



## بررسی جریان پتانسیل روی عملکرد پهپادهای قابل انعطاف

هادی دستورانی<sup>۱\*</sup>، محمدحسن جوارشکیان<sup>۲</sup>

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

۲- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

\*hadi\_dast80@yahoo.com

ارسال: خرداد ماه ۹۶ پذیرش: مرداد ماه ۹۶

### چکیده

در این تحقیق یک روش عددی بر مبنای جریان حلقوی برای تحلیل آیرودینامیکی پهپادهای تغییر شکل پذیر توسعه داده شده است. در کار حاضر ابتدا نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی صحنه گذاری شده است و سپس اثر تغییر زاویه تاب بال، پیچش هندسی در بال و تغییر بازه‌ی بال روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که تغییر هر سه فاکتور نام برده شده می‌تواند موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی وسیله پرنده شود. در تغییر زاویه تاب، با افزایش این زاویه نسبت برآ به پسا کاهش می‌یابد که موجب می‌شود پهپاد مورد نظر سرعت و مانور پذیری بالاتری پیدا کند که برای پرنده‌های جنگنده مناسبتر می‌باشد. افزایش بازه‌ی بال موجب افزایش ضریب برآ و همچنین افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود. که این تغییر موجب پایداری و ماندگاری بیشتر پهپاد در هوا می‌شود. پیچش هندسی روی بال نیز موجب بهبود توزیع بار روی بازه و کنترل غلظتی پهپاد می‌گردد. همچنین پیچش می‌تواند در جهت به تاخیر انداختن واماندگی و سوق دادن شروع واماندگی، در صورت وقوع، به طرف ریشه‌ی بال استفاده شود.

کلمات کلیدی: تغییر زاویه تاب، تغییر بازه‌ی بال، پیچش هندسی، گردابه نعل اسبی.

### ۱. مقدمه

هوایماهای 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 وسیله پرنده از نیروهای آیرودینامیکی برای پرواز در مسیر دلخواه استفاده می‌کند. پهپادها یا بوسیله 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 هوایماها 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.

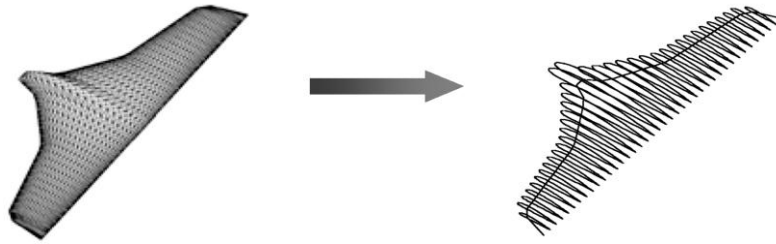
امروزه در توسعه‌ی پهپادها مفهوم جدید مرفینگ ظهور کرده و طراحی‌های روتین سنتی را به چالش کشیده است. مرفینگ به عنوان توانایی تغییر شکل یا تحمل تغییر شکل تعریف می‌شود [۱]، و وقتی در مورد وسایل هوافضایی به کار می‌رود به توانایی بال‌های هواپیما در تغییر شکل پیدا کردن در حین پرواز اشاره دارد که به موجب آن برخی فواید آیرودینامیکی فراهم می‌شود. پرندگان منبع اولیه‌ی محرک برای توسعه‌ی بال‌های تغییر شکل پذیر می‌باشند. توجه به اینکه عملکرد و کنترل هواپیمای با بال‌های پیچیده اما ثابت در مقایسه با عملکرد متنوع‌ای که پرندگان با حرکت ساده‌ی بال‌هایشان بدست می‌آورند محدود است، محققین را وادار کرده تا در مورد این بال‌ها مطالعه کنند و امید است که فهم بهتری از اینکه چگونه پرندگان مانورهای پیچیده انجام می‌دهند حاصل شود.

هدف از توسعه‌ی بال‌های تغییر شکل پذیر این است که هواپیما قادر به انجام ماموریت‌های مختلف باشد چرا که یک هواپیمای تغییر شکل پذیر توانایی انجام کارهای متفاوت را دارد و دیگر لازم نیست برای هر ماموریتی هواپیمای خاصی تولید شود. 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 هواپیما می‌شود. این توانایی‌های جدید از دستکاری محتاتانه‌ی ممان و نیروهای آیرودینامیکی فهمیده می‌شود. برای مثال هواپیمای با پایداری بالا در هوا از نسبت برآ به پسا بالا ناشی می‌شود درحالی که یک هواپیمای دارای قابلیت مانور دهی بالا نیازمند نیروی برآ بالا و پایداری کم می‌باشد. مفهوم بال مرفینگ یک مفهوم قدیمی است که برادران رایت در ساخت اولین هواپیما از آن استفاده کردند. آنها برای کنترل جهت غلتش هواپیما از ایجاد پیچش در بال استفاده کردند.

تلاش‌های متعددی برای توسعه‌ی بال‌های تغییر شکل پذیر در چند دهه‌ی گذشته در امریکا انجام گرفته است. بمب افکن B-1B در طی سال ۱۹۸۰ توسعه یافت. در این هواپیما بال با بدنه یکپارچه بود و قادر بود زوایای تاب مختلف برای طول بال بین ۷۸ تا ۱۸۰ فوت فراهم نماید. جنگنده‌ی اف ۱۴ نیروی دریایی برای بدست آوردن طول بال‌های متفاوت در محدوده‌ی ۳۸ تا ۶۴ فوت از زوایای تاب مختلف (زاویه ۲۰ تا ۶۸ درجه) استفاده می‌کند. زوایای تاب مختلف به اف ۱۴ و بمب افکن B-1B اجازه می‌دهد در باند کوتاه تری فرود آیند یا بلند شوند همچنین به آنها اجازه می‌دهد که سرعت‌های متفاوت و مانور دهی بالایی داشته باشند.

پیشرفت‌های مدرن مثل ساختارهای هوشمند، درهای جدیدی به سوی قابلیت‌های پروازی و طراحی‌های جدید هواپیما گشوده است و انتظار می‌رود که از این مواد هوشمند در ساخت بال‌های هوشمند و تغییر شکل پذیر استفاده شود. یکی از پروژه‌های مرفینگ خیلی مهم برنامه‌ی هواپیمای تغییر شکل پذیر ناسا است که در حال انجام بوده و نتیجه‌اش بهبود نمایشی در راندمان هواپیما و منابع مالی است [۲].

برخلاف هواپیماهای قدیمی، مفهوم هواپیمای مرفینگ نیاز به آنالیز آیرودینامیکی برای هر دو مورد، شرایط پرواز مختلف و پیکربندی هندسی مختلف، می‌باشد. این نیاز، یک روش آنالیز اولیه که سریع، دقیق و قابل بازسازی پیکربندی بدون نیاز به ساخت دوباره‌ی شبکه از هواپیما یا میدان جریان را مطالبه می‌کند. برای مثال تئوری پرانتل [۳] پیش از CFD به عنوان روش مدل سازی آیرودینامیکی انتخاب می‌شود. این روش به طور موثری بال سه بعدی را به مجموعه‌ای از ایرفویل‌های دو بعدی که به وسیله‌ی منحنی یک چهارم وتر به هم وصل شده اند، می‌شکند (شکل ۱). طبیعت تحلیلی این روش اجازه می‌دهد که هندسه‌های بال به عنوان یک تابع در محیط نرم افزاری مثل مطلب، C یا فرتن برنامه ریزی شود. در نتیجه تغییر پارامترهای هندسه مانند پارامتر انحنا، بال، در یک حلقه‌ی نرم افزاری قرار داده می‌شود تا تعداد زیاد هندسه‌ی بال به طور اتوماتیک تولید شود.



شکل ۱- تئوری پرانتل در شکستن بال سه بعدی به مجموعه ای ایرفویل دو بعدی

مرجع [۶] جزئیات طراحی و مدل کردن یک بال تغییر شکل پذیر را در دانشگاه تگزاس بررسی کرده است و مدل مورد نظر در تونل باد تست شده است. هدف از مرجع [۷] توسعه‌ی هواپیماهای کوچک با بال‌های پرنده مانند می‌باشد و به این منظور بایستی یک درک عمیق از تعامل بین آیرودینامیک، ساختار و کنترل بدست آید. مقاله مذکور ابزارهایی را برای یک نرم افزار آیروالاستیک توصیف و مورد بررسی قرار می‌دهد.

کیوتو<sup>۱</sup> روی طراحی یک ساختار فعال روطاقی مانند برای یک بال صفحه ای تغییر شکل پذیر تمرکز کرده است که در تونل باد مادون صوت تست شده است. در تحقیق فوق برای ایجاد ساختار انعطاف پذیر از کامپوزیت ورقه ورقه ای استفاده شده و هدف تحقیق اصلاح ایرفویل بوده به طوری که زمان جریان آرام روی ایرفویل بیشینه شود [۸].

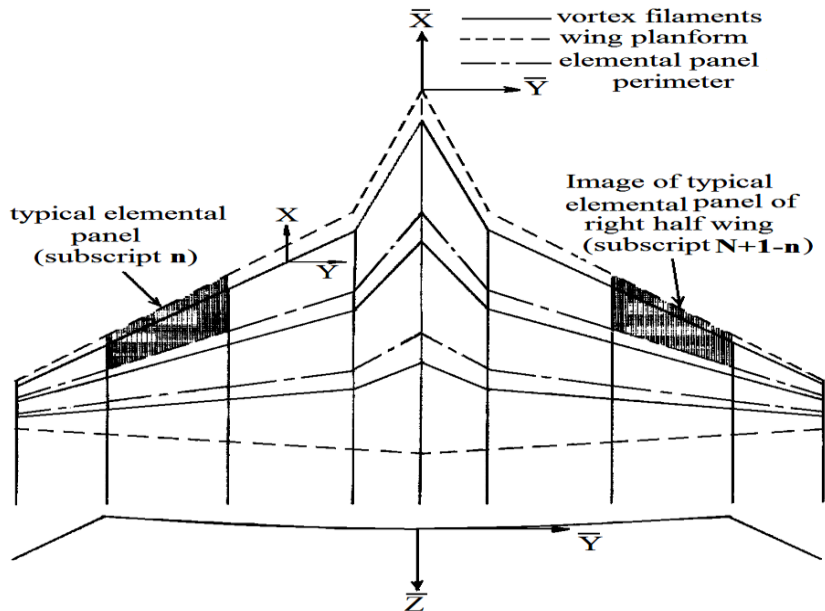
دستورانی و جوارشکیان یک روش عددی مبتنی بر جریان پتانسیل برای بررسی تاثیر پارامترهای هندسی هواپیما بر ضرایب آیرودینامیکی توسعه دادند. ایشان روش مذکور را برای بررسی تاثیر وجود بالک جلو، نسبت مخروطی بال، پیکربندی بال و بدنه یکپارچه و پیکربندی M و W شکل به کار گرفتند که روش ذکر شده نتایج مقبولی را ارائه داده است [۹-۱۲].

در بیشتر تحقیقات انجام شده بعضا تاثیر تغییر زاویه‌ی تاب بال، پیچش بال و تغییر بازه‌ی بال بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی تک تک برای هواپیما یا یک بال با روش خاصی بررسی شده است. کمتر مشاهده شده که تمام این پارامترها برای یک پهپاد بررسی شده باشد. هدف از این تحقیق مطالعه‌ی تاثیر تغییر زاویه‌ی تاب بال، پیچش بال و تغییر بازه‌ی بال بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی یک پهپاد توسط یک روند عددی بر مبنای جریان پتانسیل می‌باشد.

## ۲. تئوری روش شبکه‌ی گردابه‌ای

در این تحقیق یک نرم افزار به زبان فرترن بر مبنای توزیع گردابه‌ی نعلی شکل بر روی پیکربندی برای تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. این روش بسط یافته‌ی تئوری پرانتل [۳] می‌باشد. در تئوری پرانتل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تاثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت [۱۳] استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساواریت [۱۴] 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 ۲).

<sup>1</sup> coutu

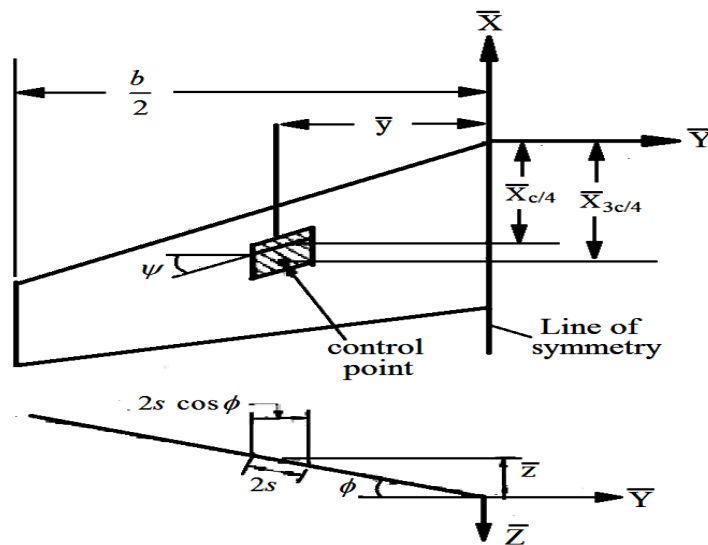


شکل ۲- طرحی کلی از سیستم مختصات، المان پنل‌ها و جریانهای حلقوی نعلی شکل برای یک بال نوعی

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 نرم افزار از یک روش مشابه به نام حل میدان نزدیک برای محاسبه‌ی نیروی لبه‌ی برخورد، نیروی مکشی و پسای القائی استفاده شده است

### ۱.۲. محاسبه قدرت دوران گردابه

همان طور 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 ۳).



شکل ۳- متغیرهای استفاده شده برای توصیف یک المان پنل

قدرت دوران گردابه مورد نیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. در کار حاضر از معادله (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 حمله ی کوچک:

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

در این معادله  $\alpha$  زاویه حمله و  $\phi$  زاویه هفتی بال می‌باشد. سرعت فروزش<sup>۱</sup> برای یک گردابه ی 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 فروزش و  $\Gamma$  قدرت گردابه می‌باشد و سرعت جانب‌وزش<sup>۲</sup> به صورت زیر بیان می‌شود:

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

که  $F_v$  ضریب تاثیر جانب‌وزش است. پس با استفاده از معادلات (۳)، (۴) و (۲) می‌توان نوشت:

$$\frac{\Gamma}{4\pi} (F_w - F_v \tan \phi) = U \alpha \quad (5)$$

برای یک شبکه ی گردابه‌ای  $N$  المانی، معادله (۵) برای یک نقطه ی کنترل خاص به صورت زیر است، در این رابطه  $\alpha$  زاویه حمله است:

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

برای بار ایرودینامیکی متقارن روی هر نصف بال، معادله (۶) به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\sum_{n=1}^{N/2} (\bar{F}_{w,n} - \bar{F}_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi \alpha \quad (7)$$

که:

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

$$\bar{F}_{v,n} = F_{v,n} \left( x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{left panel}} + F_{v,N+1-n} \left( x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{right panel}} \quad (9)$$

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

$$\left[ \bar{F}_{w,n,k} - \bar{F}_{v,n,k} \tan \phi_n \right] \left\{ \frac{\Gamma_n}{U} \right\} = 4\pi \{ \alpha_k \} \quad (10)$$

که  $\alpha_k$  به عنوان زاویه ی حمله ی محلی در نقطه ی کنترل برحسب رادیان تعریف می‌شود [۱۵] و [۱۶].

## ۲.۲. محاسبات ایرودینامیکی

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

<sup>1</sup> Downwash

<sup>2</sup> Sidewash

## ۱.۲.۲. 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<sup>۱</sup> 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:

$$\tilde{I} = \rho V \Gamma \quad (11)$$

در رابطه بالا  $\rho$  چگالی و  $V$  سرعت جریان آزاد و  $\Gamma$  قدرت گردابه است.

برآ توسعه یافته در امتداد گردابه در جهت وتر در یک ردیف از گردابه نعل اسبی و ترسو<sup>۲</sup> از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانب‌وزش و قدرت گردابه‌ی محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۴ می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابه‌ی و ترسو از لبه‌ی برخورد بال تا یک چهارم وتر اولین پنل وجود ندارد در نتیجه در این محل برآیی تولید نمی‌شود. روی گردابه‌ی مرزی و ترسو 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 و ترسو گردابه نعل اسبی می‌باشد. در پنل‌های بعدی، این گردابه مرزی بین دو ردیف گردابه نعل اسبی و ترسو 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 و ترسو چپ اولین پنل محاسبه گردیده است.

برآ بعدی که محاسبه شده است برآیی است که در امتداد گردابه نعل اسبی و ترسو بین یک چهارم وتر پنل دوم و یک چهارم پنل سوم توسعه داده شده است. این برآ به یک روش مشابه اولین گردابه نعل اسبی محاسبه می‌شود ولی تفاوت‌هایی وجود دارد که هم اکنون توضیح داده می‌شوند. در نوک بال چپ مجموع مقادیر دوران دو پنل اول استفاده می‌شود. در پنل‌های بعدی بین دو ردیف گردابه و ترسو دوران معادل با مجموع تفاضل بین دوران پنل اول هر ردیف و تفاضل بین دوران پنل دوم هر ردیف است و سرعت جانب‌وزش سرعتی است که در یک چهارم وتر روی گردابه مرزی و ترسو چپ پنل دوم محاسبه می‌شود. این روش تا آخرین پنل هر ردیف و ترسو ادامه می‌یابد. گردابه‌ی مرزی و ترسو نهایی از یک چهارم وتر آخرین پنل تا لبه‌ی فرار گسترش می‌یابد به طوری که طول آن معادل سه چهارم طول سایر گردابه‌های مرزی و ترسو همان ردیف می‌باشد. سرعت جانب‌وزش توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود [۱۵] و [۱۶]:

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

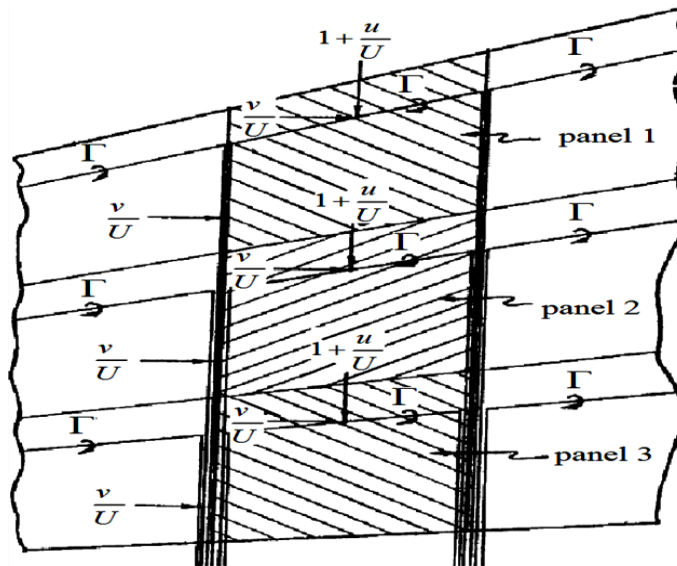
اگر رشته گردابه یا ادامه‌ی آن از نقطه‌ای که سرعت در آن محاسبه می‌شود عبور کند در نرم افزار ترم فوق از معادله‌ی (۱۲) حذف می‌شود زیرا یک رشته گردابه روی خودش نمی‌تواند سرعت تولید کند. برآ تولید شده در امتداد یک طول المان از گردابه‌ی مرزی و ترسو که با فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت بال مرجع بی‌بعد شده است به وسیله‌ی معادله زیر بیان می‌شود:

<sup>1</sup> Backwash

<sup>2</sup> Chordwise

$$\frac{\hat{l}_t}{qS_{ref}} = \frac{2}{S_{ref}} \frac{\Delta\Gamma}{U} c_c \frac{v}{U} \quad (13)$$

که  $\Delta\Gamma$  مقدار محلی دوران و  $c_c$  وتر یا طول المان گردابه‌ی مرزی و ترسو است. در امتداد گردابه‌ی مرزی و ترسو در ریشه‌ی بال هیچ برآیی تولید نمی‌شود زیرا سرعت جانب‌وزش برای هندسه و بار متقارن صفر است.



شکل ۴- جزئیات یک ردیف و ترسو از جریان نعلی شکل

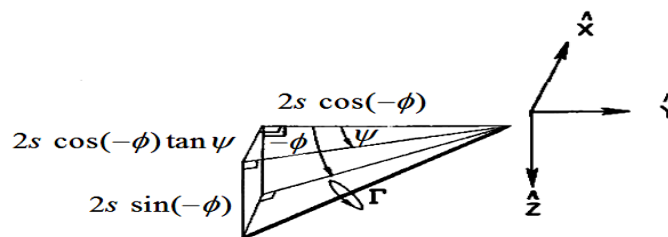
برآ در امتداد گردابه‌ی بازه‌سو<sup>۱</sup> به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان به عقب، جانب‌وزش و دوران پنل وابسته است. سرعت جانب‌وزش در معادله (۱۲) داده شد و سرعت به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$\frac{u}{U} = \frac{1}{4\pi} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} \bar{F}_{u,n} \quad (14)$$

که:

$$\bar{F}_{u,n} = F_{u,n} \left( x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{left \text{ panel}} + F_{u,N+1-n} \left( x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{right \text{ panel}} \quad (15)$$

یک رشته گردابه‌ی مرزی در راستای بازه (بازه‌سو) در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- رشته گردابه مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان

برآ تولید شده در امتداد این رشته گردابه از تعامل سرعت محوری کلی با مولفه‌ی رشته گردابه موازی محور  $(2s \cos \phi) \hat{Y}$  و تعامل سرعت جانب‌وزش با مولفه‌ی رشته گردابه موازی با محور  $(2s \tan \psi \cos \phi) \hat{X}$  می‌آید. معادله‌ی این برآ که به وسیله‌ی فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت مرجع بی‌بعد شده به صورت زیر است:

<sup>1</sup> Spanwise

$$\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} = \frac{2}{S_{ref}} \frac{\Gamma}{U} (2s) \left[ \left( 1 - \frac{u}{U} \right) + \frac{v}{U} \tan \psi \right] \cos \phi \quad (16)$$

سهم برآ پنل برای ممان خمشی به صورت زیر است:

$$\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} = \frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \frac{\hat{x}_s}{c_{ref}} + \frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \frac{\hat{x}_t}{c_{ref}} \quad (17)$$

به منظور حصول ضریب ممان خمشی و ضریب برآ برای کل بال این ترم‌ها روی تمام پنل‌ها با هم جمع می‌شوند که معادلات ضریب برآ و ضریب ممان خمشی در نهایت به صورت زیر می‌شوند:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left( \frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_n + \left( \frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_n \quad (18)$$

$$C_m = \frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left( \frac{m_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_n \quad (19)$$

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:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{\left( \frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_a}{\left( \frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a} \quad (20)$$

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

$$C_{m_o} = \left( \frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_{tc} - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} \left( \frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_{tc} \quad (21)$$

$$y_{cp} = \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \left[ \left( \frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{s,n} + \left( \frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{t,n} \right]}{\frac{1}{2} \left( \frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a \left( \frac{b}{2} \right)} \quad (22)$$

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:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\hat{l}}{q_\infty S_{ref}} \frac{T}{C_L} \quad (23)$$

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:

$$\left( \frac{c_l c}{C_L c_{av}} \right)_s = T \sum_{i=1}^j \left( \frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_i \frac{1}{C_L} \quad (24)$$

برای برآ در امتداد رشته گردابه وترسو:



$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}}\right)_t = T \sum_{i=1}^j \left(\frac{\hat{l}_t}{q_{\infty} S_{ref}}\right)_i \frac{1}{C_L} \quad (25)$$

نتایج این معادلات بایستی ترکیب شوند تا توزیع نهایی حاصل شود. فرض می شود ضریب بار بازه در نوک بال صفر باشد این نتیجه مستقیماً از ترکیب معادلات (۲۴) و (۲۵) بدست نمی آید. 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 می دهد.

به منظور تعیین پارامتر تعدیل در غلتش بال‌های دارای زاویه هفتی، بایستی توزیع برآ که از بار بازه‌ی نامتقارن ناشی می شود با بازوی گشتاوری بازه‌سوی مناسب ترکیب شود. این ترکیب به صورت زیر بیان می شود [۱۵] و [۱۶]:

$$C_l = \frac{2}{q_{\infty} S_{ref} b} \left[ \sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_t \hat{y}_t)_n + \sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_s \hat{y}_s)_n \right] \quad (26)$$

و همچنین:

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2U}\right)} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (27)$$

در رابطه (۲۷)  $p$  نرخ غلتش است.

#### 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 می شوند. تمام برآ به وسیله‌ی سرعت جریان آزاد عبوری از رشته گردابه بازه‌سو تولید می شود زیرا در اینجا سرعت‌های جانب‌وزش و جریان به عقب وجود ندارد. برای یک پنل واحد برآ در فرم بدون بعد به صورت زیر می شود:

$$\frac{l}{q_{\infty} c_{av}} = \frac{2}{c_{av}} \frac{\Gamma}{U} \quad (28)$$

ضریب برآ کلی با انتگرال گیری روی بازه به صورت زیر بدست می آید:

$$C_L = \frac{S_{\tau}}{S_{ref}} \int_0^1 \frac{c_l c}{c_{av}} d\left(\frac{\hat{y}}{b/2}\right) \quad (29)$$

یا به صورت تقریبی:

$$C_L = \frac{8}{S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n \quad (30)$$

پایداری طولی حول محور  $\hat{X}$  به صورت زیر است:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{1}{c_{ref}} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (31)$$

ممان خمشی در برآ صفر:

$$C_{m_o} = \frac{8}{c_{ref} S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{tc,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} C_{L,tc} \quad (32)$$

مرکز فشار در راستای بازه:

$$y_{cp} = \frac{1}{b/2} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{y}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (۳۳)$$

و ضریب بار بازه به صورت زیر است:

$$\frac{c_{lc}}{C_L c_{av}} = \frac{\frac{b}{2} \sum_{i=1}^j \frac{\Gamma_i}{U}}{2 \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n} \quad (۳۴)$$

پارامتر تعدیل غلتش برای بال‌های بدون زاویه هفتی با حذف سهم مربوط به گردابه و ترسو از معادله‌ی (۲۶) به صورت زیر است:

$$C_l = \frac{2}{q_\infty S_{ref} b} \left[ \sum_{n=1}^{N/2} 2 \left( \frac{\Gamma}{U} \right) \hat{y}_{s,n} 2s_n \right] \quad (۳۵)$$

و همچنین:

$$C_{lp} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (۳۶)$$

### ۳.۲.۲. پسا القایی و سایر پارامترهای ابرودینامیکی

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.

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left( \frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_m}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (۳۷)$$

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \left( \frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_L}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (۳۸)$$

محاسبات میدان نزدیک برای پسا القایی بر مبنای برآ و نیروی لبه‌ی برخورد برای هر پنل به صورت زیر است:

$$\frac{d_{ij}}{q_\infty} = \alpha \frac{l}{q_\infty} - \frac{t}{q_\infty} \quad (۳۹)$$

که برآ بر واحد بازه‌ی  $l/q_\infty$  برای پلان‌های بدون زاویه هفتی از معادله‌ی (۲۸) و برای پلان‌های دارای زاویه هفتی از معادلات (۱۳) و (۱۶) محاسبه می‌شود. نیروی لبه‌ی برخورد بر واحد بازه به وسیله تئوری جاکوفسکی- کوتا محاسبه می‌شود جایی که مولفه‌های سرعت جریان آزاد و القایی موازی با صفحه‌ی  $\hat{Y}-\hat{Z}$  در تعامل با رشته گردابه مرزی بازه‌سو هستند و به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{t}{q_\infty} = -2 \left( \frac{w}{U} - \frac{v}{U} \tan \phi - \alpha \right) \left( \frac{\Gamma}{U} \right)_{a,rad} \quad (۴۰)$$

در نهایت حل میدان نزدیک برای پارامتر پسا القایی می‌شود:

$$\frac{C_{D,i}}{C_L^2} = \frac{4b}{S_{ref} (C_{L\alpha})_{rad}^2} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left( \frac{c_{d,i}c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (41)$$

به علاوه ضریب نیروی لبه‌ی برخورد و ضریب مکش به طور مشابه به طور زیر محاسبه می‌شوند:

$$C_T = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left( \frac{c_t c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (42)$$

$$C_S = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left( \frac{c_s c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (43)$$

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

$$\left( \frac{c_1 c}{c_{av}} \right)_d = \left( \frac{c_1 c}{c_{av}} \right)_B + \sum_{i=1}^j \left( \frac{1}{q_{\infty} c_{av}} \right)_{i,a} \frac{C_{L,d}}{C_{L,a}} \quad (44)$$

ضریب فشار افزایشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta C_{p,n} = \frac{(p_{lower} - p_{upper})_n}{q_{\infty}} \quad (45)$$

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

$$\Delta C_{p,n} = \frac{(l/c)_n}{q_{\infty}} \quad (46)$$

که این معادله در برنامه استفاده شده است. برای پلان‌های بدون زاویه هفتی معادله (۴۶) به صورت زیر قابل بیان است [۱۵] و [۱۶]:

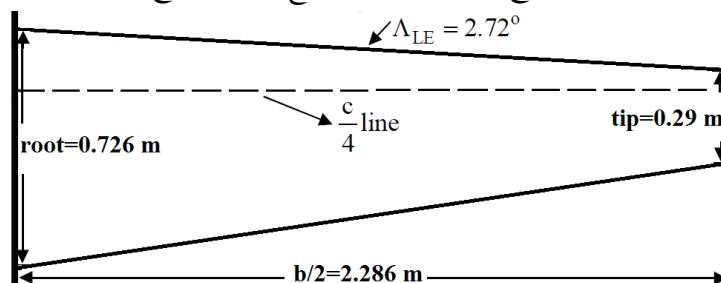
$$\Delta C_{p,n} = \frac{\rho U \Gamma_n / c_n}{q_{\infty}} = \frac{2}{c_n} \frac{\Gamma_n}{U} \quad (47)$$

### ۳. بحث و بررسی نتایج

#### ۱.۳. مقایسه‌ی نتایج روش حاضر با نتایج تجربی

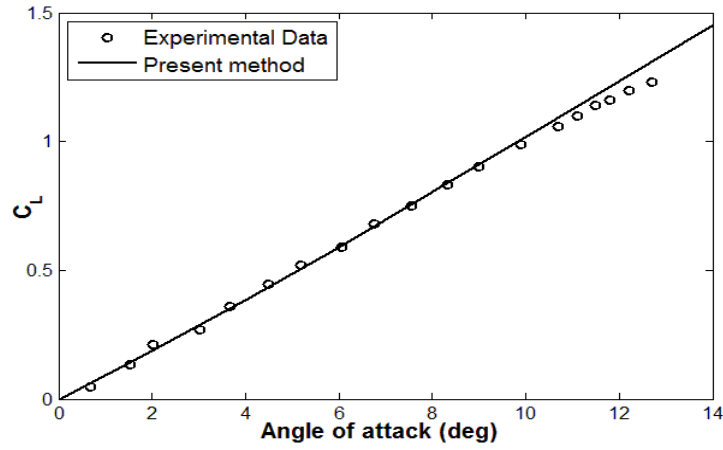
ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج روش عددی حاضر، نتایج حاصل از این روش با داده‌های تجربی دو نمونه زیر مقایسه شده است.

نمونه یک: یک بال دوزنقه‌ی (شکل ۶) که نتایج تجربی این بال از مرجع [۱۷] استخراج شده است.

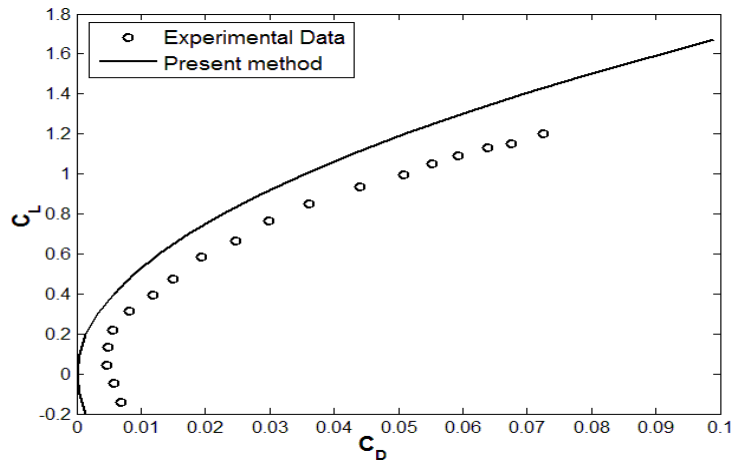


شکل ۶- بال دوزنقه‌ی دارای داده‌های آزمایشگاهی

ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای بال مورد نظر در شکل‌های ۷ و ۸ رسم شده است. همانطور که در شکل ۷ دیده می‌شود تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج روش حاضر وجود دارد. شکل ۸ منحنی پسا قطبی ( $C_L$  برحسب  $C_D$ ) را نشان می‌دهد، دیده می‌شود در برآ صفر داده‌های تجربی مقدار خیلی کم حدود ۰/۰۰۵ را نشان می‌دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می‌کند که این همان پسا ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر پسا اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.

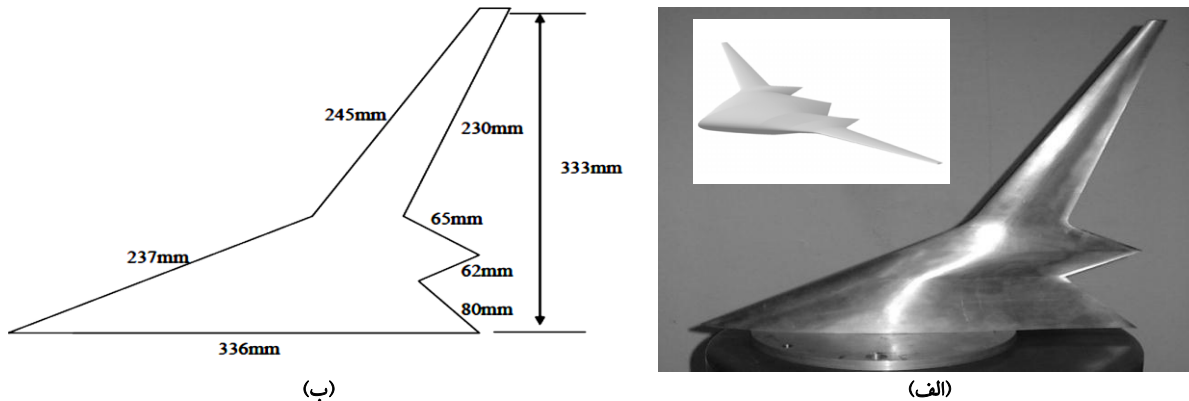


شکل ۷- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله



شکل ۸- منحنی ضریب برآ برحسب ضریب پسا القایی

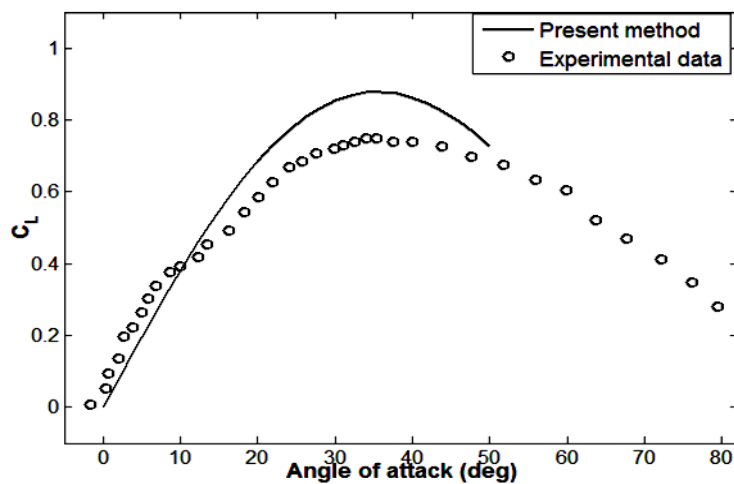
نمونه دو: یک پیکربندی بال و بدنه یکپارچه (شکل ۹) که نتایج تجربی از مرجع [۱۸] استخراج شده است.



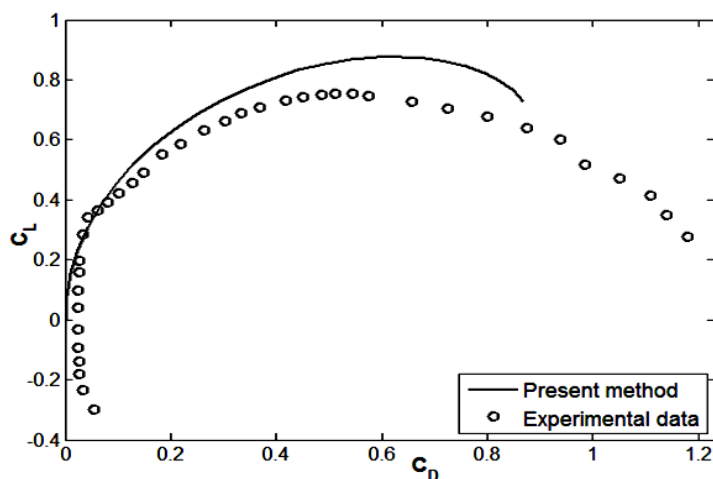
شکل ۹- شکل هواپیمای یکپارچه تست شده در تونل باد [۱۸]

ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای هواپیمای بال و بدنه یکپارچه مورد نظر در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ رسم شده است همان‌طور که در شکل ۱۱ در منحنی داده‌های تجربی دیده می‌شود ضریب برآ در مسیر افزایش در زاویه حدود ۱۰ درجه دارای یک انحراف است که بعد از آن ضریب برآ با شیب کمتری افزایش یافته تا به واماندگی (در حدود زاویه ۳۲ درجه) رسیده است. علت این انحراف رسیدن گردابه کرانه<sup>۱</sup> به لبه فرار است و معمولاً در بال‌های تیپ مثلثی اتفاق می‌افتد. برای منحنی مربوط به روش حاضر ضریب برآ با افزایش زاویه حمله ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد و بیشینه ضریب برآ در حدود زاویه حمله ۳۵ درجه می‌باشد و روش حاضر انحراف ایجاد شده در زاویه حمله ۱۰ درجه در منحنی تجربی را مدل نکرده است. علت اینکه روش حاضر مقادیر بزرگ‌تری نسبت به داده‌های تجربی نشان می‌دهد این است که در روش حاضر جریان غیر لزج فرض شده است. به طور کلی روش حاضر روند منحنی تجربی را خوب مدل کرده است و می‌شود روش حاضر را در طراحی ایرودینامیکی مفهومی اولیه به کار گرفت.

شکل ۱۱ 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 ۱۰- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله



شکل ۱۱- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا

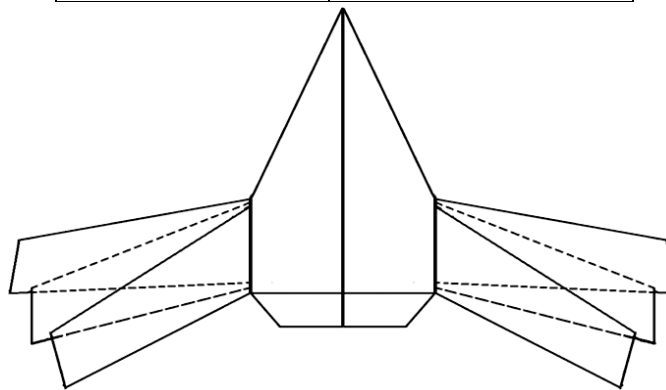
<sup>۱</sup> - Bound Vortex

## ۲.۳. اثر تغییر زاویه تاب بال روی ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش اثر پستابیدگی روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. در جدول ۱ مشخصات پیکربندی مورد استفاده و در شکل ۱۲ نمایی از این پیکربندی نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات پیکربندی مورد استفاده برای زاویه تاب متغیر

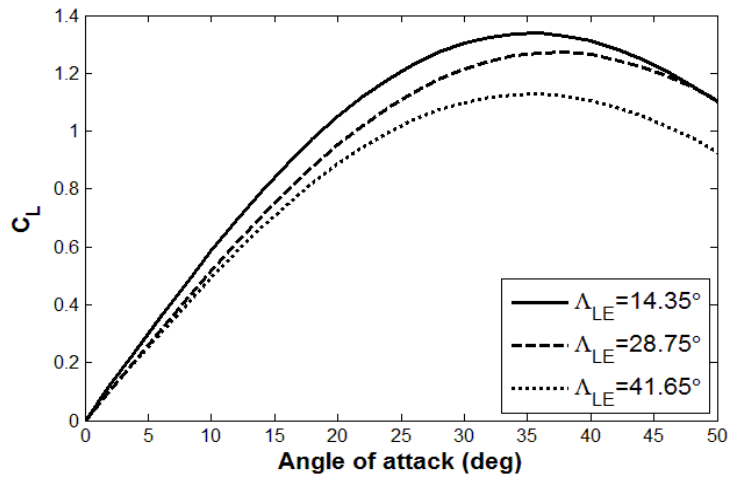
مقدار	پارامتر
6 m	طول پیکربندی
8.8 m 8.22 m 7.7 m	بازه‌ی بال پیکربندی
$\Lambda_{LE} = 14.35^0$ $\Lambda_{LE} = 28.75^0$ $\Lambda_{LE} = 41.65^0$	زوایای تاب مختلف (شکل ۱۲)



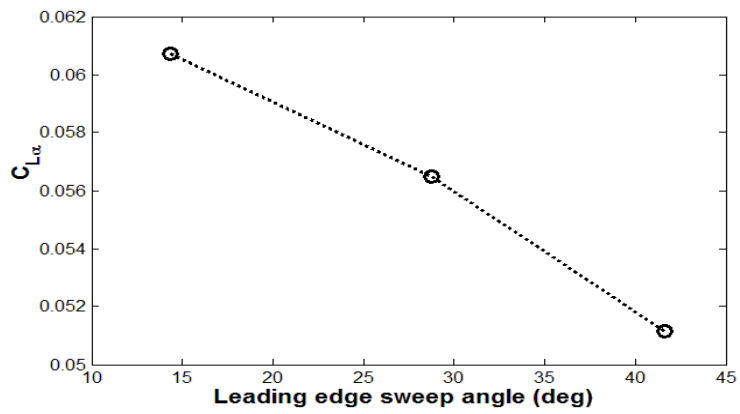
شکل ۱۲- نمایی از پیکربندی دارای زاویه تاب متغیر

در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ به ترتیب منحنی‌های ضریب برآ بر حسب زاویه حمله و شیب منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه تاب رسم شده‌اند. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه‌ی تاب ضریب برآ و شیب منحنی آن هر دو کاهش یافته‌اند. در ادامه در شکل ۱۵ منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا القایی رسم شده است. دیده می‌شود که در یک ضریب برآ یکسان با بیشتر شدن زاویه‌ی تاب بال ضریب پسا القایی نیز بیشتر شده است که علت آن این است که با افزایش زاویه‌ی تاب، بازه‌ی بال کم شده و به طبع آن نسبت منظری کم می‌شود و ضریب پسا القایی با نسبت منظری رابطه‌ی عکس دارد، به این ترتیب ضریب پسا القایی افزایش می‌یابد.

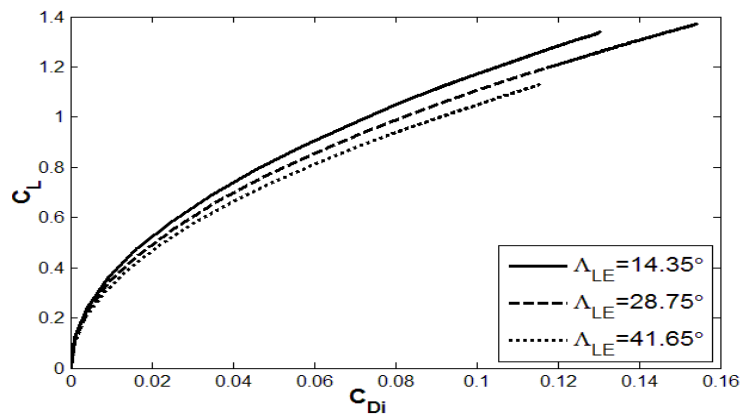
در شکل ۱۶ تغییرات نسبت برآ به پسا ماکزیمم بر حسب زاویه‌ی تاب بال نشان داده شده است. طبق این شکل با افزایش زاویه تاب نسبت برآ به پسا کاهش یافته است و کوچکتر شدن نسبت برآ به پسا موجب می‌شود که هواپیما بتواند سرعت بالاتر و مانور پذیری بالاتری داشته باشد. از این پارامتر در هواپیماها و پهپادهای جنگنده که نیازمند سرعت بالا و مانور پذیری بالا می‌باشند، استفاده می‌شود.



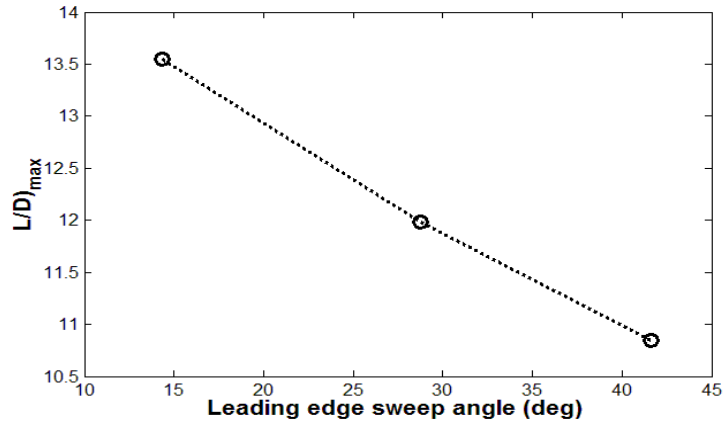
شکل ۱۳- منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



شکل ۱۴- تغییرات شیب منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه تاب لبه‌ی برخورد

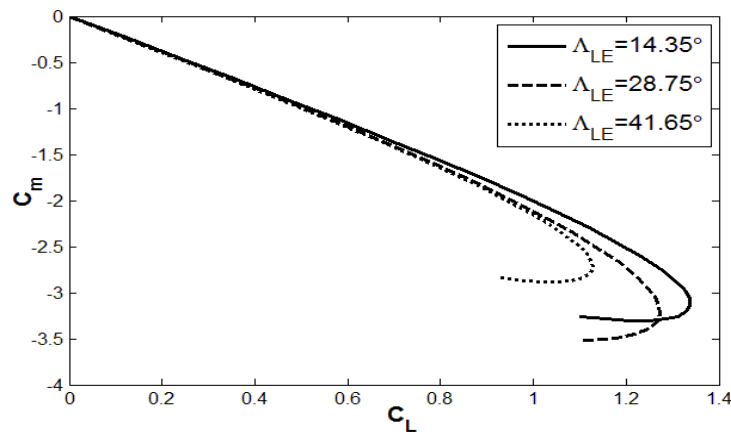


شکل ۱۵- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا القایی

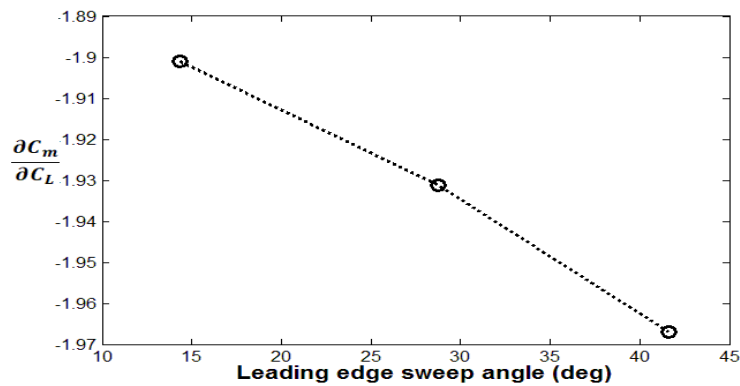


شکل ۱۶- تغییرات نسبت برآ به پسا ماکزیمم بر حسب زاویه‌ی تاب لبه‌ی برخورد

در شکل ۱۷ منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ نشان داده شده است. با توجه به این شکل، با افزایش زاویه‌ی تاب گشتاور خمشی کمتر شده که ناشی از کمتر شدن بازوی گشتاوری است. در شکل ۱۸ تغییرات پارامتر پایداری طولی بر حسب زاویه‌ی تاب رسم شده است که نشان می‌دهد در زوایای تاب بزرگ‌تر پایداری طولی هواپیما بیشتر می‌شود. در شکل ۱۹ و ۲۰ به ترتیب توزیع بار و توزیع نسبت ضریب برآ محلی به ضریب برآ کلی بر روی بازه‌ی بال نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که در زوایای تاب بزرگ‌تر به مقدار اندکی به طرف نوک بال بار بیشتر شده و توزیع یکنواخت‌تری حاصل شده است.

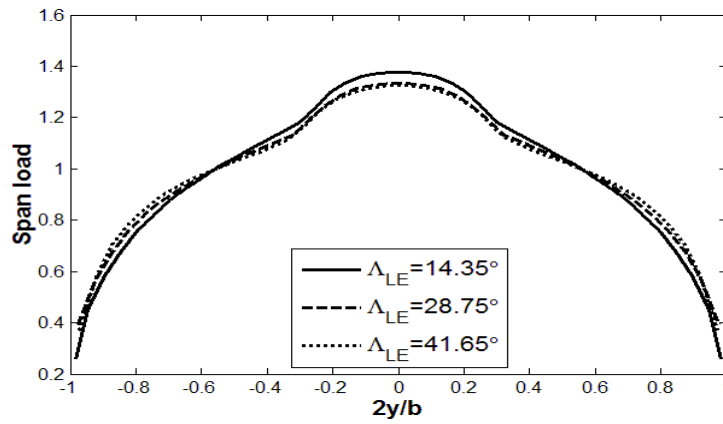


شکل ۱۷- منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ

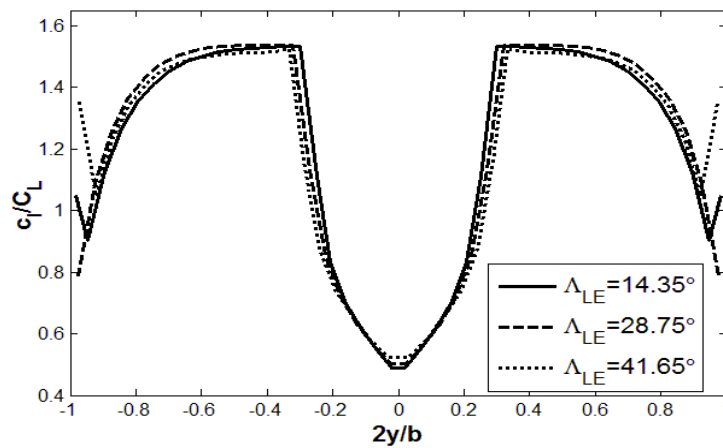


شکل ۱۸- تغییرات پارامتر پایداری طولی بر حسب زاویه‌ی تاب لبه‌ی برخورد





شکل ۱۹- منحنی توزیع بار روی بازه‌ی بال



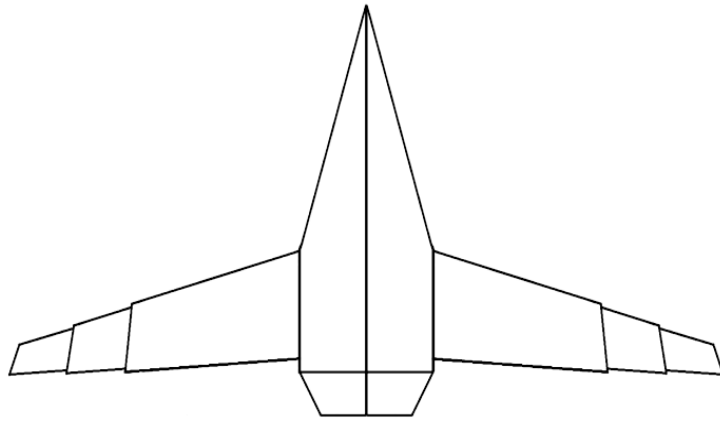
شکل ۲۰- منحنی توزیع ضریب برآ محلی روی بازه‌ی بال

### ۳.۳. تاثیر تغییر بازه‌ی بال روی ضرایب آیرودینامیکی

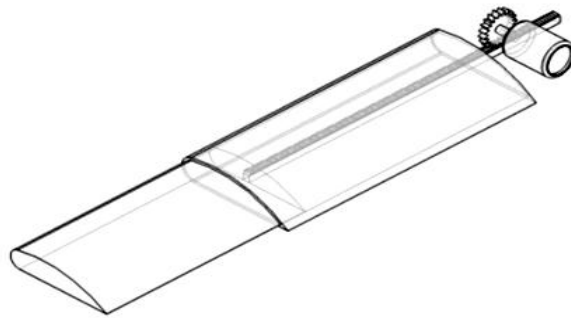
در این بخش اثرات تغییر بازه بر روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۲۱ نمایی از یک پیکربندی که دارای سه بازه‌ی متفاوت می‌باشد را نشان می‌دهد. سه پیکربندی حاصله دارای شرایط یکسان بوده و تنها بازه‌ی بال متغیر می‌باشد. پیکربندی مشخصات مربوطه در جدول ۲ آورده شده است. روش‌های مختلفی برای ایجاد تغییر در بازه وجود دارد. برای مثال مکانیزم چرخ و دنده که در شکل ۲۲ نشان داده شده است، می‌تواند بدین منظور استفاده شود. در این مکانیزم بال به صورت تلسکوپی از قسمت ثابت خارج می‌شود و پیکربندی با بازه‌ی مختلف به وجود می‌آورد.

جدول ۲- مشخصات پیکربندی مورد استفاده برای بازه‌ی متغیر

مقدار	پارامتر
۶ m	طول پیکربندی‌ها
۸/۸ m	بازه‌ی بال پیکربندی‌ها (شکل ۱۸)
۱۰/۹ m	
۱۳ m	

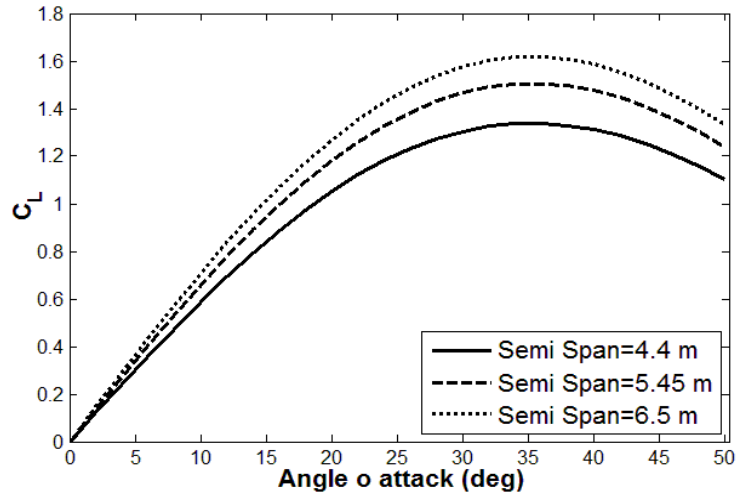


شکل ۲۱- نمایی از پیکربندی دارای بازوی بال متغیر

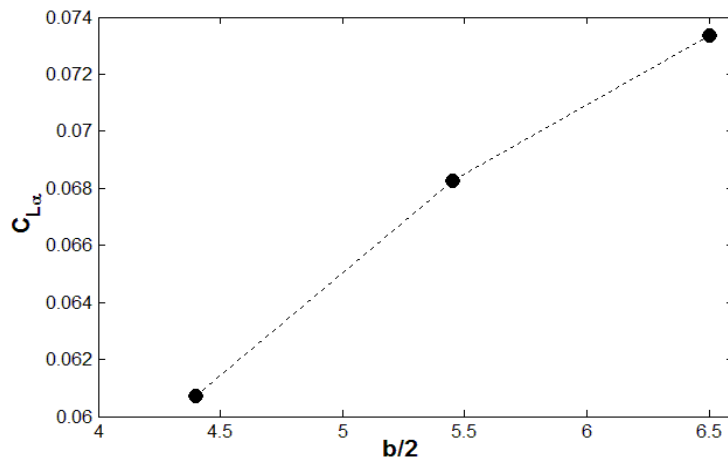


شکل ۲۲- مکانیزم ایجاد تغییر در بازوی بال

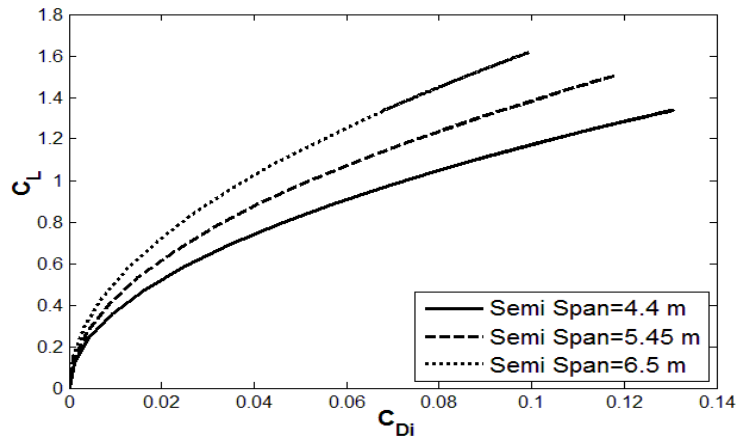
در شکل ۲۳ منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله و در شکل ۲۴ تغییرات شیب منحنی ضریب برآ بر حسب نصف بازوی بال رسم شده‌اند. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش بازوی بال ضریب برآ و شیب منحنی ضریب برآ هر دو افزایش یافته‌اند. شکل ۲۵ منحنی  $C_L$  بر حسب  $C_D$  را نشان می‌دهد، اگر در یک ضریب برآ یکسان به این شکل مراجعه شود، مشاهده می‌شود که با افزایش بازوی بال پسا القایی کمتر شده است و علت آن افزایش نسبت منطری به سبب افزایش بازوی بال می‌باشد. در ادامه در شکل ۲۶ نمودار تغییرات نسبت برآ به پسا ماکزیمم بر حسب بازوی بال رسم شده است. طبق این نمودار با افزایش بازوی بال نسبت برآ به پسا ماکزیمم افزایش قابل توجهی یافته است. نسبت برآ به پسا بزرگ در وسایل پرنده‌ای که نیازمند پایداری و ماندگاری بالایی در هوا هستند، کاربرد دارد. به عنوان مثال پهپادهایی که برای شناسایی و جاسوسی استفاده می‌شوند در مقابل بدنه‌ی کوچکشان، بال‌های بسیار کشیده‌ای دارند. با توجه به شکل ۲۷ مشخص است که با افزایش بازوی بال ماکزیمم گشتاور خمشی ایجاد شده بیشتر شده است که علت آن این است که با افزایش بازوی بال بازوی گشتاوری بیشتر می‌شود که به طبع آن گشتاور خمشی نیز بیشتر می‌شود.



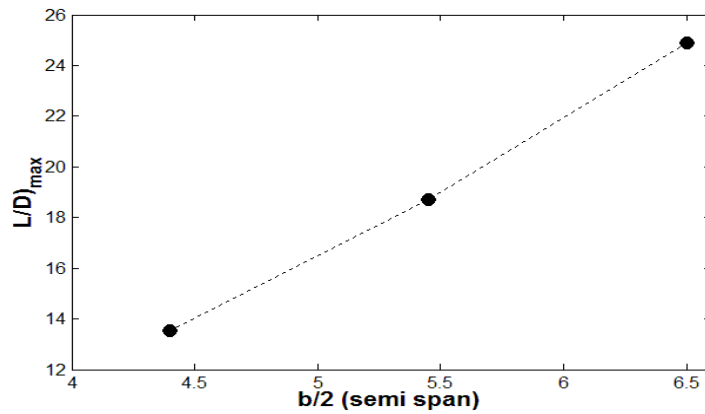
شکل ۲۳- منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



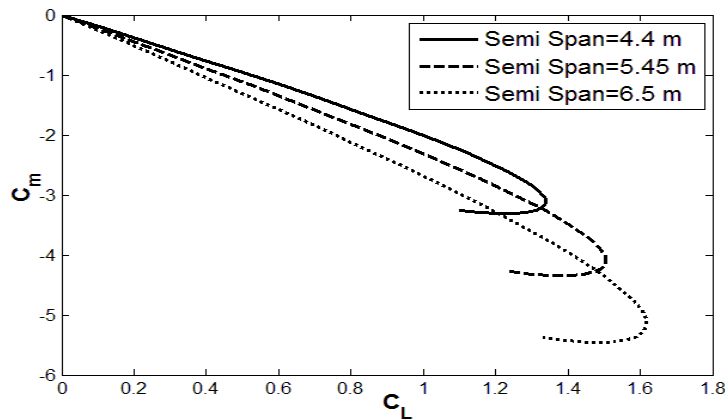
شکل ۲۴- تغییرات شیب منحنی ضریب برآ بر حسب بازه‌ی بال



شکل ۲۵- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا القایی

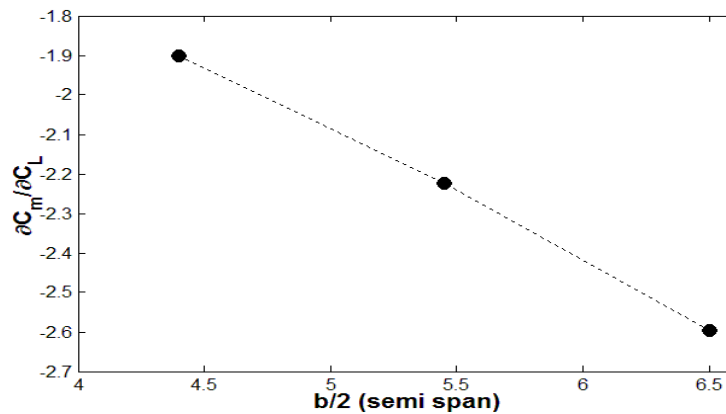


شکل ۲۶- تغییرات نسبت برآ به پسا ماکزیمم بر حسب بازه‌ی بال

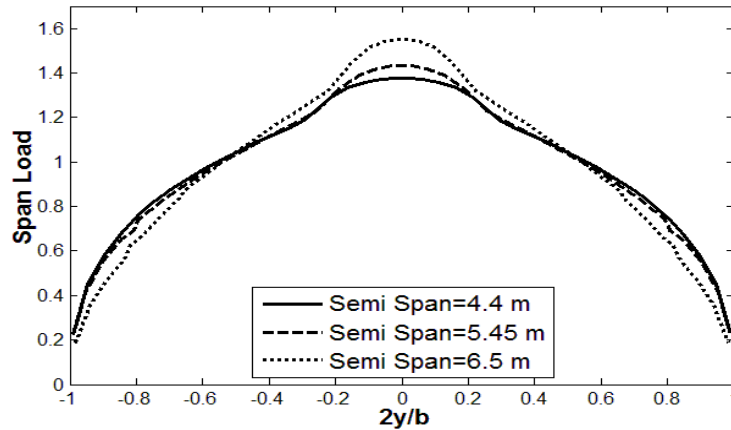


شکل ۲۷- منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ

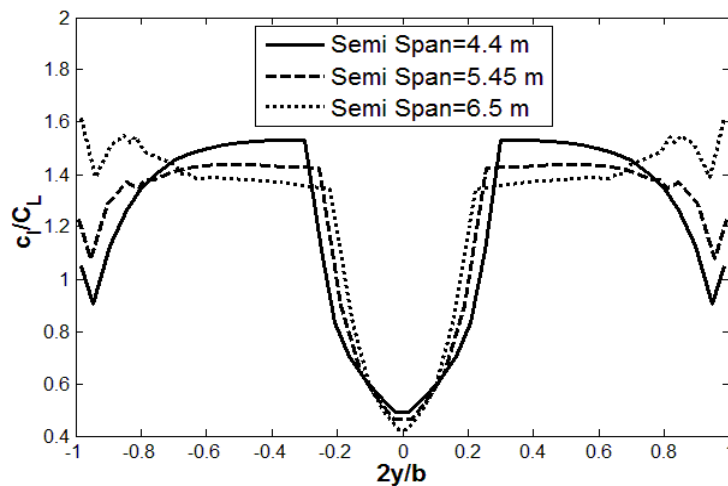
در شکل ۲۸ نمودار تغییرات پارامتر پایداری طولی بر حسب بازه‌ی بال رسم شده است. مقدار پارامتر طولی منفی است و در نمودار مشاهده می‌شود که با افزایش بازه، مقدار آن از نظر اندازه بیشتر شده است. در شکل ۲۹ منحنی‌های توزیع بار روی بازه‌ی بال رسم شده است. طبق این شکل با افزایش بازه، بار به طرف ریشه متمایل شده است. این نتیجه عکس نتیجه حاصله برای تغییرات توزیع بار در اثر تغییر زاویه‌ی تاب می‌باشد. در شکل ۳۰ منحنی توزیع ضریب برآ محلی روی بازه‌ی بال رسم شده است دیده می‌شود که افزایش بازه‌ی بال موجب شده که مقدار برآ محلی در نزدیکی ریشه کمتر شده و به طرف نوک بال بیشتر شود و از حالت توزیع بیضوی به توزیع خط افقی متمایل شده است. همچنین در محل خروج بال از قسمت ثابت به صورت تلسکوپی برجستگی به وجود آمده است که علت آن ناپیوستگی وتر در این محل است.



شکل ۲۸- تغییرات پارامتر پایداری طولی بر حسب بازه‌ی بال



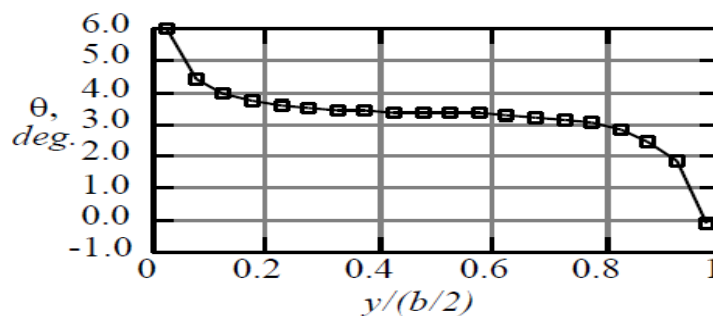
شکل ۲۹- منحنی توزیع بار روی بازه‌ی بال



شکل ۳۰- منحنی توزیع ضریب برآ محلی روی بازه‌ی بال

### ۴.۳. اثر پیچش هندسی روی ضرایب آیرودینامیکی

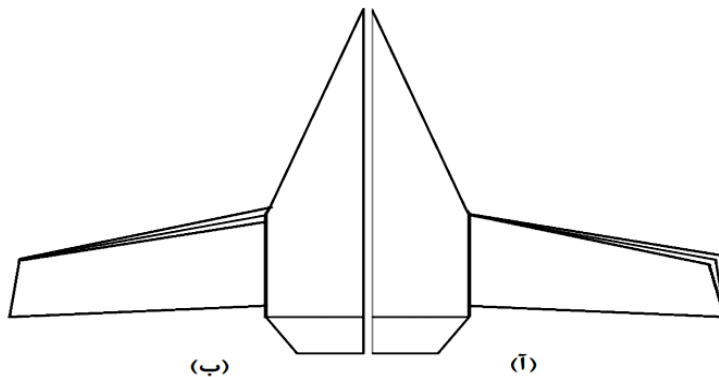
در این بخش اثر پیچش هندسی بال روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد بحث قرار گرفته است. در این تحقیق سه نوع توزیع پیچش روی بازه مد نظر بوده است. این سه نوع پیچش توزیع برونشیب خطی، توزیع درونشیب خطی و توزیع بر اساس یک منحنی خاص می‌باشند. منظور از توزیع برونشیب خطی یعنی اینکه نوک بال ثابت فرض شده و ریشه‌ی بال مثلا ۵ درجه پیچانده شده و نصب بدنه گردد و توزیع پیچش روی بازه به صورت خطی از صفر در نوک تا مثلا ۵ درجه در ریشه‌ی بال باشد. توزیع درونشیب خطی عکس حالت قبل بوده و ریشه‌ی بال ثابت فرض می‌شود. برای نوع سوم منحنی در نظر گرفته شده مطابق شکل ۳۱ می‌باشد که بر مبنای تحقیقات تجربی [۱۹] برای بال‌های به عقب برگشته بدست آمده است. در جدول ۳ مشخصات پیکربندی دسته بندی شده و در شکل ۳۲ نمایی از آن نمایش داده شده است.



شکل ۳۱- منحنی مطلوب توزیع پیچش روی بازه‌ی بال [۱۹]

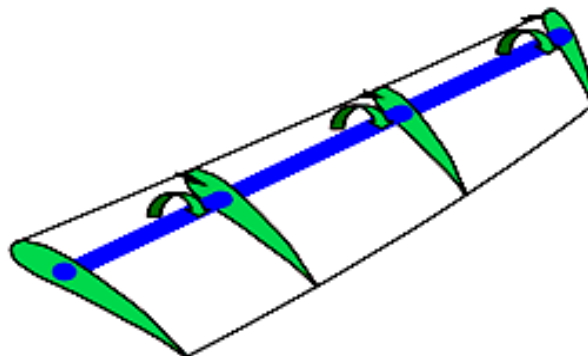
جدول ۳- مشخصات پیکربندی مورد استفاده برای پیچش

پارامتر	مقدار
طول پیکربندی	۶ m
بازه‌ی بال پیکربندی	۸/۸ m
زوایای مختلف پیچش	(۱) ۱۰ درجه با توزیع درونشیب خطی
	(۲) ۵ درجه با توزیع درونشیب خطی
	(۳) بدون پیچش
	(۴) پیچش با توزیع منحنی شکل ۳۱
	(۵) ۵ درجه با توزیع برونشیب خطی
	(۶) ۱۰ درجه با توزیع برونشیب خطی



شکل ۳۲- نمایی از پیکربندی دارای پیچش هندسی متفاوت در بال (آ). توزیع درونشیب خطی (ب). توزیع برونشیب خطی

یک نمونه مکانیزم برای ایجاد پیچش‌های مختلف در طول بازه طرح ارائه شده توسط گانزالز<sup>۱</sup> است که از نوارهایی از جنس آلیاژهای حافظه‌ای شکل<sup>۲</sup> برای به کارانداختن میله‌های پیچشی استفاده می‌کند [۲۰]. در این مکانیزم بال شامل چند قسمت است که با استفاده از میله‌های توخالی هم مرکز به هم دیگر متصل شده‌اند و به این ترتیب این قسمت‌ها می‌توانند پیچش نسبی نسبت به هم دیگر داشته باشند (شکل ۳۳). نوارهای نیتینول داخل قسمت بین لوله و لبه‌ی فرار قرار داده شده‌اند.



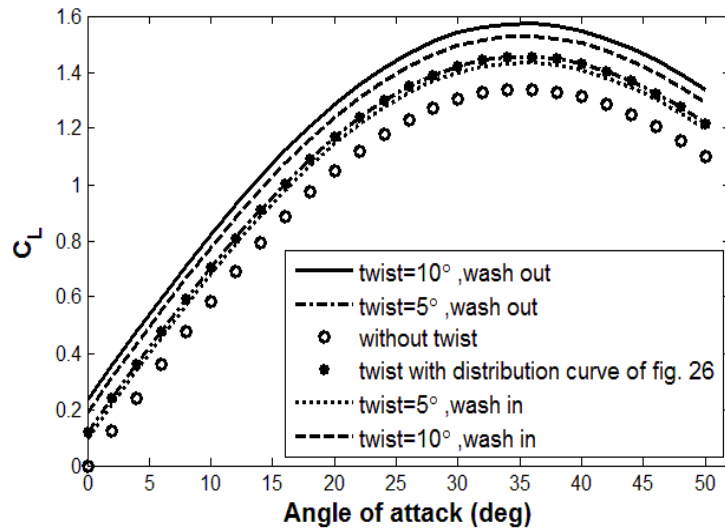
شکل ۳۳- شماتیکی از پیچش در بال [۲۰]

در شکل ۳۴ ضرایب برآ بر حسب زاویه حمله برای توزیع پیچش‌های مختلف رسم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود توزیع درونشیب بیشترین ضریب برآ را دارد اما از آنجایی که در صورت وقوع واماندگی، حالت مطلوب آن شروع از ریشه است (شکل ۳۵) و از طرف دیگر افزایش زاویه حمله (به موجب پیچش) در نوک بال گرایش به شروع واماندگی در نوک بال

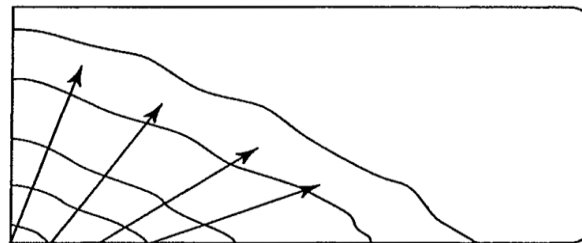
<sup>1</sup> Ganzalez

<sup>2</sup> SMA: shape memory alloys

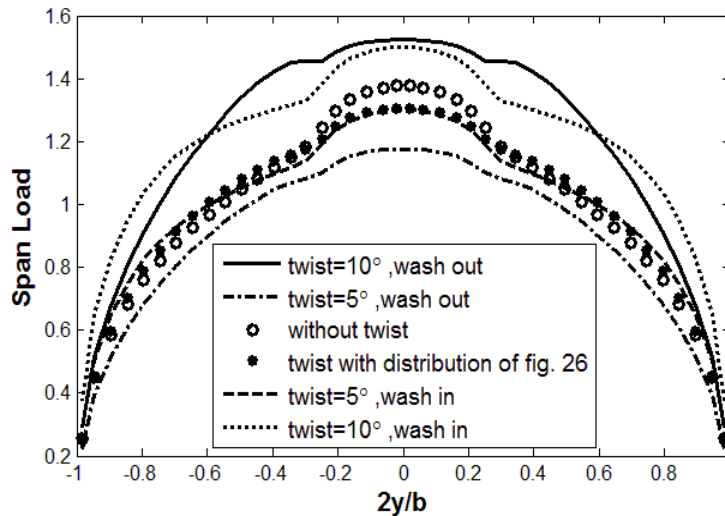
را افزایش می دهد بنابراین پیچش درونشیب مناسب نمی باشد. همچنین مشاهده می شود که پیچش ۵ درجه ای توزیع برونشیب با توزیع منحنی مطلوب شکل ۳۱ هم در ضریب برآ و هم در توزیع بار روی بازه (شکل ۳۶) بسیار به هم نزدیک می باشند. یعنی این دو عملکرد تقریباً یکسانی را از خود نشان می دهند. به طور کلی پیچش به عنوان ابزاری برای افزایش برآ نیست بلکه بیشتر برای بهبود توزیع بار روی بازه و همچنین کنترل غلتش هواپیما مورد توجه است. در بال های ذوزنقه ای نیز از پیچش به عنوان کاهنده ای شروع واماندگی از نوک بال استفاده می شود. در شکل ۳۷ تغییرات ضریب برآ بر حسب ضریب پسا برای پیچش های مختلف رسم شده است. با توجه به این شکل برای پیچش های مورد بحث در این تحقیق، تفاوت قابل توجهی نسبت به همدیگر دیده نمی شود.



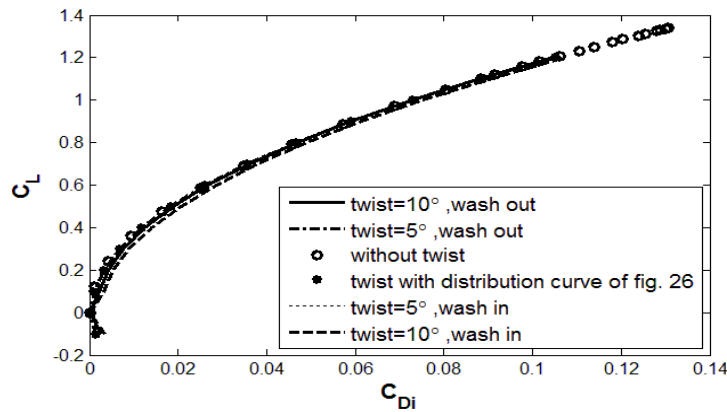
شکل ۳۴- منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



۳۵- الگوی مطلوب واماندگی [۱۷]



شکل ۳۶- منحنی توزیع بار روی بازه بال



شکل ۳۷- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا القایی

#### ۴. نتیجه گیری

امروزه کاربرد پهپادها در زمینه‌های مختلف بسیار گسترش یافته است و تلاش‌ها نیز برای بهبود آنها زیاد شده است. در این تحقیق اثر تغییر زاویه‌ی تاب بال، پیچش هندسی و تغییر بازه‌ی بال بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. در مورد اثر تغییر زاویه تاب طبق نتایج حاصل مشخص شد که با افزایش زاویه تاب مهمترین پدیده‌ی حاصله کاهش نسبت برآ به پسا است که موجب می‌شود پهپاد سرعت‌های بالا و مانور پذیری بالاتری را بدست آورد. دومین مسئله‌ی مورد بررسی، تغییر بازه‌ی بال بود. مهمترین اثر حاصل از افزایش بازه‌ی بال افزایش ضریب برآ و همچنین افزایش نسبت برآ به پسا می‌باشد. افزایش نسبت برآ به پسا موجب پایداری و ماندگاری بیشتر پهپاد در هوا می‌شود. مسئله‌ی بازه‌ی متغیر می‌تواند در پهپادهای شناسایی و گشت زنی و پهپادهای جاسوسی که در بیشتر مواقع نیازمند ماندگاری بیشتر در هوا با نیرو محرکه‌ی کم هستند، استفاده شود. البته در مواقع لزوم کاهش بازه نیز برایشان فراهم می‌باشد. نتایج حاصل از زوایای پیچش مختلف و روش‌های سه گانه‌ی توزیع پیچش که مورد بررسی قرار گرفت نشان می‌دهد که پیچش مناسب موجب بهبود توزیع بار روی بازه‌ی بال می‌شود. همچنین چون پیچش موجب تغییر زاویه حمله می‌شود، با ایجاد پیچش‌های مناسب در موقعیت‌های مختلف در راستای بازه می‌توان وقوع و اماندگی را به تاخیر انداخته و همچنین شروع آن را به طرف ریشه‌ی بال سوق داد چرا که الگوی مطلوب و اماندگی، در صورت وقوع، شروع از ریشه‌ی بال است. شروع و اماندگی در نوک بال موجب غلتیدن هواپیما حول محور طولی خود و به وجود آمدن حرکت فتری مانند و سقوط هواپیما می‌شود. انتقال شروع و اماندگی به سمت ریشه‌ی بال موجب تعدیل این حالت می‌شود. به عبارت دیگر ایجاد پیچش در بال کمک زیادی به کنترل غلتش هواپیما می‌کند.

#### ۵. علائم، نشانه‌ها و ارقام

$q_{\infty}$	فشار دینامیکی جریان آزاد	b	بازه‌ی بال
$S_{ref}$	مساحت بال مرجع	c	وتر
$S_{\tau}$	مساحت درست بال	$C_{Di}$	ضریب پسا القایی
t	نیروی لبه برخورد محلی	$C_L$	ضریب برآ
T	نیروی لبه برخورد	$C_{lp}$	پارامتر دمپ غلتش
U	سرعت جریان آزاد	$C_m$	ضریب ممان خمشی
u	سرعت آشفته‌ی برگشتی	$C_{mq}$	پارامتر دمپ خمشی
V	سرعت برآیند	$C_{lp}$	ضریب برآ به سبب نرخ خمش
v	جانب‌وزش (سایدواش)	$C_s$	ضریب مکش
w	فرووزش (دان‌واش)	$C_T$	ضریب نیروی لبه برخورد
X,Y,Z	سیستم محوره‌های مختصات	$C_{av}$	وتر متوسط
	علائم یونانی	$c_l$	ضریب برآ محلی



$\Gamma$	قدرت جریان حلقوی	$C_{ref}$	وتر بال مرجع
$\phi$	زاویه هفتی	$\bar{F}$	F جمع تابع تاثیر
$\rho$	چگالی	$M_y$	گشتاور خمشی
$\psi$	زاویه تاب بال	N	ماکزیمم تعداد پتل روی بال
$\lambda$	نسبت مخروطی	P	فشار

## ۶. مراجع

- Sanders, B., Crowe, R., and Garcia, E., "Defense Advanced Research Projects Agency—Smart Materials and Structures Demonstration Program Overview," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 15, pp. 227–233, 2004
- J.R. Wilson. "Active Aeroelastic Wing: A New/Old Twist on Flight". *J. Aerospace America*, Vol. 40, No. 9, pp. 34-37, 2002.
- Weissinger, J., "The Lift Distribution of Swept-Back Wings," NACA TM-1120, 1947
- Adam M., Wickenheiser, and Garcia, E., "Aerodynamic Modeling of Morphing Wings Using an Extended Lifting- Line Analysis", *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 1, 2007.
- Joshi, S., and Tidwell, Z., Crossley, W., and Ramakrishnan, S., "Comparison of Morphing Wing Strategies Based Upon Aircraft Performance Impacts," *Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, California, 2004.
- Majji, M., and Rediniotis, O., and Junkins, J., "Design of a Morphing Wing : Modeling and Experiments" Copyright AIAA\_2007
- Ameri, N., and Livne, E., and Lowenberg, M. H., and Friswell, M. I., "Modelling Continuously Morphing Aircraft for Flight Control," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Honolulu, Hawaii, 2008.
- Coutu, D., and Brailovski, V., and Terriault, P., "Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing," *J. Aerospace Science & Technology*, Vol. 14, pp. 451-458, 2010.
- دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، "بررسی تاثیر وجود، موقعیت و ارتفاع قرارگیری بالک جلو روی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما"، مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۳، شماره ۳، صفحه ۶۷-۸۱. ۱۳۹۲
- دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، "بررسی اثر نسبت مخروطی بزرگ‌تر از یک روی ضرایب آیرودینامیکی ریزپهپادها با الگوگیری از بال حشرات"، مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۶، شماره ۴، صفحه ۲۲۳-۲۳۸. ۱۳۹۵.
- دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، "بررسی آیرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه"، مدل سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۴۷، صفحه ۱۲۷-۱۴۰، ۱۳۹۵.
- دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، "بررسی تاثیر شکل بال روی عملکرد یک پهپاد و امکان ایجاد تغییر در شکل بال حین پرواز"، نخبگان علوم و مهندسی، دوره ۲، شماره ۲، صفحه ۳۱۶-۳۳۲، ۱۳۹۶.
- Glauert, H., "The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory". Second ed., Cambridge, Univ. Press, Cambridge, England, 1948,
- ROBINSON, A., and J.A. LAURMANN, "Wing Theory, Chap 1," Cambridge University Press, Cambridge, England, 1956.
- Rubbert, Paul E., "Theoretical Characteristics of Arbitrary Wings by a Non-Planar Vortex Lattice Method", Doc. No. D6-9244, Boeing Co, 1964.
- دستورانی، هـ، "بررسی جریان پتانسیل روی پهپادها و ریزپهپادها با پیکربندی‌های عملیاتی"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، ۱۳۹۱.
- Bertin, J., "Aerodynamic for Engineers", fifth ed., US. Air Force Academy, pp. 340-344, 1989.
- Wisnoe W., Nasir R.E.M., Kuntjoro W., and Mamat A.M.I. "Wind Tunnel Experiments and CFD Analysis of Blended Wing Body (BWB) Unmanned Aerial Vehicle", 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, ASAT- 13, 2009

19. Wesseling, P., "An Introduction to Multigrid Methods", John Wiley, Chichester, 1992.
20. Gonzalez, L. "Morphing Wing using Shape Memory Alloy: A Concept Proposal", University of Puerto Rico at Mayaguez, 2008.