



## بررسی جریان غیر لزج حول بالهای قابل انعطاف (اثر پیچش روی مشخصه های آبرودینامیکی)

هادی دستورانی<sup>۱</sup>، محمد حسن جوارشکیان<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup>کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد؛ Hadi.dast@gmail.com

<sup>۲</sup>دانشیار، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد؛ Javareshkian@ferdowsi.um.ac.ir

در مقایسه با عملکرد متنوع ای که پرندگان با حرکت ساده بالهایشان بدست می آورند محدود است، محققین را دادار کرده تا در مورد ابن بالها مطالعه کنند و امید است که فهم بهتری از اینکه چگونه پرندگان مانورهای پیچیده انجام می دهند حاصل شود.

هدف از توسعه بال های تغییر شکل پذیر این است که آن قادر به انجام ماموریت های مختلف باشد چرا که یک هوایپیما تغییر شکل پذیر توانایی انجام کارهای متفاوت را دارد و دیگر لازم نیست برای هر ماموریتی هوایپیما خاصی تولید شود. از جمله قابلیت هایی که این تکنولوژی به ارمنان می آورد فرود آمدن در باند کوتاهتر مثلاً بر روی ناویر و یا پرواز در ارتفاع های خیلی پایین می باشد همچنین بال تغییر شکل پذیر موجب بالا رفتن راندمان سوخت و کاهش وزن هوایپیما می شود. این توانایی های جدید از دستکاری محنتانه ممان و نیروهای آبرودینامیکی فهمیده می شود. برای مثال هوایپیما با پایداری بالا در هوای نسبت لیفت به درگ بالا ناشی می شود در حالی که یک هوایپیما دارای قابلیت مانور دهنی بالا نیازمند نیروی لیفت بالا و پایداری کم می باشد.

مفهوم بال مرفینگ یک مفهوم قدیمی است که برادران رایت در ساخت اولین هوایپیما از آن استفاده کردند. آنها برای کنترل جهت غلتش (roll) هوایپیما از ایجاد پیچش در بال استفاده کردند.

تلاش های متعددی برای توسعه بال های تغییر شکل پذیر در چند دهه گذشته در امریکا انجام گرفته است. بمب افکن 1B-B در طی سال ۱۹۸۰ گذشته در امریکا انجام گرفته است. بمب افکن 1B در طی سال ۱۹۸۰ توسعه یافت، بال با بدنه پیکارچه بود، و قادر بود عقب برگشتگی های مختلف برای طول بال بین ۷۸ تا ۱۸۰ فوت فراهم نماید. جنگنده اف ۱۴ نیروی دریابی برای بدست آوردن طول بال های متفاوت در محدوده ۶۴ تا ۳۸ فوت از عقب برگشتگی های مختلف (زاویه ۲۰ تا ۶۸ درجه) استفاده می کند. عقب برگشتگی های مختلف به اف ۱۴ و بمب افکن 1B-1A اجازه می دهد در باند کوتاه تری فرود آیدنده یا بلند شوند همچنین به آنها اجازه می دهد که سرعت های متفاوت و مانور دهنی بالای داشته باشند.

پیشرفت های مدرن مثل ساختارهای هوشمند، درهای جدیدی به سوی قابلیت های پروازی و طراحی های جدید هوایپیما گشوده است [۲] و انتظار می رود که از این مواد هوشمند در ساخت بال های هوشمند و تغییر شکل پذیر استفاده شود. یکی از پرروزه های مرفینگ خیلی مهم برنامه هوایپیما تغییر شکل پذیر ناسا است که در حال انجام بوده و نتیجه اش بهبود نمایشی در راندمان هوایپیما و منابع مالی است [۳].

برخلاف هوایپیماهای قدیمی، مفهوم هوایپیما مرفینگ نیاز به آنالیز آبرودینامیکی برای هر دو مورد، شرایط پرواز مختلف و پیکربندی هندسی مختلف، می باشد. این نیاز، یک روش آغازی اولیه که سریع، دقیق و قابل بازسازی پیکربندی و بدون نیاز به ساخت دوباره شبکه از هوایپیما یا میدان

### چکیده

در این تحقیق یک روش عددی بر مبنای جریان حلقوی برای تحلیل جریان پتانسیل روی بال های قابل انعطاف توسعه داده شده است. در کار حاضر ابتدا خلاصه ای از روند پیدایش و توسعه مفهوم تغییر شکل پذیری (morphing) در بال ها ارائه شده است. در ادامه به منظور اطمینان از صحت نتایج روش حاضر، نتایج این روش با نتایج تجربی یک بال مستطیلی مقایسه شده است و سپس یک بال ذوزنقه ای در نظر گرفته شده و اثر ایجاد پیچش هندسی بر روی مشخصه های آبرودینامیکی این بال مورد بررسی قرار گرفته است. در ضمن توجه شود که منحنی توزیع زاویه پیچش روی بازده بال خطی فرض شده که از صفر در ریشه بال شروع شده و به ماکریم مقدار خود در نوک بال می رسد. نتایج نشان می دهد که با ایجاد پیچش مثبت (افزایش زاویه حمله) مشخصه های آبرودینامیکی بهبود پیدا می کند البته میزان زاویه پیچش و منحنی توزیع آن روی بازه روح مقدار بهبود عملکرد موثر است.

واژه های کلیدی: بال تغییر شکل پذیر (*morphing wing*) - زاویه پیچش

- جریان حلقوی نعلی شکل - جریان حلقوی وترسو (*chordwise vortex*) -

جریان حلقوی بازرسو (*spanwise vortex*)

### مقدمه

به طور کلی در تاریخچه هوایپیمایی، هوایپیما و سایر وسایل پرنده ساخت بشر شباخت کمی به پرندگان دارد. ساختار دم و بال پرندگان و طریقه حرکتشان در مقایسه با دامنه محدود حرکت صفحات کنترلی هوایپیما بسیار پیچیده است. بیشتر هوایپیماها به منظور افزایش لیفت در سرعت های پایین در طی برخاستن و نشستن از فلپها و اسلت ها استفاده می کنند که این یک مثال است از تغییر پیکربندی است که به طور پیوسته در هنگام پرواز پرندگان اتفاق می افتد. مرغولوژی یک پرنده به آن اجازه می دهد که دانما شکل بال و دم را تغییر دهد تا در دامنه وسیعی از سرعتها پرواز کند.

اخیرا تحقیق و توسعه روی مفهوم جدیدی شروع شده که طراحی های منداول و روتین سنتی را به چالش می کشد و آن ظهور مفهوم تغییر شکل پذیری در طراحی هوایپیماها می باشد. مرفینگ به عنوان توانایی تغییر شکل یا تحمل تغییر شکل تعريف می شود [۱]، وقتی در مورد وسایل هوافضایی به کار می رود به توانایی بال های هوایپیما در تغییر شکل بال و پرواز اشاره دارد که به موجب آن برخی فواید آبرودینامیکی فراهم می شود.

پرندگان منبع اولیه محرك برای توسعه بال های تغییر شکل پذیر می باشد. توجه به اینکه عملکرد و کنترل هوایپیما با بال های پیچیده اما ثابت

مشکل از یک جریان حلقوی عبوری از یک چهارم وتر و دو رشته جریان حلقوی که از یک چهارم وتر از کناره‌های پنل شروع شده و در جهت جریان تا بی‌نهایت ادامه می‌باشد. شرایط مرزی برای هر جریان حلقوی نعلی شکل به وسیله‌ی شب موردنیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با ژاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید. قدرت دوران جریان حلقوی موردنیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. سپس تئوری جاکوفسکی - کوتا برای تعیین لیفت مربوط به هر رشته جریان حلقوی در هر پنل به کار می‌رود. با معلوم شدن لیفت همه‌ی رشته‌های جریان حلقوی لیفت کلی و گشتاور خمشی و سایر مشخصه‌های آیرودینامیکی بدست می‌آیند. در این نرم افزار از یک روش مشابه به نام حل میدان نزدیک برای محاسبه نیروی لبه‌ی برخورد، نیروی مکشی و درگ القائی استفاده شده است.

### محاسبه قدرت دوران جریان حلقوی

همان طور که گفته شد شرایط مرزی برای هر جریان حلقوی نعلی شکل به وسیله‌ی شب موردنیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با ژاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید. قدرت دوران جریان حلقوی موردنیاز 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.

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

و برای ژاویه حمله کوچک:

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

در این معادله  $\alpha$  ژاویه حمله و  $\phi$  ژاویه هفتی بال می‌باشد.

سرعت جریان شره هوایی پایینی (Downwash) برای یک جریان نعلی شکل 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 شره هوایی پایینی می‌باشد. و سرعت شره هوایی کناری (Sidewash) 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 شاره هوایی کناری 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 شبکه‌ی جریان حلقوی  $N$  المانی، معادله‌ی (۵) برای یک نقطه‌ی کنترل خاص به صورت زیر است:

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

و برای بار آیرودینامیکی متقارن روی هر نصف بال، معادله‌ی (۶) به صورت زیر بیان می‌شود:

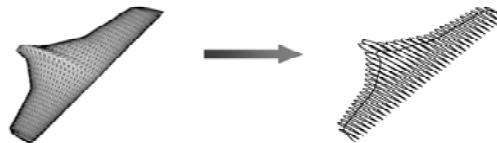
$$\sum_{n=1}^{N/2} (\bar{F}_{w,n} - \bar{F}_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi \alpha \quad (7)$$

که:

$$\bar{F}_{w,n} = F_{w,n}(x', y', z', s, \psi', \phi)_{left\_panel} \quad (8)$$

$$+ F_{w,N+1-n}(x', y', z', s, \psi', \phi)_{right\_panel}$$

جریان را مطالبه می‌کند. برای مثال تئوری پرانتل [۴] پیش از CFD به عنوان روش مدل سازی آیرودینامیکی انتخاب می‌شود. این روش به طور موثری بال سه بعدی را به مجموعه ای از ایرفویل‌های دو بعدی که به وسیله محننی یک چهارم وتر به هم وصل شده اند، می‌شکند (شکل ۱). طبیعت تحلیلی این روش اجازه می‌دهد که هندسه‌های بال به عنوان یکتابع در محیط نرم افزاری مثل مطلب C یا فرتن برنامه ریزی شود. در نتیجه نرم افزاری قرار پارامترهای هندسه مانند پارامتر انحنای بال، در یک حلقة نرم افزاری داده می‌شود تا تعداد زیاد هندسه‌الات باشد به طور اتوماتیک تولید شود.



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

ویکن هیزر در مرجع [۵] تئوری پرانتل را بسط داده و از آن برای تحلیل بال پرنده مانند تغییر شکل پذیر در دو حالت طول بال ثابت و طول قوس ثابت استفاده کرده است. جشی (joshi) در مورد مواد جدید که قابلیت تغییر شکل دارند تحقیق کرده است. در این تحقیق همچنین اثربال تغییر شکل پذیر روی عملکرد هوایپاما تشریح شده است. [۶]

مرجع [۷] جزئیات طراحی و مدل کردن یک بال تغییر شکل پذیر را در دانشگاه تگرس بررسی کرده است و مدل مورد نظر در توپل باد تست شده است. هدف از مرجع [۸] توسعه هوایپاماها کوچک با بال‌های پرنده مانند می‌باشد و به این منظور بایستی یک درک عمیق از تعامل بین آیرودینامیک، ساختار و کنترل بدست آید. این مقاله ابزارهایی را برای یک نرم افزار آیروالاستیک توصیف و مورد بررسی قرار می‌دهد.

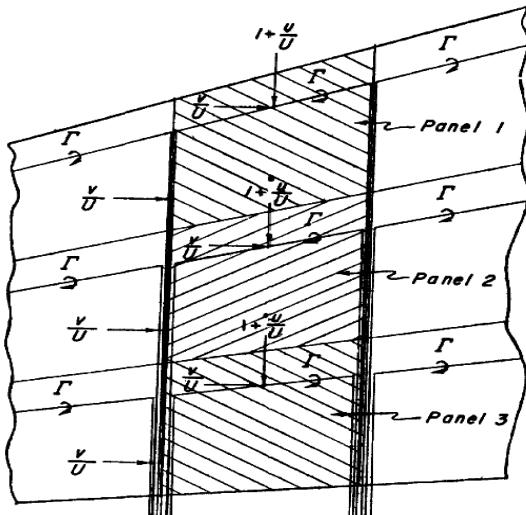
کوتو (couth) روی طراحی یک ساختار فال افقی روطاً مانند برای یک بال صفحه‌ای تغییر شکل پذیر تمرکز کرده است که در توپل باد است. در تست شده است. در این تحقیق برای ایجاد ساختار انعطاف‌پذیر از کامپوزیت ورقه‌ای استفاده شده و هدف اصلاح ایرفویل به طوری که زمان جریان آرام روی ایرفویل بیشینه شود، است. [۹]

به طور کلی هوایپاماها مادون صوت در صورت تغییر شکل پذیر بودن با سنگین شدن بالهای نسبت به قلی، به دلیل استفاده از سیستم‌های محرك اضافی، مواجه است. [۱۰] بنابراین به منظور ایجاد تغییر عملی و قابل توجه در خواص آیرودینامیکی نیازمند تغییرات چشمگیر در بال می‌باشد. در پاراگراف قبل خلاصه‌ای از تحقیقاتی که در زمینه‌ی تغییر شکل بال انجام شده است اراده شد اما هدف از این تحقیق توسعه تأثیر پیچش بال بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی در یک روند حل بر مبنای جریان پتانسیل می‌باشد.

### تئوری روش شبکه‌ی حلقوی

در این تحقیق یک نرم افزار به زبان فرتن بر مبنای جریان حلقوی برای تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. این روش بسط یافته‌ی تئوری پرانتل [۴] می‌باشد. در تئوری پرانتل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تأثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت [۱۱] استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساواترت [۱۲] به کار رفته است. در این روش پلان مورد نظر به تعدادی پنل تقسیم می‌شود و هر پنل با جریان حلقوی نعلی شکل جایگزین می‌شود. این جریان حلقوی نعلی شکل

سرعت شره‌ی هوایی کناری استفاده شده، سرعتی است که روی سه چهارم وتر جریان حلقوی و ترسو چپ اولین پنل محاسبه گردیده است.



شکل ۲- جزئیات یک ردیف و ترسو از جریان نعلی شکل

لیفت بعدی که محاسبه شده است لیفتی است که در امتداد جریان حلقوی نعلی شکل و ترسو بین یک چهارم وتر پنل دوم و یک چهارم پنل سوم توسعه داده شده است. این لیفت به یک روش مشابه اولین جریان حلقوی نعلی شکل 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 جریان حلقوی و ترسو دوران معادل با مجموع تفاضل بین دوران پنل اول هر ردیف و تفاضل بین دوران پنل دوم هر ردیف است و سرعت شره‌ی هوایی کناری سرعتی است که در یک چهارم وتر روی جریان حلقوی مرزی و ترسو چپ پنل دوم محاسبه می‌شود. این روش تا آخرین پنل هر ردیف و ترسو ادامه می‌یابد. گردابهای 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 گردابهای مرزی و ترسو همان ردیف می‌باشد. سرعت شره‌ی هوایی کناری توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود:

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

اگر رشته جریان حلقوی 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 جریان حلقوی روی خودش نمی‌تواند سرعت تولید کند. لیفت تولید شده در امتداد یک طول المان از جریان حلقوی مرزی و ترسو که با فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت بال مرجع بی بعد شده است به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود:

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

که  $\Delta \Gamma$  مقدار محلی دوران و  $C_c$  وتر یا طول المان جریان حلقوی مرزی و ترسو است. در امتداد جریان حلقوی مرزی و ترسو در ریشه‌ی بال هیچ لیفتی تولید نمی‌شود زیرا سرعت شره‌ی هوایی کناری برای هندسه و بار متنقارن صفر است.

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

ماتریسی که توسط نرم افزار جهت تعیین قدرت جریان حلقوی 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 زاویه‌ی حملی محلی در نقطه‌ی کنترل بر حسب رادیان تعریف می‌شود.

### محاسبات آبودینامیکی

قدرت دوران جریان حلقوی ( $\Gamma_n/U$ ) در قسمت قبل محاسبه شد و در این قسمت برای محاسبه‌ی لیفت و ممان خمی و سایر مشخصه‌های آبودینامیکی استفاده شده است.

### لیفت و گشتاور با استفاده از جریان حلقوی نعلی شکل کامل

روش توصیف شده در این بخش برای پلان‌های دارای زاویه هفتی و پلان‌های بال-دبایه که در ارتفاع یکسانی قرار ندارند استفاده می‌شود. برای هر دو نوع پلان رفتار خاصی نیاز است چون که سرعت جریان شره هوایی کناری و سرعت جریان شره هوایی به عقب (backwash) علاوه بر سرعت جریان آزاد وجود دارد. تعامل مولفه‌های این سرعت‌ها با جریان حلقوی مرزی در جهت بازه، نیروی لیفت اضافی فراهم می‌کند و تعامل شره‌ی هوایی کناری با جریان حلقوی مرزی در جهت وتر نیروی لیفت 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.

لیفت و ممان خمی و مرکز فشار در جهت بازه برای هر پنل در نصف بال چپ محاسبه می‌شوند. برای هر پنل ابتدا لیفت ناشی از جریان حلقوی مرزی در راستای وتر محاسبه و سپس لیفت ناشی از جریان حلقوی در راستای بازه محاسبه می‌گردد. تئوری کوتا-جاکوفسکی برای لیفت بر واحد طول یک رشته جریان حلقوی برای محاسبه‌ی لیفت بال‌های دارای زاویه هفتی استفاده می‌شود که به صورت زیر است:

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

لیفت توسعه یافته در امتداد جریان حلقوی در جهت وتر در یک ردیف از جریان حلقوی نعلی شکل و ترسو از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت شره‌ی هوایی کناری و قدرت گردابهای محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۲ می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابهای وترسو از لبه‌ی برخورد بال تا یک چهارم پنل وجود ندارد در نتیجه در این محل لیفتی تولید نمی‌شود. روی گردابهای مرزی و ترسو از یک چهارم وتر هر پنل تا یک چهارم وتر پنل بعدی مقدار دوران ثابت بوده ولی مقدار سرعت شره‌ی هوایی کناری 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 جریان حلقوی نعلی شکل می‌باشد. در پنل‌های بعدی، این جریان حلقوی مرزی بین دو ردیف جریان حلقوی نعلی شکل و ترسو قرار دارد و دوران معادل با تفاضل بین دوران‌های پنل اول هر ردیف است و

ممان خمشی در لیفت 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 لیفت در امتداد گردابه‌های مرزی بازه‌سو و وترسوی جریان حلقوی نعلی شکل به دست می‌آید. ضریب بار بازه برای یک پنل به صورت زیر است:

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

برای یک موقعیت بازه‌سوی خاص هر یک از این لیفت‌های وترسو با هم جمع می‌شوند و به ضریب بار بازه تبدیل می‌شوند که به صورت معادله‌ی زیر است:

برای لیفت در امتداد رشته جریان حلقوی 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 لیفت در امتداد رشته جریان حلقوی وترسو:

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

نتایج این معادلات باقیستی ترکیب شوند تا توزیع نهایی حاصل شود. فرض می‌شود ضریب بار بازه در نوک بال صفر باشد این نتیجه مستقیماً از ترکیب معادلات ۲۴ و ۲۵ بدست نمی‌آید. از آنجایی که روش جریان حلقوی یک تقریب متناهی برای تغییرات پیوسته‌ی دوران در سراسر بازه‌ی بال است، هر مقدار از دوران، مقدار متوسط روی عرض یک جریان حلقوی نعلی شکل را نشان می‌دهد.

به منظور تعیین پارامتر تعديل در غلتش بالهای دارای زاویه هفتی، باقیستی توزیع لیفت که از بار بازه‌ی نامتقارن ناشی می‌شود با بازوی گشتاوری بازه‌سوی مناسب ترکیب شود. این ترکیب به صورت زیر بیان می‌شود:

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

و همچنین:

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

لیفت و گشتاور با استفاده از فقط رشته جریان‌های حلقوی در راستای بازه (بازه‌سو)

محاسبه‌ی داده‌های خروجی، لیفت و ممان خمشی و غلتشی، برای بالهایی که زاویه هفتی ندارند در این بخش توصیف می‌شوند. تمام لیفت به وسیله‌ی سرعت جریان آزاد عبوری از رشته جریان حلقوی بازه‌سو تولید می‌شود زیرا در اینجا سرعت‌های شره‌ی هوایی کناری و به عقب وجود ندارد. برای یک پنل واحد لیفت در فرم بدون بعد به صورت زیر می‌شود:

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

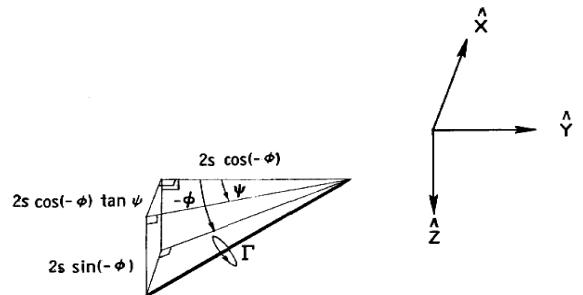
لیفت در امتداد جریان حلقوی بازه‌سو به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان شره‌ی هوایی به عقب، شره‌ی هوایی کناری و دوران پنل وابسته است. سرعت شره‌ی هوایی کناری در معادله ۱۲ داده شد و سرعت شره‌ی هوایی به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود [۱۳]:

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

که:

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

یک رشته جریان حلقوی مرزی در راستای بازه (بازه‌سو) در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- رشته جریان حلقوی مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان

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

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

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

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

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

پارامتر پایداری طولی برای بال حول مبدأ محور  $\hat{X}$  به صورت زیر است:

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

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \left( \frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_L}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (38)$$

محاسبات میدان نزدیک برای درگ القایی برمبنای لیفت و نیروی لبهی برخورد برای هر پنل به صورت زیر است:

$$\frac{d_{ii}}{q_\infty} = \alpha \frac{l}{q_\infty} - \frac{t}{q_\infty} \quad (39)$$

که لیفت بر واحد بازه  $1/q_\infty$  برای پلانهای بدون زاویه هفتی از معادله ۲۸ و برای پلانهای دارای زاویه هفتی از معادلات ۱۳ و ۱۶ محاسبه می شود. نیروی لبهی برخورد بر واحد بازه به سیله تئوری کوتا-جاکوفسکی محاسبه می شود جایی که مولفه های سرعت جریان آزاد و القایی موادی با صفحه می شود. در تعامل با رشتہ جریان حلقوی مرزی بازه سو هستند و به صورت

زیر بیان می شوند:

$$\frac{t}{q_\infty} = -2 \left( \frac{w}{U} - \frac{v}{U} \tan \phi - \alpha \right) \left( \frac{\Gamma}{U} \right)_{a,rad} \quad (40)$$

در نهایت حل میدان نزدیک برای پارامتر درگ القایی می شود:

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

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

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

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

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

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

علاوه بر این توزیع بار بازه  $c_l c / C_{L,\tau} c_{av}$  و نسبت ضریب لیفت محلی  $c_l / C_{L,\tau}$  لیست شده اند که در آن ضرایب لیفت برمبنای لیفت به سبب بار

اضافی و ضریب لیفت کلی  $C_{L,\tau}$  برمبنای سطح درست پلان  $\tau$  است.

ضریب فشار افزایشی به صورت زیر تعریف می شود:

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

از آنجایی که روی هر پنل فشار یکنواخت فرض می شود 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:

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

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

$$C_L = \frac{S_\tau}{S_{ref}} \int_0^1 \frac{c_l c}{c_{av}} d \left( \frac{\hat{y}}{b/2} \right) \quad (48)$$

یا به صورت تقریبی:

$$C_L = \frac{8}{S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n \quad (49)$$

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

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{1}{c_{ref}} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (50)$$

ممان خمشی در لیفت صفر:

$$C_{m_o} = \frac{8}{c_{ref} S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{tc,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} C_{L,tc} \quad (51)$$

مرکز فشار در راستای بازه:

$$y_{cp} = \frac{1}{b/2} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{y}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (52)$$

و ضریب بار بازه به صورت زیر است:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\frac{b}{2} \sum_{i=1}^j \frac{\Gamma_i}{U}}{2 \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n} \quad (53)$$

روش مشابه روش استفاده شده برای محاسبه پارامتر تعديل غلتی برای بالهای دارای زاویه هفتی می تواند برای محاسبه  $C_{lp}$  برای بالهای بدون زاویه هفتی نیز استفاده شود بجز اینکه سهم مربوط به جریان حلقوی و ترسو حذف شود. بنابراین معادله ۲۶ به صورت زیر می شود:

$$C_l = \frac{2}{q_\infty S_{ref} b} \left[ \sum_{n=1}^{N/2} 2 \left( \frac{\Gamma}{U} \right) \hat{y}_{s,n} 2s_n \right] \quad (54)$$

و همچنین:

$$C_{lp} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (55)$$

درگ القایی و سایر پارامترهای آبودینامیکی

در این بخش آخرین داده های لیست شده در خروجی برنامه محاسبه شده اند. این داده ها شامل پارامتر تعديل خمس، لیفت به سبب نرخ خمس، پارامتر درگ القایی، زاویه حمله برای لیفت صفر، زاویه حمله برای ضریب لیفت مطلوب، توزیع بار بازه پایه، توزیع بار بازه اضافی می باشد. مشتق خمشی با استفاده از قدرت های جریان حلقوی بدست آمده با مقادیر شرایط مرزی که یک حرکت خمشی ثابت را نشان می دهد، محاسبه می شود و این قدرت های جریان حلقوی برای محاسبه  $C_L$  و  $C_m$  به کار می روند.

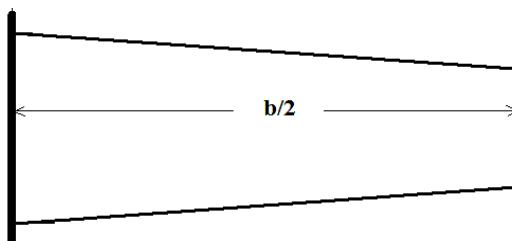
$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left( \frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_m}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (56)$$

همان درگ ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر درگ اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.

**اثر پیچش روی مشخصه های آبرو دینامیکی**  
همانطور که قبلا اشاره شد در کار حاضر سعی شده است اثر پیچش روی مشخصه های آبرو دینامیکی بال به طور ساده مورد بررسی قرار گیرد. بدین منظور بال ذوزنقه شکلی با مشخصات زیر در نظر گرفته شده است. (جدول ۱ و شکل ۷)

جدول ۱- مشخصات بال مورد نظر

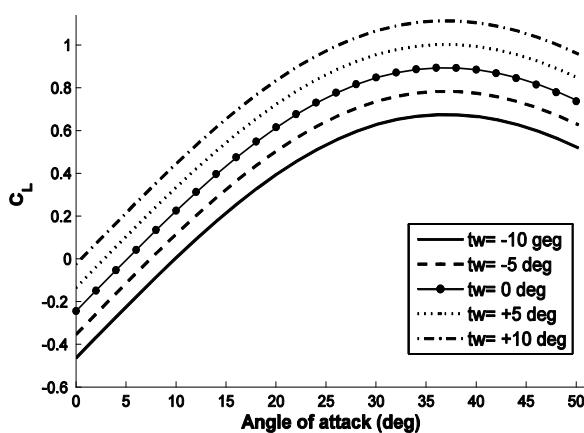
پارامتر	مقدار
نصف باze (semi span)	۲ ft
وتر ریشه بال	۹.۵ inches
وتر نوک بال	۵.۹ inches
نوع ایرفویل	NACA ۰۰۱۵



شکل ۷- بال ذوزنقه ای استفاده شده در کار حاضر

برای پنج زاویه پیچش مختلف نتایج آبرو دینامیکی بدست آمده است که در ادامه این نتایج رسم شده اند. توجه شود که منظور از پیچش مثلا ۵ درجه یعنی اینکه ریشه بال ثابت بوده و نوک بال ۵ درجه پیچانده شده است و توزیع پیچش در طول بازه به صورت خطی می باشد.

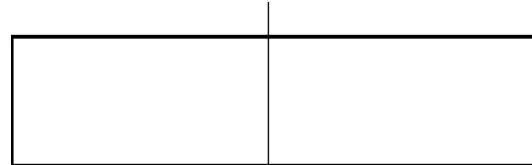
در ادامه منحنی های ضریب لیفت و ضریب درگ بر حسب زاویه حمله در شکل های ۸ و ۹ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود هر چه زاویه پیچش بیشتر می شود ضریب لیفت افزایش یافته و ضریب درگ کاهش می یابد. بنابراین ایجاد پیچش در بال موجب بهبود مشخصه های آبرو دینامیکی بال می شود اما باایستی توجه شود که ایجاد پیچش زیاد موجب می شود که جدایش جریان زودتر اتفاق بیفتد.



شکل ۸- منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله

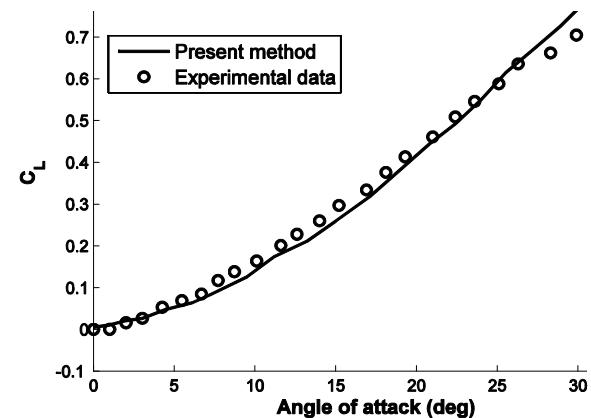
## مقایسه نتایج روش حاضر با نتایج تجربی

ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج روش حاضر، نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی یک بال مستطیلی (شکل ۴) مقایسه شده است. نتایج تجربی این بال از مرجع [۱۶] استخراج شده است.



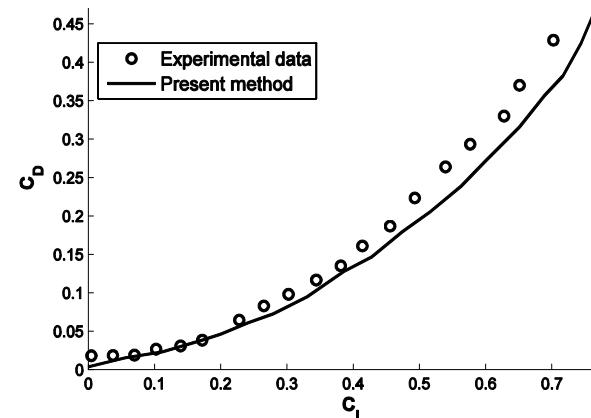
شکل ۴- بال مستطیلی با نسبت منظری ۰/۲

ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله و ضریب درگ بر حسب ضریب لیفت برای بال مورد نظر در شکل های ۵ و ۶ رسم شده است.



شکل ۵- منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله

همانطور که در نمودار بالا دیده می شود تطابق خوبی بین داده های تجربی و نتایج روش حاضر وجود دارد.

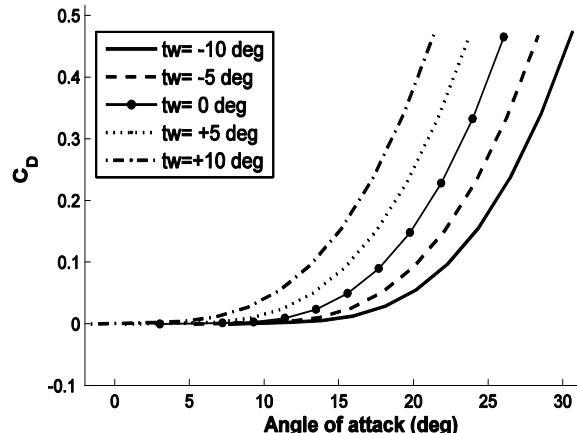


شکل ۶- منحنی ضریب لیفت بر حسب ضریب درگ

شکل ۶ منحنی درگ قطبی ( $C_D$ ) بر حسب ( $C_L$ ) را نشان می دهد، دیده می شود در لیفت صفر داده های تجربی مقدار خیلی کم حدود دو صدم را نشان می دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می کند که این

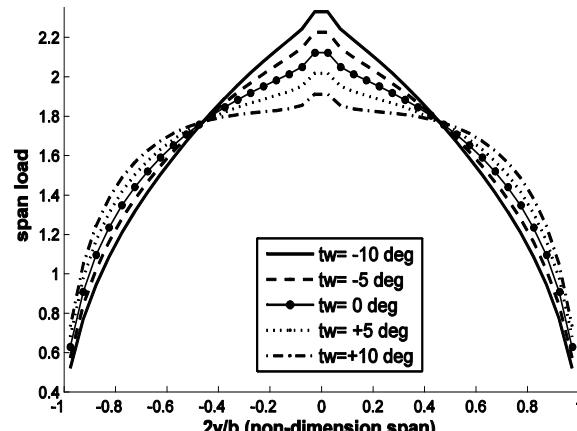


$C_{mq}$	پارامتر دمپ خمث
$C_{lp}$	ضریب لیفت به سبب نرخ خمث
$C_s$	ضریب مکش
$C_T$	ضریب نیروی لبه برخورد
$C_{av}$	وتر متوسط
$c_l$	ضریب لیفت محلی
$C_{ref}$	وتر بال مرجع
$\bar{F}$	جمع تابع تاثیر $F$
$M_y$	گشتاور خمثی
$N$	ماکریم تعداد پنل روی بال
$P$	فشار
$q_\infty$	فشار دینامیکی جریان آزاد
$S_{ref}$	مساحت بال مرجع
$S_\tau$	مساحت درست بال
$t$	نیروی لبه برخورد محلی
$T$	نیروی لبه برخورد
$U$	سرعت جریان آزاد
$u$	سرعت آشفته‌ی برگشتی
$V$	سرعت برآیند
$v$	سرعت به کناره‌ها (سایدواش)
$w$	سرعت شره‌ی هوایی پایینی (دانواش)
<b>فهرست عالمی یونانی</b>	
$\Gamma$	قدرت جریان حلقوی
$\phi$	زاویه هفتی
$\rho$	چگالی
$\psi$	زاویه تاب بال
<b>مراجع</b>	



شکل ۹- منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله

در شکل ۱۰ منحنی توزیع بار روی بازه ارائه شده است همانطور که مشاهده می‌شود هرچه زاویه پیچش زیادتر می‌شود توزیع بار متقارن تر شده و به توزیع بیضوی نزدیک‌تر می‌شود.



شکل ۱۰- منحنی توزیع بار بازه‌ی بال

#### نتیجه‌گیری کلی

همانطور که در بخش نتایج اشاره شد پیچش هندسی موجب بهبود ضرایب آبودینامیکی و متقارن‌تر شدن توزیع بار می‌گردد. معمولاً توزیع پیچش روی بازه‌ی بال طوری در نظر گرفته می‌شود که به طرف نوک بال زاویه حمله کاهش یابد، با این کار جدایش در نوک بال به تاخیر می‌افتد و به این ترتیب کنترل غلتیش هواییما بهبود می‌یابد. امروزه تقریباً در همه‌ی هواییماها مقدار کمی پیچش در بال‌ها ایجاد می‌شود البته مقدار زاویه پیچش و منحنی توزیع پیچش روی بازه‌ی بال بسیار حائز اهمیت است.

#### فهرست عالمی

b	بازه‌ی بال
c	وتر
$C_{Di}$	ضریب درگ القایی
$C_L$	ضریب لیفت
$C_{lp}$	پارامتر دمپ غلتیش
$C_m$	ضریب ممان خمثی

- [11] Glauert, H., "The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory". Second ed., Cambridge, Univ. Press, 1948.
- [12] ROBINSON, A., and J.A. LAURMANN, "Wing Theory, Chap 1," Cambridge University Press, Cambridge, England, 1956.
- [13] Rubbert, Paul E., "Theoretical Characteristics of Arbitrary Wings by a Non-Planar Vortex Lattice Method", Doc. No. D6-9244, Boeing Co., Feb. 1964.
- [14] Lamar, J., "A career in vortices and edge forces", THE AERONAUTICAL JOURNAL, FEBRUARY 2012, VOLUME 116, NO 1176.
- [8] 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 and Exhibit 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii, AIAA 2008-6966
- [9] Couto, D., and Brailovski, V., and Terriault, P., "Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing," Journal Aerospace Science and Technology, Accepted 19 January 2010
- [10] Sofla, A.Y.N., and Meguid, S.A., and Tan, K.T., and Yeo, W.K., "Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges" Journal Materials and Design, Accepted 7 September 2009