک روی ضرایب آیرودینامیکی ریزپهپادها با الگوگیری از بال حشرات

هادی دستورانی^۱ و محمدحسن جوارشکیان^{۲*}

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

^۲ دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۰۹/۰۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۵/۰۲/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۲/۱۰

چکیده

در این تحقیق یک روش عددی بر مبنای جریان حلقوی برای تحلیل آیرودینامیکی برای تحلیل آیرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف هواپیما از جمله پهپادها و ریزپهپادها توسعه داده شده است. در تحقیق حاضر، ابتدا نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی صحنه گذاری شده است و سپس اثر نسبت مخروطی در بازه‌ی ۰/۳ تا ۳ روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که به طور کلی افزایش نسبت مخروطی چه در محدوده‌ی صفر تا یک و چه بزرگ‌تر از یک موجب افزایش ضریب برآ می‌شود. همچنین نتایج نشان می‌دهد که پیکربندی‌های با نسبت مخروطی متفاوت از یک دارای گشتاور خمشی بزرگ‌تری از نسبت مخروطی یک هستند. در این تحقیق همچنین مکانیزمی برای ایجاد نسبت‌های مخروطی مختلف مورد بحث قرار گرفته است. در انتها با الگوگیری از بال حشرات (سنجاقک) طرحی برای بال ریزپهپادها ارائه شده و ضرایب آیرودینامیکی آن با پیکربندی‌های قبلی مقایسه گردیده است. نتایج مربوطه نشان می‌دهد که مشخصه‌های آیرودینامیکی نسبت به پیکربندی‌های قبلی بهبود یافته است. در پیکربندی سنجاقک شیب منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ افزایش یافته است و این نشان دهنده‌ی افزایش پایداری طولی ریزپهپاد است.

کلمات کلیدی: ریزپهپاد؛ نسبت مخروطی؛ ضرایب آیرودینامیکی؛ گردابه نعل اسبی؛ سنجاقک.

Evaluation of Effect of Taper Ratio on Aerodynamic Characteristics of MAVs with Inspired from Insects Wing

H. Dastourani¹, M.H. Djavareshkian^{2,*}

¹ Master graduate, Aero. Eng., Ferdowsi Univ., Mashhad, Iran.

² Assoc. Prof., Aero. Eng., Ferdowsi Univ., Mashhad, Iran.

Abstract

In this investigation, a numerical method based on potential flow has been developed for aerodynamic analysis of morphing MAVs. At first, results of this method are validated with experimental data and then, effect of taper ratio greater than one has been studied on aerodynamic characteristic. Results show that increasing taper ratio, whether is the range of zero to one or bigger one, cause increasing lift coefficient and improving performance of the MAVs. The only disadvantage of taper ratio of bigger one is appearing large pitching moments. Of course, in MAVs is negligible due to the small size. In this study, also a mechanism for creation of different taper ratios has been discussed. Finally, the modeling of insect wings has been presented for use in the MAVs. The aerodynamic coefficients were compared with conventional wings. The results show a decrease in slope $C_m - C_L$ Curve and this represents an increase in longitudinal stability MAV.

Keywords: Micro Aerial Vehicle (MAV); Taper Ratio; Aerodynamic Characteristics; Horseshoe Vortex; Dragonfly.

۱- مقدمه

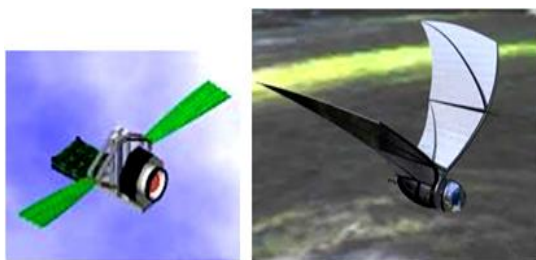
هوایمپماهای بدون سرنشین یا پهپادها پرنده‌هایی با تکنولوژی پیشرفته هستند که امروزه کاربردهای فراوانی دارند. کنترل پهپاد بدون استفاده از انسان در درون آن صورت می‌گیرد. این وسیله‌ی پرنده از نیروهای آیرودینامیکی برای پرواز در مسیر دلخواه استفاده می‌کند. پهپادها یا وسیله کنترل از راه دور یا با برنامه‌های پیش پروازی ریخته شده از قبل یا با سامانه‌های خودکار دینامیک هدایت می‌شوند. پهپادها در حال حاضر در برنامه‌های نظامی که شامل جاسوسی و حمله می‌شود فعالیت می‌کنند. این هوایمپماها همچنین در برنامه‌های غیر نظامی مانند خاموش کردن آتش سوزی‌ها، جایی که پرواز برای خلبان خطر دارد، کنترل پلیس در ناآرامی‌ها و صحنه‌های جرم و شناسایی بیشتر حوادث غیرمترقبه طبیعی استفاده می‌شوند.

ریزپهپادها یک دسته‌ی دیگر از هوایمپماهای بدون سرنشین هستند که محدودیت اندازه دارند و معمولاً خود کنترل هستند. اندازه‌ی این پرنده‌ها کمتر یا مساوی ۱۵ سانتیمتر می‌باشد [۱]. وزن کم و اندازه‌ی کوچک ریزپهپادها، آن‌ها را برای بعضی ماموریت‌ها بسیار مناسب می‌سازد. ریزپهپادها می‌توانند برای اهداف تجاری، تحقیقاتی و مقاصد نظامی استفاده شوند. همچنین این وسایل کوچک اجازه‌ی مشاهده‌ی دقیق مناطق پر خطر که خارج از دسترس انسان و وسایل زمینی است را می‌دهند [۱]. در تحقیق حاضر ابعاد مدل‌های تحلیل شده در مقیاس ریزپهپادها می‌باشند.

امروزه در توسعه‌ی پهپادها و ریزپهپادها الهام‌گیری از پرواز حشرات و پرندگان برای بدست آوردن ظرفیت‌های پروازی بی‌نظیر آن‌ها بسیار مورد توجه قرار گرفته است. بر این اساس مفهوم جدید مرفینگ^۱ (تغییر شکل پذیری) در طراحی این پرنده‌ها ظهور کرده و طراحی‌های روتین سنتی را به چالش کشیده است. مرفینگ به عنوان توانایی تغییر شکل یا تحمل تغییر شکل تعریف می‌شود [۲] و وقتی در مورد وسایل هوافضایی به کار می‌رود به توانایی بال‌های هوایمپما در تغییر شکل پیدا کردن در حین پرواز اشاره دارد که به موجب آن برخی فواید آیرودینامیکی فراهم می‌شود. از دیدگاه

موسسه پروژه‌های تحقیقاتی پیشرفته دفاعی آمریکا^۲، هوایمپمایی که توانایی انجام یکی از تغییرات: ۲۰٪ تغییر در نسبت منطری، ۵۰٪ تغییر در مساحت بال، ۵ درجه تغییر در پیچش بال و یا ۲۰ درجه تغییر در زاویه‌ی تاب بال را در حین پرواز داشته باشد به عنوان هوایمپمای مرفینگ شناخته می‌شود [۳]. از جمله قابلیت‌هایی که این تکنولوژی به ارمغان می‌آورد فرود آمدن در باند کوتاهتر مثلاً بر روی ناوبر و یا پرواز در ارتفاع‌های خیلی پایین می‌باشد همچنین بال تغییر شکل پذیر موجب بالا رفتن راندمان سوخت و کاهش وزن هوایمپما می‌شود. استفاده از مفهوم مرفینگ در توسعه‌ی پهپادها و ریزپهپادها می‌تواند موجب بهبود بهبود قابل توجهی در عملکرد این پرنده‌ها گردد. پهپادها و ریزپهپادها از لحاظ فناوری در چهار زمینه‌ی پلت فرم، محموله، مخابرات و ارتباطات، تجزیه و تحلیل اطلاعات مورد بررسی قرار می‌گیرند. در این تحقیق زمینه‌ی پلت فرم، اثر نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک، مد نظر قرار گرفته است. در شکل ۱ نمونه‌هایی از پرنده‌های با نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک نشان داده شده است.

یک روش برای ایجاد نسبت‌های مخروطی متفاوت در بال مکانیزم تلسکوپ‌ی چرخشی (RTM)^۳ می‌باشد. ایده اصلی این مفهوم شامل اتصال قطعه‌ها به همدیگر به طوری که یکی از قطعه‌ها از داخل دیگری به صورت چرخشی به بیرون آید، می‌باشد. بر اساس تعداد و اندازه‌ی صفحاتی که انتخاب می‌شوند، این مکانیزم توانایی ایجاد تغییر در مساحت بال به مقدار زیاد را دارد که در موقع نیاز انجام شود.



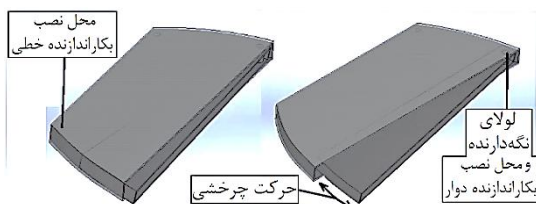
شکل ۱- پرنده‌هایی با نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک

^۲ DARPA

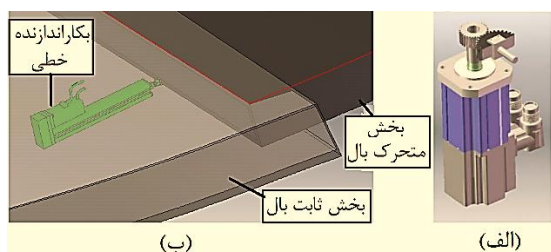
^۳ Rotary Telescoping Mechanism

^۱ Morphing

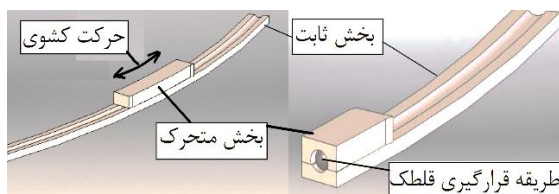
یک طرح کامل‌تر در شکل ۵ نشان داده شده است که شامل یک بخش ثابت و چهار بخش متحرک می‌باشد. این طرح قابل اصلاح کردن برای استفاده از صفحه‌های خمیده می‌باشد تا به موجب آن ایرفویل دارای انحنا به وجود آمده و به بهبود برآ کمک نماید.



شکل ۲- مکانیزم تلسکوپی چرخشی



شکل ۳- بکاراندازنده‌های انتخابی برای مکانیزم تلسکوپی چرخشی (الف) بکاراندازنده دوار و (ب) بکاراندازنده خطی



شکل ۴- سیستم لغزش دو قطعه‌ی ثابت و متحرک روی هم در مکانیزم RTM



شکل ۵- سه نما از طرح مفهومی پهباد دارای مکانیزم RTM

چندین انتخاب برای حرکت دادن قطعه‌ها نسبت به هم وجود دارد. یکی از این انتخاب‌ها هدایت قسمت متحرک متصل شده به بکاراندازنده^۱ دوار یا خطی از محل اتصال دو قطعه به هم در داخل بدنه‌ی هواپیما می‌باشد. در حالت استفاده از بکاراندازنده‌ی دوار، حرکت چرخشی بکاراندازنده مستقیماً به قطعه‌ی قابل حرکت منتقل می‌شود که در این حالت بکاراندازنده دوار (شکل ۳، الف) در محل لولا (شکل ۲) نصب می‌گردد. همچنین در حالت استفاده از بکاراندازنده خطی (شکل ۳، ب)، این بکاراندازنده می‌تواند بین قطعه‌ی متحرک و ثابت قرار گیرد (داخل پوسته بیرونی و پشت قسمت متحرک، شکل ۲) تا حرکت مورد نیاز را به وجود آورد. در این روش بدنه‌ی بکاراندازنده‌ی خطی به بخش ثابت بال متصل است و بازوی تحریک به قسمت متحرک متصل می‌باشد. هر دو بکاراندازنده قابل استفاده در این مکانیزم در شکل زیر نشان داده شده‌اند.

در حالت استفاده از بکاراندازنده دوار، یک سیستم قفل‌کننده برای نگه داشتن بخش‌ها در موقعیت مطلوب نیاز است. زیرا ممکن است نیروهای آیرودینامیکی مخالف عملکرد بکاراندازنده عمل نمایند. در این خصوص بکاراندازنده خطی یک مزیت است زیرا بکاراندازنده خطی می‌تواند به عنوان سیستم قفل‌کننده در موقعیت مطلوب عمل نماید. به طور کلی وسایل نگه‌دارنده‌ی خارجی مثل گیره‌های فیزوالکتریک می‌توانند برای این طرح استفاده شوند.

به منظور داشتن یک حرکت موثر و کارا بین بخش‌های ثابت و متحرک، یک سیستم لغزش نیز نیاز است. یکی از ساده‌ترین انتخاب‌ها استفاده از روان‌کننده‌های مایع یا پودر در محل روی هم قرار گرفتن بخش‌های ثابت و متحرک می‌باشد. انتخاب دیگر استفاده از سیستم لغزنده‌ی کشویی که در قطعه‌ها جاسازی شده و موجب کاهش لقی بین قطعات ثابت و متحرک می‌شود (شکل ۴). در اینجا استفاده از غلطک استوانه‌ای بهتر از کروی است زیرا به خاطر زیادتر بودن سطح تماس غلطک استوانه‌ای موجب کمتر شدن لقی می‌شود. هر چند در حالت استفاده از محرک چرخشی غلطک کروی مناسب‌تر است چون با مسیر منحنی حرکت چرخشی سازگاری بهتری دارد.

^۱ Actuator

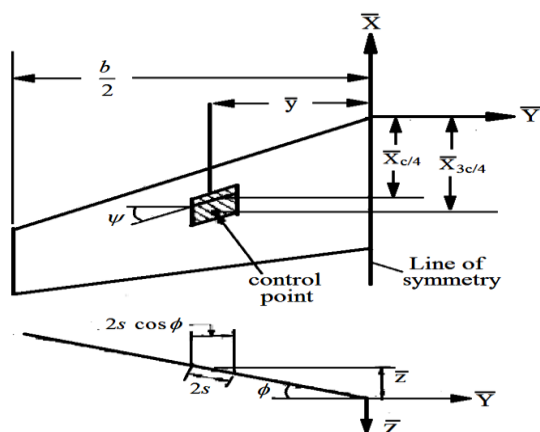
نسبت مخروطی روی ضرایب ایرودینامیکی در جریان مادون صوت مورد استفاده قرار گرفته است. در این راستا پیکربندی‌هایی در مقیاس ریزپهادها با نسبت‌های مخروطی بین ۰.۳ تا ۳ (شکل ۱۷) در نظر گرفته شده و تحلیل شده‌اند. در انتها یک پیکربندی شبیه پیکربندی سنجاکف در نظر گرفته شده و به لحاظ ضرایب ایرودینامیکی با پیکربندی‌های قبلی مقایسه گردید. لازم به یادآوری است سنجاکف نمونه‌ای از حشرات است که دارای بال‌های با نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک می‌باشد. بنابراین به نظر می‌رسد بایستی دارای مزیت‌هایی باشد که در پرند‌های ساخت بشر کمتر به آن پرداخته شده است.

۲- تئوری روش شبکه‌ی گردابه‌ای

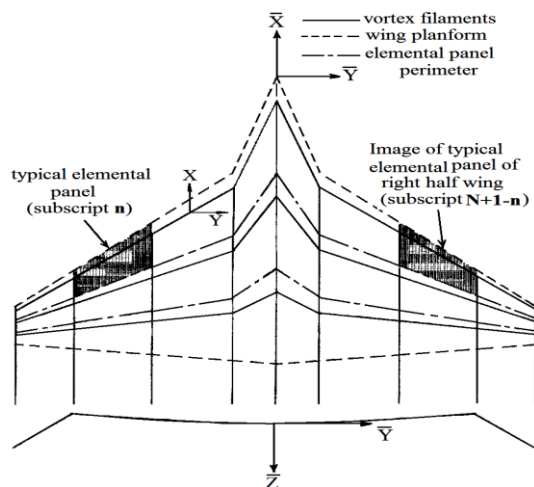
در این تحقیق یک کد به زبان فرترن بر مبنای توزیع گردابه‌ی نعلی شکل بر روی پیکربندی برای تعیین مشخصه‌های ایرودینامیکی در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. این روش بسط یافته‌ی تئوری پرائتل [۱۳] می‌باشد. در تئوری پرائتل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تاثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت [۱۴] استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساوارت [۱۵] به کار رفته است. در این روش پلان مورد نظر به تعدادی پنل تقسیم می‌شود و هر پنل با گردابه‌ی نعل اسبی جایگزین می‌شود (شکل ۶). این گردابه‌ی نعل اسبی متشکل از یک رشته گردابه‌ی عبوری از یک چهارم وتر و دو رشته گردابه که از یک چهارم وتر از کناره‌های پنل شروع شده و در جهت جریان تا بی‌نهایت ادامه می‌یابد. شرایط مرزی برای هر گردابه‌ی نعل اسبی به وسیله‌ی شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید. قدرت دوران گردابه مورد نیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. سپس تئوری جاکوفسکی-کوتا برای تعیین برآ مربوط به هر رشته گردابه در هر پنل به کار می‌رود. با معلوم شدن برآ همه‌ی رشته گردابه‌ها برآ کلی و گشتاور خمشی و سایر مشخصه‌های ایرودینامیکی بدست می‌آیند. در این کد از یک روش مشابه به نام حل میدان نزدیک برای محاسبه‌ی نیروی لبه‌ی برخورد، نیروی مکشی و پسای القایی استفاده شده است.

سان و همکارانش دو بال مثلثی و مستطیلی در مقیاس ریزپهادها در نظر گرفته و آنها را در تونل باد و تونل آب تست کرده‌اند. بر طبق نتایج ایشان بال مستطیلی ضریب برآ بزرگ‌تری نسبت به بال مثلثی دارد [۴]. پاولاسکی و همکارانش روی پلیمرهای الکتروفعال برای به کار گیری آنها در ساخت ریزپهادها تحقیق کرده‌اند. سپس با استفاده از این پلیمرها بال‌هایی شبیه بال پرندگان برای استفاده در ریزپهادها ساختند [۵]. واکایاما و همکارانش در زمینه‌ی بهینه‌سازی بال برای کمینه کردن پسای القایی کار کردند. در این راستا بهینه‌سازی بال جهت کمینه بودن پسای القایی در وزن ثابت بال انجام شده است. بر مبنای نتایج ایشان بال مثلثی کمترین پسای القایی را در وزن ثابت نسبت به سایر شکل‌ها دارد [۶]. شیلدز و محسنی یک بال با نسبت مخروطی ۰.۸ در نظر گرفته و اثر زاویه‌ی یک‌ور شدن پهاد را روی ضرایب ایرودینامیکی به طور تجربی مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج ایشان نشان می‌دهد افزایش زاویه یک‌ور شدن پهاد موجب افزایش برآ و کاهش گشتاور پیچشی می‌گردد [۷]. باس جتی تاثیر پیچش روی مقدار پسای القایی و نسبت برآ به پسا در یک پهاد را مورد بررسی قرار داده است. نتایج ایشان نشان می‌دهد که اعمال پیچش در راستای طول بال موجب کاهش نسبت برآ به پسا می‌شود [۸]. ریچارد و همکارانش تاثیر نسبت منطری را در یک نسبت مخروطی ۰.۷ روی ضرایب ایرودینامیکی و به صورت آزمایشگاهی در تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج ایشان نشان می‌دهد با افزایش نسبت منطری نسبت برآ به پسا کاهش می‌یابد [۹].

اگر چه در طبیعت حشراتی با نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک وجود دارد، ولی تا به حال در تحقیقات انجام شده کمتر به این پارامتر پرداخته شده است. نویسندگان تحقیق حاضر یک روش عددی بر مبنای جریان گردابه‌ای برای تحلیل ایرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف پهادها توسعه داده‌اند. این روش توسط دستورانی و جوارشکیان (نویسندگان تحقیق حاضر) برای بررسی اثر وجود، موقعیت و ارتفاع بالک جلو نسبت به بال اصلی روی مشخصه‌های ایرودینامیکی و نیز بررسی تاثیر پیچش روی مشخصه‌های ایرودینامیکی مورد استفاده قرار گرفته و نتایج قابل قبولی را ارائه نموده است [۱۰-۱۲]. در تحقیق حاضر روش مذکور برای بررسی اثر



شکل ۷- متغیرهای استفاده شده برای توصیف یک پنل [۱۶ و ۱۷]



شکل ۶- طرحی کلی از سیستم مختصات، المان پنل‌ها و جریانهای حلقوی نعلی شکل برای یک بال نوعی [۱۶ و ۱۷]

که F_v ضریب تاثیر جانب‌وزش است. پس با استفاده از معادلات (۳)، (۴) و (۵) برای یک شبکه N المانی می‌توان نوشت:

$$\sum_{n=1}^N (F_{w,n} - F_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi\alpha \quad (5)$$

برای بار ایرودینامیکی متقارن روی هر نصف بال، معادله (۵) به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\sum_{n=1}^{N/2} (\bar{F}_{w,n} - \bar{F}_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi\alpha \quad (6)$$

که:

$$\bar{F}_{w,n} = F_{w,n}(x', y, z, s, \psi', \phi)_{left\ panel} + F_{w,N+1-n}(x', y, z, s, \psi', \phi)_{right\ panel} \quad (7)$$

$$\bar{F}_{v,n} = F_{v,n}(x', y, z, s, \psi', \phi)_{left\ panel} + F_{v,N+1-n}(x', y, z, s, \psi', \phi)_{right\ panel} \quad (8)$$

ماتریسی که توسط نرم افزار جهت تعیین قدرت گردابه حل می‌شود به صورت زیر است:

$$[\bar{F}_{w,n,k} - \bar{F}_{v,n,k} \tan \phi_n] \left\{ \frac{\Gamma_n}{U} \right\} = 4\pi \{ \alpha_k \} \quad (9)$$

که α_k به عنوان زاویه حمله محلی در نقطه‌ی کنترل برحسب رادیان تعریف می‌شود [۱۶ و ۱۷].

۲-۱- محاسبه قدرت دوران گردابه

همانطور که گفته شد شرایط مرزی برای هر گردابه‌ی نعل اسبی به وسیله‌ی شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید (شکل ۷).

قدرت دوران گردابه مورد نیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. در کار حاضر از معادله‌ی (۱) به عنوان شرط مرزی استفاده شده است.

$$w \cos \alpha \cos \phi - v \sin \phi - U \sin \alpha \cos \phi = 0 \quad (1)$$

و برای زاویه حمله‌ی کوچک:

$$w - v \tan \phi \approx 0 \quad (2)$$

در این معادله α زاویه حمله و ϕ زاویه هفتی بال می‌باشد. سرعت فرووزش^۱ برای یک گردابه‌ی نعل اسبی خاص به صورت زیر بیان می‌شود:

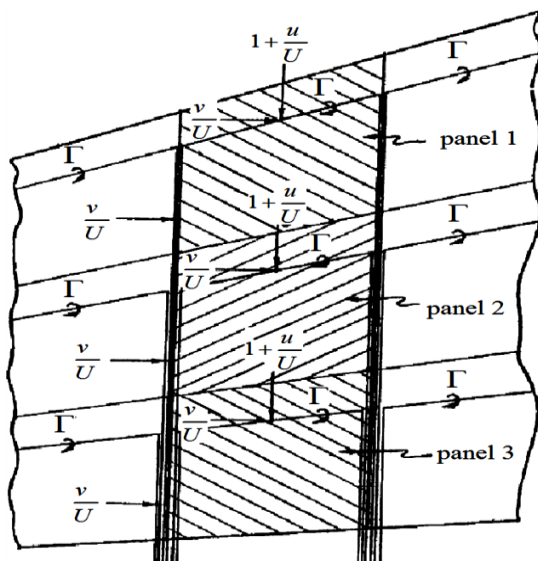
$$w(x, y, z) = \frac{\Gamma}{4\pi} F_w(x', y, z, s, \psi', \phi) \quad (3)$$

که F_w ضریب تاثیر فرووزش و Γ قدرت گردابه می‌باشد و سرعت جانب‌وزش^۲ به صورت زیر بیان می‌شود:

$$v(x, y, z) = \frac{\Gamma}{4\pi} F_v(x', y, z, s, \psi', \phi) \quad (4)$$

¹ Downwash

² Side wash



شکل ۸- جزئیات یک ردیف وترسو از جریان نعلی شکل [۱۶ و ۱۷]

مرزی بین دو ردیف گردابه نعل اسبی وترسو قرار دارد و دوران معادل با تفاضل بین دوران‌های پنل اول هر ردیف است و سرعت جانب‌وزش استفاده شده، سرعتی است که روی سه چهارم وتر گردابه وترسو ی چپ اولین پنل محاسبه گردیده است.

برآ بعدی که محاسبه شده است برآیی است که در امتداد گردابه نعل اسبی وترسو بین یک چهارم وتر پنل دوم و یک چهارم پنل سوم توسعه یافته در امتداد گردابه در جهت وتر در یک ردیف از گردابه نعل اسبی وترسو^۱ از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانب‌وزش و قدرت گردابه‌ی محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۸ می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابه‌ی وترسو از لبه‌ی برخورد بال تا یک چهارم وتر اولین پنل وجود ندارد در نتیجه در این محل برآیی تولید نمی‌شود. روی گردابه‌ی مرزی وترسو از یک چهارم وتر هر پنل تا یک چهارم وتر پنل بعدی مقدار دوران ثابت بوده ولی مقدار سرعت جانب‌وزش متغیر می‌باشد. برای اولین پنل در نوک بال چپ شرایط خاصی وجود دارد در آنجا مقدار دوران معادل با دوران اولین پنل از اولین ردیف وترسو گردابه نعل اسبی می‌باشد. در پنل‌های بعدی، این گردابه

۲-۲- محاسبات ایرودینامیکی

قدرت دوران گردابه (Γ_n/U) در قسمت قبل محاسبه شد و در این قسمت برای محاسبه‌ی برآ و ممان خمشی و سایر مشخصه‌های ایرودینامیکی استفاده شده است.

۲-۲-۱- برآ و گشتاور با استفاده از گردابه نعل اسبی کامل

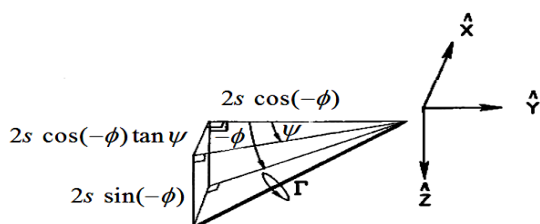
روش توصیف شده در این بخش برای پلان‌های دارای زاویه هفتی و پلان‌های بال-دنباله که در ارتفاع یکسانی قرار ندارند استفاده می‌شود. برای هر دو نوع پلان رفتار خاصی نیاز است چون که سرعت جانب‌وزش و سرعت جریان به عقب^۱ علاوه بر سرعت جریان آزاد وجود دارد. تعامل مولفه‌های این سرعت‌ها با گردابه‌ی مرزی در جهت بازه، نیروی برآ اضافی فراهم می‌کند و تعامل جانب‌وزش با گردابه مرزی در جهت وتر نیروی برآ جدید و دیگری را نتیجه می‌دهد. برای استفاده از روش محاسباتی ارائه شده در این بخش بایستی پلان مورد نظر یک تغییر پیوسته در وتر محلی از نوک بال تا ریشه‌ی بال داشته باشد. تئوری جاکوفسکی-کوتا برای برآ بر واحد طول یک رشته گردابه برای محاسبه‌ی برآ بال‌های دارای زاویه هفتی استفاده می‌شود که به صورت زیر است:

$$\tilde{L} = \rho V \Gamma \quad (10)$$

در رابطه بالا ρ چگالی و V سرعت جریان آزاد و Γ قدرت گردابه است. برآ توسعه یافته در امتداد گردابه در جهت وتر در یک ردیف از گردابه نعل اسبی وترسو^۲ از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانب‌وزش و قدرت گردابه‌ی محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۸ می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابه‌ی وترسو از لبه‌ی برخورد بال تا یک چهارم وتر اولین پنل وجود ندارد در نتیجه در این محل برآیی تولید نمی‌شود. روی گردابه‌ی مرزی وترسو از یک چهارم وتر هر پنل تا یک چهارم وتر پنل بعدی مقدار دوران ثابت بوده ولی مقدار سرعت جانب‌وزش متغیر می‌باشد. برای اولین پنل در نوک بال چپ شرایط خاصی وجود دارد در آنجا مقدار دوران معادل با دوران اولین پنل از اولین ردیف وترسو گردابه نعل اسبی می‌باشد. در پنل‌های بعدی، این گردابه

¹ Backwash

² Chord wise



شکل ۹- رشته گردابه مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان [۱۶ و ۱۷]

در رابطه بالا S_{ref} مساحت مرجع و C_{ref} وتر مرجع می‌باشد. پارامتر پایداری طولی برای بال حول مبدا محور X' به صورت زیر است:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{\left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_a}{\left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a} \quad (16)$$

ممان خمشی در برآ صفر و مرکز فشار در جهت بازه نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$C_{m_o} = \left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_{ic} - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} \left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_{ic} \quad (17)$$

$$y_{cp} = \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \left[\left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{s,n} + \left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{t,n} \right]}{\frac{1}{2} \left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a \left(\frac{b}{2} \right)} \quad (18)$$

ضریب بار بازه از برآ در امتداد گردابه‌های مرزی بازه‌سو و وترسوی گردابه نعل اسبی به دست می‌آید. ضریب بار بازه برای یک پنل به صورت زیر است:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\hat{l}}{q_\infty S_{ref}} \frac{T}{C_L} \quad (19)$$

در رابطه بالا C_{av} وتر متوسط و C_l برآ محلی است. برای یک موقعیت بازه‌سوی خاص هر یک از این برآ‌های وترسو با هم جمع می‌شوند و به ضریب بار بازه تبدیل می‌شوند که به صورت معادله‌ی زیر است:

برای برآ در امتداد رشته گردابه بازه‌سو:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}} \right)_s = T \sum_{i=1}^j \left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_i \frac{1}{C_L} \quad (20)$$

برای برآ در امتداد رشته گردابه وترسو:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}} \right)_t = T \sum_{i=1}^j \left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_i \frac{1}{C_L} \quad (21)$$

سرعت جانب‌بوزش توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود [۱۶ و ۱۷].

$$\frac{v}{U} = \frac{1}{4\pi} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} \bar{F}_{v,n} \quad (11)$$

اگر رشته گردابه یا ادامه‌ی آن از نقطه‌ای که سرعت در آن محاسبه می‌شود عبور کند در نرم افزار ترم فوق از معادله‌ی (۱۱) حذف می‌شود زیرا یک رشته گردابه روی خودش نمی‌تواند سرعت تولید کند. همچنین در امتداد گردابه‌ی مرزی وترسو در ریشه‌ی بال هیچ برآیی تولید نمی‌شود زیرا سرعت جانب‌بوزش برای هندسه و بار متقارن صفر است.

برآ در امتداد گردابه‌ی بازه‌سو^۱ به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان به عقب، جانب‌بوزش و دوران پنل وابسته است. سرعت جانب‌بوزش در معادله (۱۱) داده شد و سرعت به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود [۱۶ و ۱۷].

$$\frac{u}{U} = \frac{1}{4\pi} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} \bar{F}_{u,n} \quad (12)$$

که:

$$\begin{aligned} \bar{F}_{u,n} = & F_{u,n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{left panel}} \\ & + F_{u,N+1-n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{right panel}} \end{aligned} \quad (13)$$

یک رشته گردابه‌ی مرزی در راستای بازه (بازه‌سو) در شکل ۹ نشان داده شده است.

برآ تولید شده در امتداد این رشته گردابه از تعامل سرعت محوری کلی با مولفه‌ی رشته گردابه موازی محور Y' ($2s \cos \phi$) و تعامل سرعت جانب‌بوزش با مولفه‌ی رشته گردابه موازی با محور X' ($2s \tan \psi / \cos \phi$) می‌آید. به منظور حصول ضریب ممان خمشی و ضریب برآ برای کل بال ضرایب برآ محلی روی تمام پنل‌ها با هم جمع می‌شوند که معادلات ضریب برآ و ضریب ممان خمشی در نهایت به صورت زیر می‌شوند [۱۶ و ۱۷].

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_n + \left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_n \quad (14)$$

$$C_m = \frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left(\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_n \quad (15)$$

^۱ Span Wise

(۲۶)

$$C_{m_0} = \frac{8}{c_{ref} S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{tc,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} C_{L,tc}$$

مرکز فشار در راستای بازه:

$$y_{cp} = \frac{1}{b/2} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{y}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (27)$$

و ضریب بار بازه به صورت زیر است:

$$\frac{c_{lc}}{C_{L,cw}} = \frac{\frac{b}{2} \sum_{i=1}^j \frac{\Gamma_i}{U}}{2 \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n} \quad (28)$$

پارامتر تعدیل غلتش برای بال‌های بدون زاویه هفتی با حذف سهم مربوط به گردابه و ترسو از معادله‌ی (۲۲) به صورت زیر است:

$$C_l = \frac{2}{q_{\infty} S_{ref} b} \left[\sum_{n=1}^{N/2} 2 \left(\frac{\Gamma}{U} \right) \hat{y}_{s,n} 2s_n \right] \quad (29)$$

و همچنین:

$$C_{lp} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (30)$$

۲-۲-۳- پسا القایی و سایر پارامترهای ایرودینامیکی

در این بخش کمیت تعدیل خمش، برآ به سبب نرخ خمش، کمیت پسای القایی، زاویه حمله برای برآ صفر، زاویه حمله برای ضریب برآ مطلوب، توزیع بار بازه‌ی پایه، توزیع بار بازه‌ی اضافی محاسبه شده‌اند.

مشتق خمشی با استفاده از قدرتهای گردابه بدست آمده با مقادیر شرایط مرزی که یک حرکت خمشی ثابت را نشان می‌دهد، محاسبه می‌شود و این قدرتهای گردابه برای محاسبه‌ی C_m و C_L به کار می‌روند.

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_m}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (31)$$

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_L}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (32)$$

نتایج این معادلات بایستی ترکیب شوند تا توزیع نهایی حاصل شود. فرض می‌شود ضریب بار بازه در نوک بال صفر باشد این نتیجه مستقیماً از ترکیب معادلات (۲۰) و (۲۱) بدست نمی‌آید. از آنجایی که روش گردابه یک تقریب متناهی برای تغییرات پیوسته‌ی دوران در سراسر بازه‌ی بال است، هر مقدار از دوران، مقدار متوسط روی عرض یک گردابه نعل اسبی را نشان می‌دهد.

به منظور تعیین پارامتر تعدیل در غلتش بال‌های دارای زاویه هفتی، بایستی توزیع برآ که از بار بازه‌ی نامتقارن ناشی می‌شود با بازوی گشتاوری بازه‌سوی مناسب ترکیب شود. این ترکیب به صورت زیر بیان می‌شود [۱۶ و ۱۷]:

$$C_l = \frac{2}{q_{\infty} S_{ref} b} \left[\sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_t \hat{y}_t)_n + \sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_s \hat{y}_s)_n \right] \quad (22)$$

و همچنین:

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2U} \right)} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (23)$$

در رابطه (۲۳) p نرخ غلتش است [۱۶ و ۱۷].

۲-۲-۲- برآ و گشتاور با استفاده از فقط رشته جریان‌های حلقوی در راستای بازه (بازه‌سو)

محاسبه داده‌های خروجی، برآ و ممان خمشی و غلتشی، برای بال‌هایی که زاویه هفتی ندارند در این بخش توصیف می‌شوند. تمام برآ به وسیله‌ی سرعت جریان آزاد عبوری از رشته گردابه بازه‌سو تولید می‌شود زیرا در اینجا سرعت‌های جانب‌وزش و جریان به عقب وجود ندارد. در این حالت ضریب برآ کلی با انتگرال گیری روی بازه و تبدیل انتگرال به سری عددی به صورت زیر بدست می‌آید [۱۶ و ۱۷]:

$$C_L = \frac{8}{S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n \quad (24)$$

پایداری طولی حول محور X به صورت زیر است،

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{1}{c_{ref}} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (25)$$

ممان خمشی در برآ صفر:

۳- بحث و بررسی نتایج

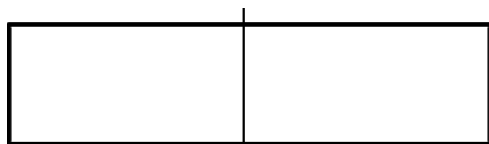
۳-۱- مقایسه‌ی نتایج روش حاضر با نتایج تجربی

ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج روش عددی حاضر، نتایج حاصل از این روش با داده‌های تجربی دو نمونه زیر مقایسه شده است.

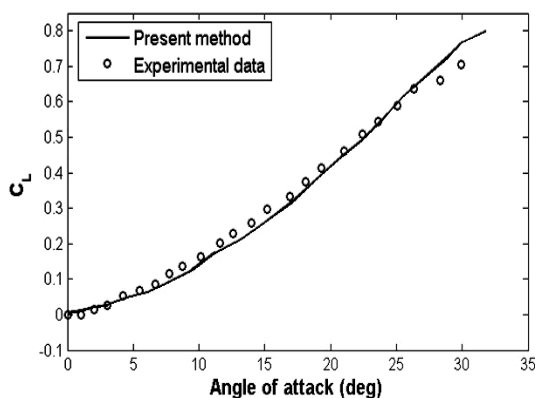
نمونه یک: یک بال مستطیلی (شکل ۱۰) مقایسه شده است. نتایج تجربی این بال از مرجع [۱۸] استخراج شده است.

ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای بال مورد نظر در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ رسم شده است. همانطور که در این شکل‌ها دیده می‌شود تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج روش حاضر وجود دارد. شکل ۱۲ منحنی ضریب پسا بر حسب ضریب برآ را نشان می‌دهد، دیده می‌شود در برآ صفر داده‌های تجربی مقدار خیلی کم حدود دو صدم را نشان می‌دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می‌کند که این همان پسای ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر پسای اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.

نمونه دو: یک پیکربندی بال و بدنه یکپارچه (شکل ۱۳)؛ نتایج تجربی این پیکربندی از مرجع [۱۹] استخراج شده است.



شکل ۱۰- بال مستطیلی با نسبت منطری ۰/۲



شکل ۱۱- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله، داده‌های تجربی از مرجع [۱۸]

محاسبات میدان نزدیک برای پسا القایی بر مبنای برآ و نیروی لبه‌ی برخورد برای هر پنل به صورت زیر است [۱۶ و ۱۷].

$$\frac{d_{ii}}{q_{\infty}} = \alpha \frac{l}{q_{\infty}} - \frac{t}{q_{\infty}} \quad (33)$$

نیروی لبه‌ی برخورد بر واحد بازه به وسیله تئوری جاکوفسکی-کوتا محاسبه می‌شود جایی که مولفه‌های سرعت جریان آزاد و القایی موازی با صفحه‌ی $Z - Y$ در تعامل با رشته گردابه مرزی بازه‌سو هستند و به صورت زیر بیان می‌شوند [۱۶ و ۱۷].

$$\frac{t}{q_{\infty}} = -2 \left(\frac{w}{U} - \frac{v}{U} \tan \phi - \alpha \right) \left(\frac{\Gamma}{U} \right)_{a,rad} \quad (34)$$

در نهایت حل میدان نزدیک برای پارامتر پسا القایی می‌شود،

$$\frac{C_{D,i}}{C_L^2} = \frac{4b}{S_{ref} (C_{L\alpha})_{rad}^2} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_{d,i}c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (35)$$

به علاوه ضریب نیروی لبه‌ی برخورد و ضریب مکش به طور مشابه به طور زیر محاسبه می‌شوند [۱۶ و ۱۷].

$$C_T = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_{t}c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (36)$$

$$C_S = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_{s}c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (37)$$

توزیع بار بازه در ضریب برآ مطلوب ورودی به صورت زیر است،

$$\left(\frac{c_{l}c}{c_{av}} \right)_d = \left(\frac{c_{l}c}{c_{av}} \right)_B + \sum_{i=1}^j \left(\frac{1}{q_{\infty} c_{av}} \right)_{i,a} \frac{C_{L,d}}{C_{L,a}} \quad (38)$$

ضریب فشار افزایشی به صورت زیر تعریف می‌شود،

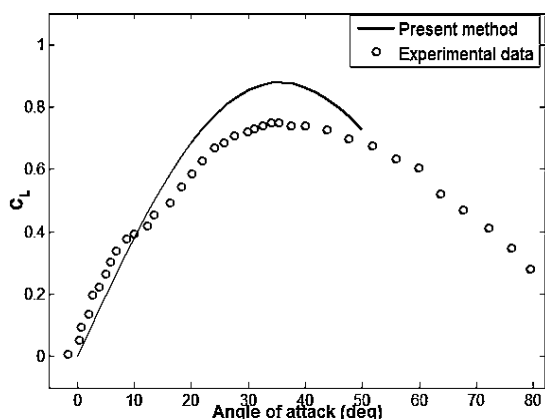
$$\Delta C_{p,n} = \frac{(P_{lower} - P_{upper})_n}{q_{\infty}} \quad (40)$$

از آنجایی که روی هر پنل فشار یکنواخت فرض می‌شود داریم:

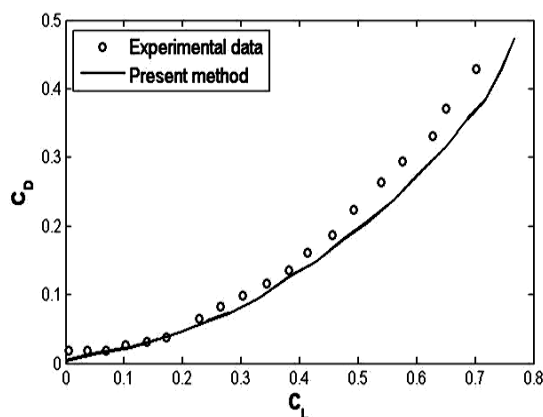
$$\Delta C_{p,n} = \frac{(l/c)_n}{q_{\infty}} \quad (41)$$

که این معادله در برنامه استفاده شده است. برای پلان‌های بدون زاویه هفتی معادله (۴۱) به صورت زیر قابل بیان است [۱۶ و ۱۷].

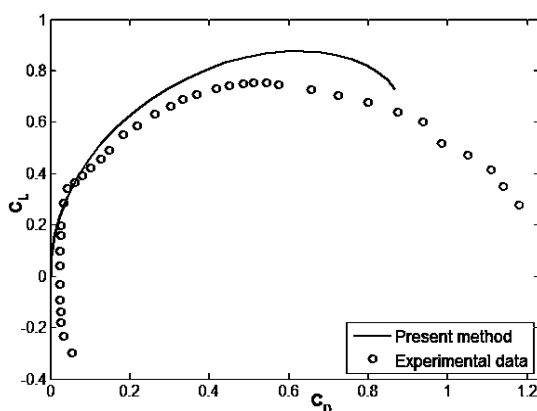
$$\Delta C_{p,n} = \frac{\rho U \Gamma_n / c_n}{q_{\infty}} = \frac{2}{c_n} \frac{\Gamma_n}{U} \quad (42)$$



شکل ۱۵- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله، داده‌های تجربی از مرجع [۱۹]



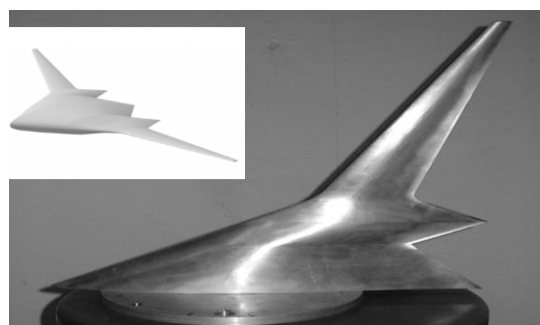
شکل ۱۲- منحنی ضریب پسا بر حسب ضریب برآ، داده‌های تجربی از مرجع [۱۸]



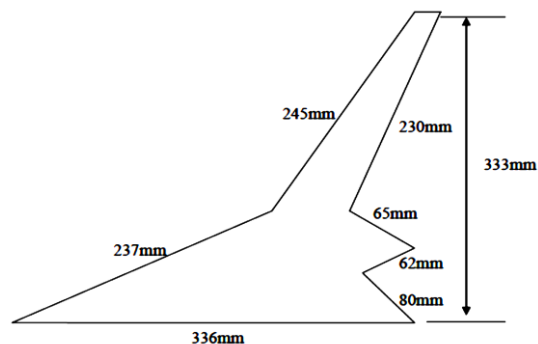
شکل ۱۶- منحنی برآ بر حسب ضریب پسا، داده‌های تجربی از مرجع [۱۹]

و سپس کاهش می‌یابد ماکزیمم ضریب برآ در حدود زاویه حمله‌ی ۳۵ درجه می‌باشد که هر دو منحنی همین مقدار را نشان می‌دهند. علت اینکه روش حاضر مقادیر بزرگتری نسبت به داده‌های تجربی نشان می‌دهد این است که در روش حاضر جریان غیر لزج فرض شده است.

شکل ۱۶ منحنی پسای قطبی (C_L برحسب C_D) را نشان می‌دهد، دیده می‌شود در برآ صفر داده‌های تجربی مقدار خیلی کم حدود سه صدم را نشان می‌دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می‌کند که این همان پسای ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر پسای اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.



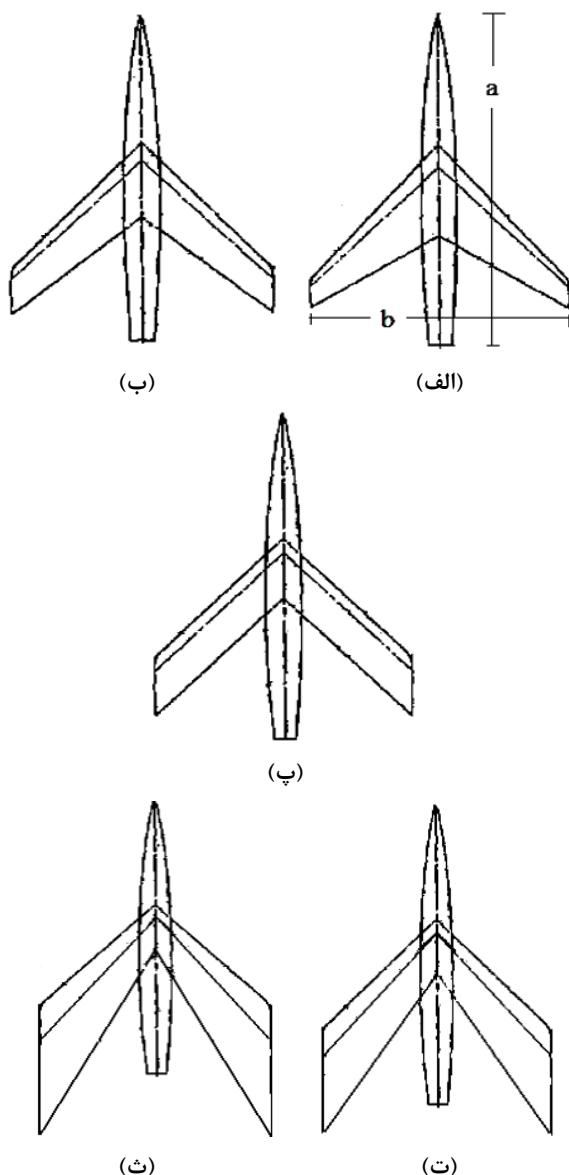
شکل ۱۳- پیکربندی یکپارچه تست شده در تونل باد [۱۹]



شکل ۱۴- ابعاد پیکربندی یکپارچه نمونه‌ی دوم [۱۹]

ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای پیکربندی بال و بدنه یکپارچه مورد نظر در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ رسم شده است. همانطور که در این شکل‌ها می‌شود ضریب برآ با افزایش زاویه حمله ابتدا افزایش

مخروطی بزرگ‌تر از یک است. البته بایستی توجه شود که روی نسبت برآ به پسا جدا از نسبت مخروطی پارامترهای مختلف دیگری نظیر زاویه‌ی تاب و اندازه‌ی بازه‌ی بال و ... نیز تاثیر گذار است و در طبیعت به مانند بال حشرات پارامترهای مختلف دخیل است. بنابراین ممکن است نتایجی متفاوت از روند منحنی ۲۰ بدست آید. در این جا تنها تاثیر نسبت مخروطی مد نظر بوده است.



شکل ۱۷- پیکربندی‌های انتخابی با نسبت‌های مخروطی متفاوت
الف) $\lambda=0/3$ ب) $\lambda=0/4$ پ) $\lambda=1/0$ ت) $\lambda=1/9$ ث) $\lambda=3/0$

۳-۲- بررسی اثر نسبت مخروطی

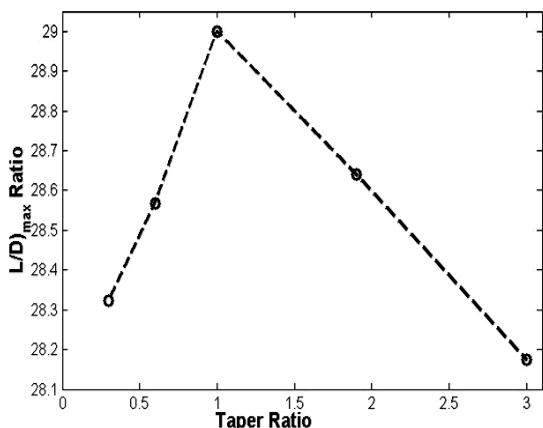
در این بخش اثر مخروطی شدن بال روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور پیکربندی‌هایی مطابق شکل ۱۷ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است نتایج مربوط به هر پیکربندی با استفاده از روش عددی مذکور بدست آمده است. مشخصات مربوط به پیکربندی‌ها در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- مشخصات پیکربندی‌های مورد بررسی

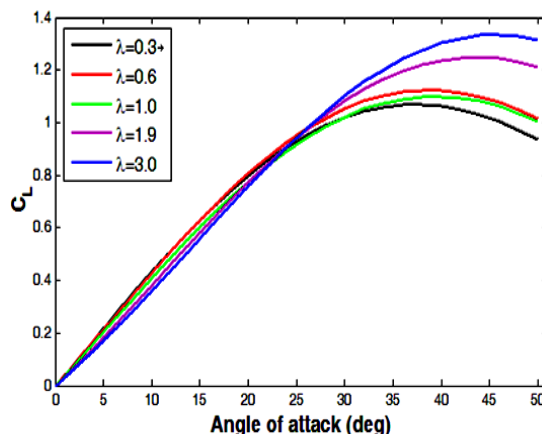
پارامتر	مقدار
طول پیکربندی (a)	۴۹ mm
دهانه‌ی هواپیما (b:span)	۱۸ mm
نسبت‌های مخروطی (λ) به ترتیب شکل ۱۷	الف) $\lambda=0/3$
	ب) $\lambda=0/4$
	پ) $\lambda=1/0$
	ت) $\lambda=1/9$
	ث) $\lambda=3/0$

در شکل ۱۸ منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله رسم شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت مخروطی ضریب برآ نیز افزایش یافته است. به عبارت دیگر نسبت مخروطی بالاتر از یک، موجب بهبود ضریب برآ شده است. همچنین مشاهده می‌شود که در نسبت مخروطی $0/3$ ماکزیمم ضریب برآ در زاویه حمله‌ی ۳۸ درجه بوده و با افزایش نسبت مخروطی تا ۳ زاویه‌ی حمله‌ی ماکزیمم برآ به ۴۶ رسیده است. بنابراین افزایش نسبت مخروطی موجب شده تا واماندگی دیرتر اتفاق افتد.

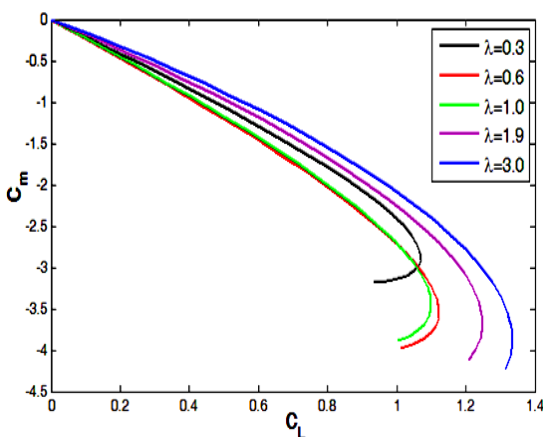
شکل ۱۹ منحنی ضریب پسای القایی بر حسب ضریب برآ را نشان می‌دهد. مشخص است که با افزایش نسبت مخروطی ضریب پسای القایی افزایش یافته است زیرا با افزایش نسبت مخروطی ضریب برآ افزایش می‌یابد و پسای القایی با ضریب برآ مرتبط است. جهت روشن شدن اثر نسبت مخروطی روی پسای القایی در شکل ۲۰ نسبت برآ به پسای القایی ماکزیمم برحسب نسبت مخروطی رسم شده است. مشاهده می‌شود که در بال‌های ثابت این منحنی یک ماکزیمم در نسبت مخروطی یک دارد بنابراین در نسبت مخروطی بالاتر و پایین‌تر از یک میزان افزایش پسا بیشتر از برآ است. البته شیب منحنی در نسبت‌های مخروطی کوچک‌تر از یک بیشتر از نسبت‌های



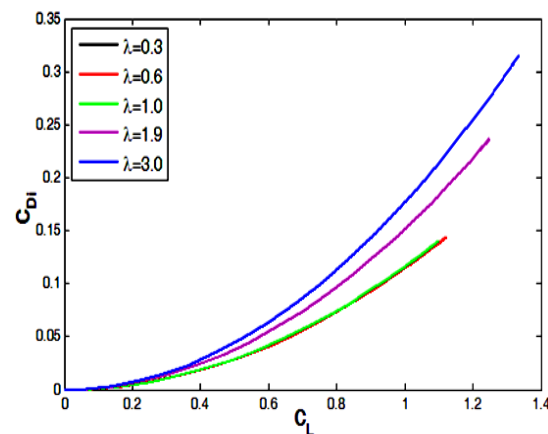
شکل ۲۰- نمودار نسبت برآ به پسا ماکزیمم بر حسب نسبت مخروطی



شکل ۱۸- منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای نسبت‌های مخروطی مختلف



شکل ۲۱- منحنی ضریب ممان خمشی بر حسب ضریب برآ برای نسبت‌های مخروطی مختلف

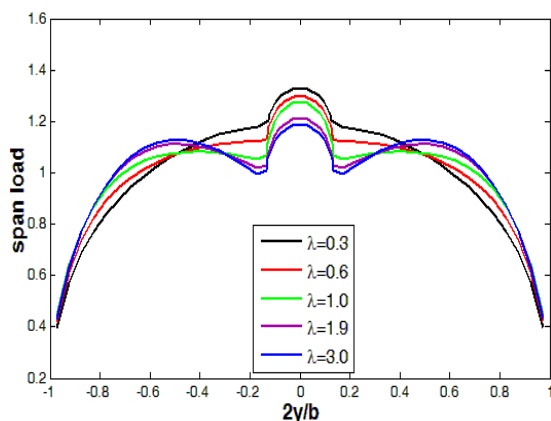


شکل ۱۹- منحنی ضریب پسا بر حسب ضریب برآ برای نسبت‌های مخروطی مختلف

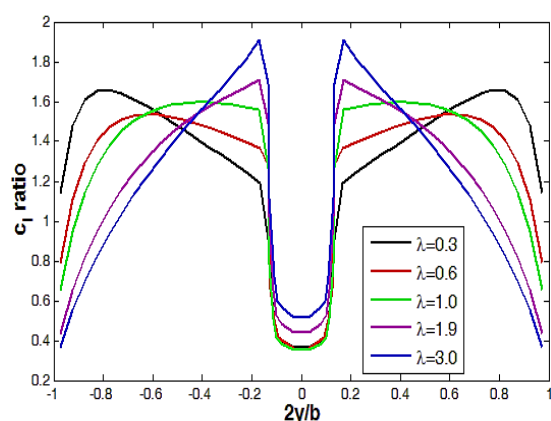
در شکل ۲۲ منحنی توزیع بار روی بازه‌ی بال رسم شده است. مشاهده می‌شود که در نسبت‌های مخروطی بزرگ‌تر از یک ماکزیمم مقدار متمایل به نوک بال است و در نسبت مخروطی یک به منحنی ایده‌ال بیضوی نزدیک می‌شود. همچنین در نسبت‌های مخروطی کوچک‌تر از یک، ماکزیمم مقدار در ریشه‌ی بال اتفاق می‌افتد. توجه شود که از روی این نمودار نیز مشخص است که با افزایش نسبت مخروطی ممان خمشی افزایش می‌یابد و علت آن تمرکز بار در بازوی گشتاوری بزرگ‌تر است.

با توجه به شکل ۲۱ مشخص است که با افزایش نسبت مخروطی ماکزیمم مقدار ضریب ممان خمشی افزایش یافته است که از قبل پیش‌بینی می‌شد. همچنین مشاهده می‌شود شیب منحنی C_m بر حسب C_L با افزایش نسبت مخروطی ابتدا افزایش (تا نسبت مخروطی یک) و سپس کاهش یافته است. بنابراین کمتر بودن مخروطی از یک و یا بیشتر بودن آن از یک موجب کاهش پایداری طولی می‌شود. در نتیجه بال با نسبت مخروط یک دارای بیشترین پایداری طولی است.

گیری می‌شود که پیکربندی سنجاقک پیکربندی بهینه‌تری نسبت به سایر پیکربندی‌های شکل ۲۵ است.



شکل ۲۲- منحنی توزیع بار روی بازه‌ی بال



شکل ۲۳- منحنی توزیع ضریب برا محلی بر روی بازه‌ی بال



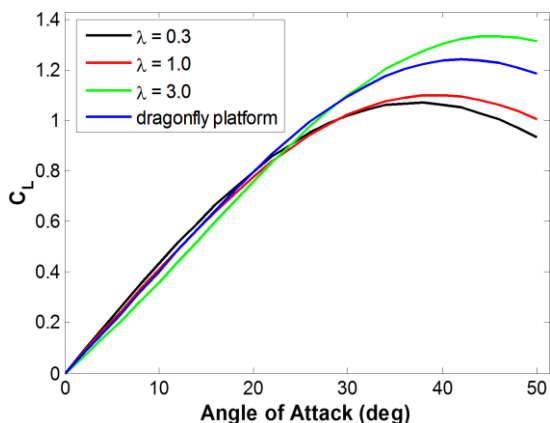
شکل ۲۴- سنجاقک

در شکل ۲۳ منحنی توزیع نسبت برآ محلی به برآ کل روی بازه‌ی بال رسم شده است. در اینجا روند منحنی‌ها عکس منحنی‌های توزیع بار است یعنی مقدار ماکزیمم از نوک بال در نسبت‌های مخروطی کمتر از یک به طرف ریشه‌ی بال در نسبت‌های مخروطی بزرگ‌تر از یک حرکت می‌کند.

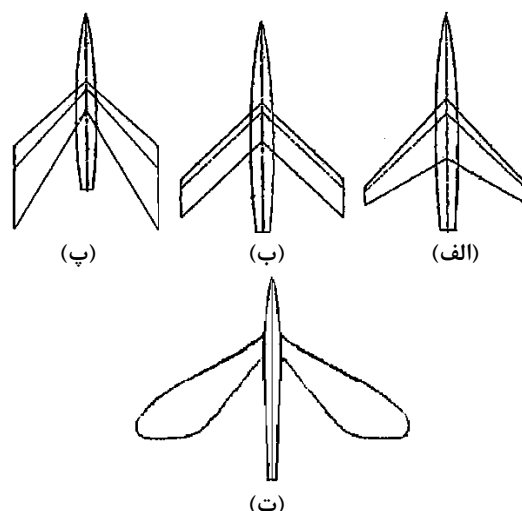
۳-۳- شبیه‌سازی بال سنجاقک

در این بخش با الگوگیری از طبیعت، پیکربندی سنجاقک که دارای نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک می‌باشد (شکل ۲۴) مورد بررسی قرار گرفته است. هدف از این کار دستیابی به پیکربندی که مزایای نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک را داشته باشد (ضریب برآ بالاتر) ضمن اینکه بتوان عیب این نوع بال‌ها که کمتر بودن پایداری طولی است را کاهش داد. در این بخش هدف بهینه‌سازی پیکربندی بال نیست بلکه هدف استفاده از موهبت طبیعت در دستیابی به پیکربندی بهینه است. بر این اساس پیکربندی سنجاقک با سه پیکربندی دیگر با نسبت مخروطی‌های ۰.۳، ۱ و ۳ که در بالا بررسی شدند، مقایسه شده است (شکل ۲۵).

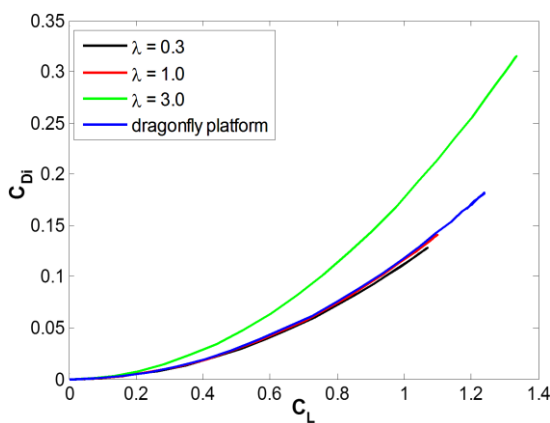
در شکل ۲۶ منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله رسم شده است. مشاهده می‌شود ضریب برآ پیکربندی سنجاقک مقداری کمتر از بال با نسبت مخروطی ۳ است ولی بیشتر از دو بال دیگر (نسبت مخروطی‌های ۰.۳ و ۱) است. از طرف دیگر همانطور که در شکل ۲۷ دیده می‌شود که ضریب پسای القایی پیکربندی سنجاقک کاهش قابل توجهی پیدا کرده است. طبق این شکل پسای القایی پیکربندی سنجاقک تقریباً برابر با بال‌های با نسبت مخروطی ۰.۳ و ۱ شده است در حالی که ضریب برآ آن بیشتر از این دو است. در شکل ۲۸ ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ رسم شده است. مشاهده می‌شود که ماکزیمم ضریب گشتاور خمشی پیکربندی سنجاقک در مقابل کاهش اندکی در ضریب برآ نسبت به پیکربندی با $\lambda = 3.0$ ، مقدار زیادی کاهش یافته است. همچنین در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود شیب منحنی شیب منحنی C_m بر حسب CL برای پیکربندی سنجاقک در مقایسه با پیکربندی با $\lambda = 3.0$ افزایش یافته است که نشان دهنده‌ی افزایش پایداری طولی پیکربندی سنجاقک در مقایسه با پیکربندی با $\lambda = 3.0$ است. بر این اساس نتیجه



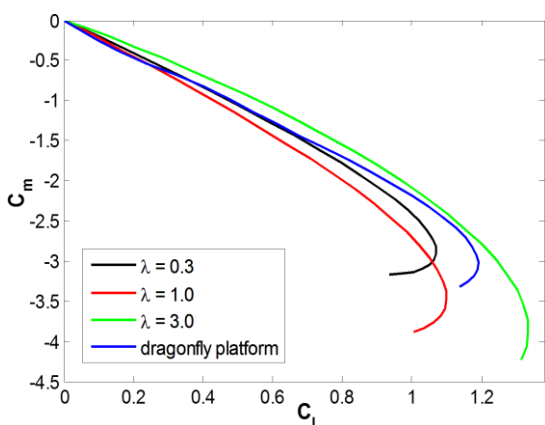
شکل ۲۶- منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای نسبت‌های مخروطی مختلف و پیکربندی سنجاقک



شکل ۲۵- پیکربندی‌های انتخابی با نسبت‌های مخروطی متفاوت و سنجاقک الف) $\lambda = 0.3$ ب) $\lambda = 1.0$ پ) $\lambda = 3.0$ و ت) پیکربندی سنجاقک



شکل ۲۷- منحنی ضریب پسا القایی بر حسب ضریب برآ برای نسبت‌های مخروطی مختلف و پیکربندی سنجاقک



شکل ۲۸- منحنی ضریب ممان خمشی بر حسب ضریب برآ برای نسبت‌های مخروطی مختلف و پیکربندی سنجاقک

۴-۳- نتیجه‌گیری کلی

همانطور که گفته شد ریزپهپاداها امروزه بسیار مورد توجه محققین قرار گرفته است و این بخاطر کاربرد این وسایل در زمینه‌های مختلف و در جهت تعدیل برخی مشکلات بشر است. در این تحقیق در ابتدا مقدمه‌ای در مورد پهپادها و ریزپهپادها ارائه شد و سپس مکانیزمی که قادر است نسبت‌های مخروطی مختلف و بزرگ‌تر از یک به وجود بیاورد بحث شد. در ادامه پیکربندی‌هایی با نسبت‌های مخروطی مختلف در نظر گرفته شد و به وسیله‌ی روش عددی توسعه داده شده، از لحاظ آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که در نسبت‌های مخروطی بزرگ‌تر از یک نیز مانند کوچک‌تر از یک، با افزایش نسبت مخروطی ضریب برآ افزایش می‌یابد. در سایر پارامترهای آیرودینامیکی مانند توزیع بار روی بازه و توزیع برآ محلی روی بازه نیز بهبودهایی حاصل شده است. البته بایستی توجه شود که نسبت‌های مخروطی بزرگ‌تر از یک موجب انتقال سنگینی بال به طرف نوک بال و بزرگ شدن گشتاور خمشی می‌شوند و به این ترتیب تنش‌های خمشی بزرگ‌تری در محل اتصال بال به بدنه به وجود می‌آید اما از سوی دیگر به علت کوچک بودن اندازه‌ی ریزپهپادها مقدار گشتاور خمشی خیلی کمتر از استحکام مواد مورد استفاده در ساخت این وسایل است.

v	جانب‌وزش (سایدواش)	همچنین بر مبنای نتایج مشاهده شد که بزرگ‌تر شدن
w	فرووزش (دان‌واش)	نسبت مخروطی از یک به مانند حالت کوچک‌تر از یک
x, y, z	سیستم محوره‌های مختصات	موجب کاهش شیب منحنی C_m بر حسب CL و در نتیجه
	علائم یونانی	کاهش پایداری طولی می‌شود. در ادامه بررسی نتایج با
Γ	قدرت جریان حلقوی	الگوگیری از بال حشرات (سنجاقک) طرحی برای بال
ϕ	زاویه هفتی	ریزپهپادها ارائه گردید. این پیکربندی برگرفته از سنجاقک
ρ	چگالی	ضمن اینکه دارای نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک بوده و
ψ	زاویه تاب بال	مزایای آن را دارا می‌باشد پایداری طولی آن نیز بیشتر شده و
λ	نسبت مخروطی	گشتاور خمشی آن هم کاهش یافته است که در مجموع
		پیکربندی بهینه‌تری را بدست می‌دهد.

۵- مراجع

- [1] Lin SH, Hsiao FY, Chen CL (2010) Trajectory control of flapping-wing MAV Using vision-based navigation. In American Control Conference, AACC, IEEE, 2010.
- [2] Sanders B, Crowe R, Garcia E (2004) Defense advanced research projects agency smart materials and structures demonstration program overview. J Intel Mat Syst Str 15(1): 227-233.
- [3] Patel SC, Majji M, Koh BS, Junkins JL, Rediniotix O (2005) Morphing wing: A demonstration of aero servo elastic distributed sensing and control. Tec. report, Texas Institute.
- [4] Sun D, Wu H, Lam CM, Zhu R (2006) Development of a small air vehicle based on aerodynamic model analysis in the tunnel tests. Mechatronics 16(1): 41-49.
- [5] Pawlowski KJ, Belvin HL, Raney DL, Su J, Harrison JS, Siochi EJ (2003) Electrospinning of a micro air vehicle wing skin. Polymer 44(4): 1309-1314.
- [6] Wakayama S, Kroo I (1995) Subsonic wing planform design using multidisciplinary optimization. J Aircraft 32(4): 746-753.
- [7] Shields M, Mohseni K (2012) Effects of sideslip on the aerodynamics of low-aspect-ratio low-reynolds-number wings. AIAA50(1): 85-99.
- [8] Boschetti PJ (2008) Increasing the Lift-drag ratio of an unmanned aerial vehicle using local twist. J Aircraft 45(1): 10-15.
- [9] Richard E, Wiggins W (1952) Wind-tunnel investigation of the aerodynamic characteristics in pitch of wing-fuselage combinations at high subsonic speeds. Tec Note, NACA, RM L52A29.

[۱۰] دستورانی هف جوارشکیان مح (۱۳۹۱) بررسی ایرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه و مقایسه آن با هواپیماهای معمولی رایج. اولین کنفرانس ایرودینامیک و هیدرودینامیک، تهران.

۴- علائم، نشانه‌ها و ارقام

b	بازه‌ی بال
c	وتر
C_{Di}	ضریب پسا القایی
C_L	ضریب برآ
C_{lp}	پارامتر دمپ غلتش
C_m	ضریب ممان خمشی
C_{mq}	پارامتر دمپ خمش
C_{lp}	ضریب برآ به سبب نرخ خمش
C_S	ضریب مکش
C_T	ضریب نیروی لبه برخورد
C_{av}	وتر متوسط
c_l	ضریب برآ محلی
C_{ref}	وتر بال مرجع
\bar{F}	F جمع تابع تاثیر
M_y	گشتاور خمشی
N	ماکزیمم تعداد پنل روی بال
P	فشار
q_∞	فشار دینامیکی جریان آزاد
S_{ref}	مساحت بال مرجع
S_r	مساحت درست بال
t	نیروی لبه برخورد محلی
T	نیروی لبه برخورد
U	سرعت جریان آزاد
u	سرعت آشفته‌ی برگشتی
V	سرعت برآیند

- [16] Rubbert PE (1964) Theoretical characteristics of arbitrary wings by a non-planar vortex lattice method. Doc. No. D6-9244, Boeing Co.
- [۱۷] دستورانی هـ (۱۳۹۱) بررسی جریان پتانسیل روی پهپادها و ریزپهپادها با پیکربندی‌های عملیاتی. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد.
- [18] Lamar J (2012) A career in vortices and edge forces. *Aeronaut J* 116(1176): 101-152.
- [19] Wisnoe W, Nasir REM, Kuntjoro W, Mamat AMI (2009) Wind tunnel experiments and CFD analysis of Blended WingBody (BWB) Unmanned aerial vehicle. 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT- 13.
- [۱۱] دستورانی هـ جوارشکیان مح (۱۳۹۱) بررسی جریان غیر لزج حول بال‌های قابل انعطاف (اثر پیچش روی مشخصه‌های آیرودینامیکی). اولین کنفرانس آیرودینامیک و هیدرودینامیک، تهران.
- [۱۲] دستورانی هـ جوارشکیان مح (۱۳۹۲) بررسی تأثیر وجود، موقعیت و ارتفاع قرارگیری بالک جلو روی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما. *مجله مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها* ۳(۳): ۶۷-۸۱.
- [13] Weissinger J (1947) The Lift distribution of swept-back wings. NACA TM-1120.
- [14] Glauert H (1948) The elements of aerofoil and airscrew theory. 2ed edn. Cambridge, England.
- [15] Robinson A, Laurmann JA (1956) Wing theory. 3rd edn. Cambridge, England.