

## تحلیل دو بعدی ایرفویل های چند المانی بکمک روش پنل عددی

فرید خالقی  
دانشجوی کارشناسی ارشد دانشکده مکانیک  
دانشگاه صنعتی اصفهان

وحید رضایی  
دانشجوی کارشناسی ارشد دانشکده مکانیک  
دانشگاه صنعتی اصفهان

احمد صداقت  
استاد یار دانشکده مکانیک  
دانشگاه صنعتی اصفهان

### چکیده

از روش پنل عددی برای طراحی اولیه بال و بدنه هواپیماها در شرکتهای بزرگ هواپیماسازی استفاده می شود. در این مقاله یک برنامه رایانه‌ای برای تحلیل دو بعدی ایرفویل‌های چند المانی در وضعیت های فلپ و اسلت دلخواه، تحت زاویه‌های حمله مختلف با استفاده از روش پنل عددی با توزیع چشمه و دابلت یکنواخت تهیه شده است. جهت ارزیابی این برنامه از چندین ایر فویل متفاوت از جمله ایرفویل NLR 7301 استفاده شده است و نتایج حاصل از برنامه با نتایج تجربی مقایسه شده است که تطابق بسیار خوبی را نشان می دهد.

واژه‌های کلیدی: آئرو دینامیک - روش پنل - ایرفویل‌های چند المانی - اسلت - چشمه و چاه و دابلت.

### مقدمه:

گردابه نیز باید استفاده شود. از این رو در تحقیق حاضر از توزیع جریان چشمه و چاه و جریان دابلت استفاده شده است.

### تئوری:

معادله پیوستگی برای جریان تراکم ناپذیر و غیر چرخشی به معادله لاپلاس تبدیل می شود

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (1)$$

که در آن  $\phi$  پتانسیل سرعت بوده و رابطه پتانسیل  $\phi$  با سرعت به صورت زیر تعریف می گردد:

$$\vec{V} = \nabla \phi \quad (2)$$

از آن جایی که معادله لاپلاس یک معادله خطی پاره ای مرتبه دوم است، اگر  $\phi_1, \phi_2, \phi_3, \dots, \phi_n$  نشاندهنده  $n$  جواب مجزای معادله (۱) باشند آنگاه

$$\phi = \phi_1 + \phi_2 + \phi_3 + \dots + \phi_n \quad (3)$$

نیز جواب معادله (۱) خواهد بود. بر خلاف روش هایی که از RANS استفاده می کنند در این جا نیازی به حل جریان حول ایر فویل نمی باشد بلکه در روش پنل قدرت های مجهول نقاط منفرد با اعمال شرط صفر بودن سرعت بر روی سطح یعنی

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0 \quad (4)$$

بدست می آیند. پس از تعیین قدرت های مجهول نقاط منفرد میتوان به راحتی توزیع سرعت مماس، فشار بر روی سطح و در نهایت بارهای آیرودینامیکی را محاسبه نمود.

طراحی سیستم های چند المانی با نیروی بالا بر زیاد برای هواپیماها همواره مورد توجه محققین قرار داشته است. اگر چه این سیستم‌ها پیچیده و گران قیمت هستند اما برای بالا بردن کارایی کروز و کاهش مسافت طی شده تا بلند شدن هواپیما از زمین برای هواپیماهای غیر نظامی ضروری هستند [۱].

موفقیت تئوری پنل عددی برای حل میدانهای جریان ناپایا برای هواپیماها همچنان این روشها را به عنوان ابزاری کار آمد در تحلیل های آئرو دینامیکی اولیه برای شرکتهای طراح و سازنده هواپیما نگاه داشته است. روش پنل بر اساس قضیه گرین که بیان می کند سرعت پتانسیل در هر نقطه میدان جریان برابر مجموع اثرات نقاط منفرد توزیع شده روی سطح جسم است عمل می کند. قدرت این نقاط منفرد بر روی سطح مرزی به گونه ای محاسبه می شود که مجموعه ای از شرایط مرزی پیش بینی شده بر روی سطح و همچنین شرط کوتا در لبه حمله ارضا گردد.

روشهای متعددی برای حل جریان تراکم ناپذیر و غیر لزج به کمک تئوری پنل بر روی اجسام مختلف ایجاد شده است [۲]. همه این روشها با ایجاد پنل هائی سطح جسم را پوشش می دهند و جریانهای منفرد نظیر جریان چشمه و چاه نقطه ای، جریان دابلت و جریان گردابه با قدرتهای مجهول بر روی پنل ها توزیع می شوند. سپس با حل دستگاه معادلات به وجود آمده به روش حذفی گوس یا روش گوس-جردن در کامپیوترهای موازی شده قدرت های مجهول یافته می شود.

برای سطوح آئرو دینامیکی بدون برآ توزیع جریانهای منفرد چشمه و چاه برای حل عددی به روش پنل کافی هستند. اما برای سطوح آئرو دینامیکی برآزا علاوه بر چشمه و چاه، دابلت و یا

$$\nabla\phi^*(x, y, z) = \frac{-1}{4\pi} \int_{S_B} \sigma \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_W} \mu \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS \quad (10)$$

با جایگذاری در شرط مرزی خواهیم داشت :

$$\left\{ \frac{-1}{4\pi} \int_{S_B} \sigma \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_W} \mu \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \nabla\phi_\infty \right\} \cdot \hat{n} = 0 \quad (11)$$

این معادله اساس حل برای بسیاری از روش ها است و باید در همه نقاط سطح ارضا گردد. برای این منظور تعدادی نقطه روی سطح انتخاب کرده و معادله ۱۱ را برای آنها اعمال می کنیم. نتیجه یک سری معادلات جبری که مجهولات آن قدرت نقاط منفرد است خواهد بود که با حل این دستگاه معادلات و یافتن قدرت نقاط منفرد ، بارهای آیرودینامیکی به آسانی محاسبه می گردند .

#### شرط مرزی دیریکله

در این روش پتانسیل اغتشاشات  $\phi$  بایستی بر روی سطح جامد  $S_B$  مشخص شود. با توزیع المانهای منفرد بر روی سطح و قرار دادن نقطه  $P(x, y, z)$  در داخل سطح  $S_B$ ، پتانسیل داخلی  $\phi_i^*$  مقداری ثابت و بر حسب توزیع المانهای منفرد به شکل زیر خواهد شد :

$$\phi_i^*(x, y, z) = \frac{-1}{4\pi} \int_{S_B} \sigma \left( \frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_W} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) dS \quad (12)$$

$$+\phi_\infty = Const.$$

معادله فوق مبنائی برای روشهایی است که شرایط مرزی غیر مستقیم بکار می برند. می توان پتانسیل داخلی  $\phi_i^*$  را مقداری ثابت و برابر  $\phi_\infty$  فرض نمود که منجر به رابطه ساده تر زیر می شود :

$$\frac{-1}{4\pi} \int_{S_B} \sigma \left( \frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_W} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (13)$$

در حالت کلی جواب معادله (۱) با توجه به قضیه گرین به صورت مجموعه ای از چشمه ها و دابلت های توزیع شده روی سطح نمایش داده می شود:

$$\phi(P) = \frac{1}{2\pi} \int_{S_B} \left[ \sigma \ln r - \mu \frac{\partial}{\partial n} (\ln r) \right] dS \quad (5)$$

$$- \frac{1}{2\pi} \int_{S_W} \mu \frac{\partial}{\partial n} (\ln r) dS + \phi_\infty(P)$$

که در آن  $n$  بردار یکه نرمال در جهت عمود بر سطح ،  $r$  فاصله مبدا مختصات از نقطه  $P(x, y, z)$  و  $\phi_\infty$  میدان پتانسیل مرز خارجی در بی نهایت است که به صورت زیر تعریف می گردد :

$$\phi_\infty = u_\infty x + v_\infty y + w_\infty z \quad (6)$$

برای به دست آوردن قدرت های مجهول باید ملاحظات فیزیکی را لحاظ نمود تا جواب بدست آمده یکتا باشد زیرا در حالت کلی حتی پس از تعریف شرط مرزی جواب مسئله یکتا نیست. علت این موضوع این است که اولاً هر ترکیبی از چشمه و چاه و دابلت می تواند جواب باشد ، ثانیاً شرط فیزیکی نیاز است که مقدار سیرکولاسیون حول جسم

$$\Gamma = \oint V \cdot d\vec{s} \quad (7)$$

مقدار معینی باشد.

#### شرایط مرزی

شرط مرزی مسئله را می توان با اعمال مستقیم معادله (۴) ارضا نمود(مسئله نیومن). همچنین می توان شرط مرزی (۴) را بصورت غیر مستقیم ارضا نمود که در این حالت به آن مسئله دیریکله گفته می شود. علاوه بر این حل پتانسیل می تواند بصورت ترکیبی از هر دو روش مذکور باشد.

#### شرط مرزی نیومن

شرط عدم نفوذ بر روی مرز جامد  $S_B$  بصورت زیر ظاهر می شود :

$$\nabla(\phi + \phi_\infty) \cdot \hat{n} = 0 \quad (8)$$

که در معادله فوق  $\phi$  پتانسیل ناشی از جریانهای منفرد است و به پتانسیل اغتشاشات موسوم است و  $\phi_\infty$  پتانسیل ناشی از جریان ایده ال آزاد یکنواخت می باشد شرط مرزی دیگر علاوه بر معادله (۱۱) این است که پتانسیل اغتشاشات سرعت در فاصله بسیار دور از جسم از بین برود یعنی

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \phi = 0 \quad (9)$$

که این شرط برای حل در نظر گرفته شده به صورت خودکار ارضا می شود. طبق نتیجه قضیه گرین برای حل پتانسیل کل،  $\phi^*$  در هر نقطه دلخواه  $P(x, y, z)$  بر حسب انتگرالهای بر روی مرزها مطابق معادله (۴)، گرادیان پتانسیل بصورت زیر داده می شود :

برای برقراری رابطه فوق لازم است که قدرت چشمه  $\sigma$  مطابق زیر تعیین شود:

$$\sigma = \hat{n} \cdot V_{\infty} \quad (14)$$

برای اینکه روش عددی فوق جواب یگانه ای داشته باشد، بایستی توزیع دابلت های ناحیه دنباله معلوم باشد یا به دابلت های مجهول روی سطح  $S_B$  ربط داده شوند (شرط کوتا). با ایجاد یک سری معادلات جبری بر حسب توزیع قدرت دابلت های مجهول  $\mu$  توسط معادله (16) و حل آنها جواب یگانه پتانسیل حاصل می شود. لازم به ذکر است که برای اجسام خیلی نازک رابطه (17) ممکن است منجر به ناپایداری عددی شود.

### توزیع جریانهای منفرد

در این مقاله از روش پنل عددی با استفاده از توزیع چشمه و دابلت استفاده شده است. در این روش ترکیبی از توزیع چشمه و دابلت بر روی سطح به همراه مدلی برای دنباله و اعمال شرط کوتا در نظر گرفته می شود. ابتدا سطح جسم به  $N$  پنل سطحی تقسیم و یک پنل هم برای دنباله در نظر گرفته می شود.

با فرض  $\phi_i^* = \phi_{\infty}$  و به کار گیری شرط مرزی دیریکله معادله 11 به صورت زیر نوشته می شود:

$$\sum_{j=1}^N \frac{1}{2\pi} \int_{panel} \sigma \ln r \, dS - \sum_{j=1}^N \frac{1}{2\pi} \int_{panel} \mu \frac{\partial}{\partial n} (\ln r) \, dS = 0 \quad (15)$$

تاثیر قدرت ثابت دابلت پنل  $j$ ام بر روی نقطه کنترل  $p$  به صورت زیر به دست می آید:

$$\frac{1}{2\pi} \int_{panel} \frac{\partial}{\partial n} (\ln r) \, dS \Big|_j \equiv C_j \quad (16)$$

به همین ترتیب تاثیر قدرت ثابت چشمه پنل  $j$ ام بر روی نقطه  $P$  برابر می شود با:

$$\frac{1}{2\pi} \int_{panel} (\ln r) \, dS \Big|_j \equiv B_j \quad (17)$$

در نتیجه تاثیر همه پنل ها بر روی نقطه داخلی  $P$  بصورت زیر بدست می آید:

$$\sum_{j=1}^N B_j \sigma_j + \sum_{j=1}^N C_j \mu_j = 0 \quad (18)$$

با فرض  $\phi_i^* = \phi_{\infty}$  به همراه معادله (14) برای قدرت چشمه، همچنین استفاده از معادله (17) برای محاسبه  $B_j$  ها ترم اول معادله (20) معلوم بوده و می توان آن را به سمت راست معادله انتقال داد.

با اعمال شرط کوتا می توان قدرت دابلت دنباله را بر حسب قدرت دابلت های مجهول سطح به صورت زیر مشخص نمود:

$$(\mu_1 - \mu_N) + \mu_w = 0 \quad (19)$$

به کمک رابطه جبری فوق و با تلفیق ضرایب  $C_j$  در ضریب  $C_w$  خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} a_{ij} &= c_{ij} & j &\neq 1, N \\ a_{j1} &= c_{j1} - c_{iw} & j &= 1 \\ a_{iN} &= c_{iN} - c_{iw} & j &= N \end{aligned} \quad (20)$$

بنابراین معادله (18) برای هر نقطه کنترل  $P$  بصورت زیر نوشته می شود:

$$\sum_{j=1}^N A_j \mu_j = -B_j \sigma_j \quad (21)$$

با تشکیل  $N$  معادله جبری در  $N$  نقطه کنترل در معادله (21) می توان مقادیر مجهول  $\mu_j$  را به دست آورد. مقادیر مجهول  $\sigma_j$  از معادله (14) به دست می آیند.

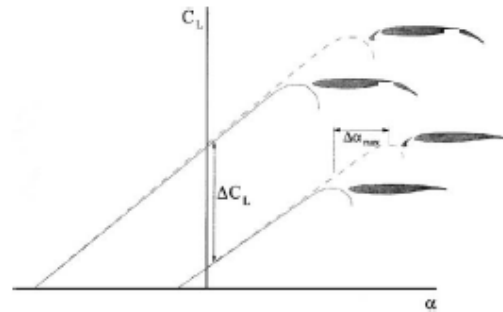
### دو بعدی بودن جریان

جریان حول ایرفویل های چند المانی در یک تونل باد ممکن است از جریان دو بعدی انحراف زیادی داشته باشد. علت این امر توسعه جریان ثانویه در گوشه های بوجود آمده توسط ایر فویل و دیواره های تونل باد است. قدرت و وسعت این جریان با افزایش زاویه حمله و همچنین زاویه انحراف فلپ به طور مستقیم افزایش می یابد. برای ایر فویل های با نسبت منطری ۲ و کمتر از ۲ این اثرات قابل ملاحظه است [۳]. در این تحقیق نسبت منطری به منظور کاهش اثرات سه بعدی جریان بزرگتر از ۲ در نظر گرفته شده است.

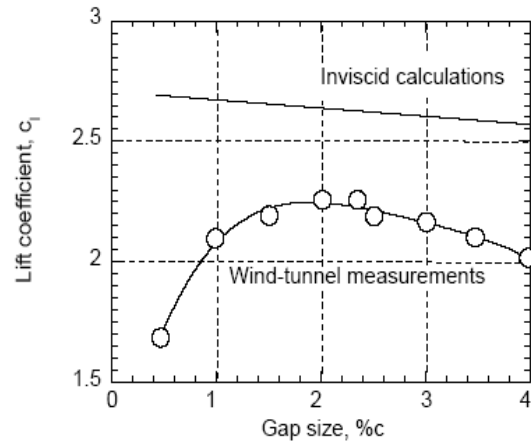
### اثر فلپ و اسلت

یک وسیله در لبه حمله به مانند یک اسلت زاویه واماندگی و در نتیجه ضریب برای ماکزیمم را افزایش می دهد در حالی که یک وسیله در لبه فرار مانند یک فلپ یک جابجایی به سمت بال در منحنی ضریب برا ایجاد می نماید (شکل ۱). عملکرد آبرو دینامیکی بال های چند المانی به تغییرات کوچک اندازه درز و میزان همپوشانی بسیار حساس است. شکل ۲ نمودار ضریب برا بر حسب فاصله درز را برای یک ایر فویل دو المانی دارای یک فلپ نشان می دهد [۴]. همانطور که از شکل مشاهده می شود با کاهش فاصله درز ضریب برای لزوج افزایش می یابد در حالی که اندازه گیری ها در تونل باد اندازه بهینه درز بهینه که حدوداً برابر ۰.۰۲c است را نشان می دهد. کاهش نیروی برا در اندازه درزهای بزرگ بیشتر به علت گسترش لایه مرزی روی ایر فویل اصلی و فلپ است در صورتی که کاهش نیروی برا در اندازه درزهای کوچک به علت تلاقی دنباله ایرفویل اصلی و لایه مرزی روی سطح فلپ می باشد.

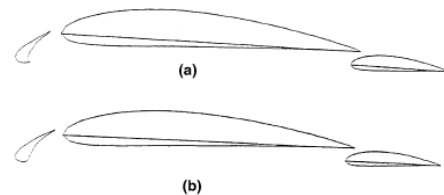
شکل ۳ نمای یک اسلت نوع مر سوم و یک اسلت نوع پیشرفته را نشان می دهد. آزمایشات نشان می دهد در ناحیه پشت یک اسلت مرسوم یک جریان چرخشی وجود دارد که بر روی توسعه لایه مرزی و توزیع سرعت و فشار بر روی ایر فویل اصلی اثر می گذارد [۵]. در اسلت نوع پیشرفته این جریان چرخشی به علت هموار بودن آن کاهش یافته است. آزمایش های انجام شده توسط مداح و دیگران [۶] نشان میدهد که ایر فویل چند المانی دارای اسلت پیشرفته از نظر بالا تر بودن سرعت متوسط و چه از نظر کمتر بودن میزان اغتشاش دارای عملکرد بهتری نسبت به ایر فویل چند المانی مجهز به اسلت نوع مر سوم است.



شکل ۱- اثر اسلت و فلپ بر روی ایر فویل چند المانی



شکل ۲- اثر اندازه درز بر روی ضریب برای ایر فویل دو المانی در  $M=0.2$  و  $Re=3700000$



شکل ۳- انواع اسلت (a) نوع مرسوم (b) نوع پیشرفته

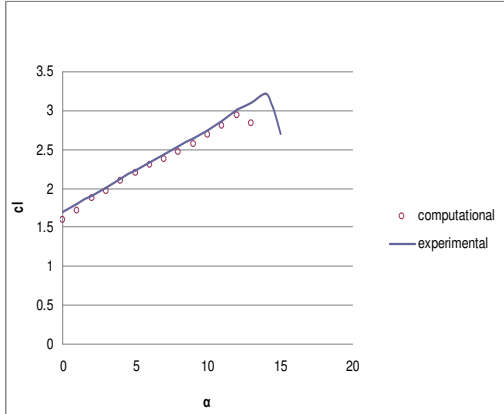
### نتایج

شکل ۴ توزیع فشار را برای ایر فویل NLR 7301 تحت زاویه حمله ۶ درجه همراه با یک فلپ که 32% طول خط وتر آن منحرف شده است تحت زاویه ۲۰ درجه و با فاصله درزی برابر 2.6% طول وتر را نشان می دهد. عدد ماخ جریان آزاد برابر ۰.۱۸۵ و عدد رینولدز برابر  $10^6 * 2.51$  می باشد. نتایج حاصل از محاسبات با نتایج تجربی وندن برگ و اسکام [۷] برای ایر فویل فوق تحت زاویه حمله ۶ درجه مقایسه شده اند. نتایج حاصل از آزمایش با نتایج تجربی سازگاری نسبتاً خوبی دارند هر چند مقداری اختلاف به خصوص در ناحیه فلپ بین داده های تجربی و نتایج حاصل از آزمایش وجود دارد که علت آن نا دیده گرفتن اثرات لایه برشی می باشد.

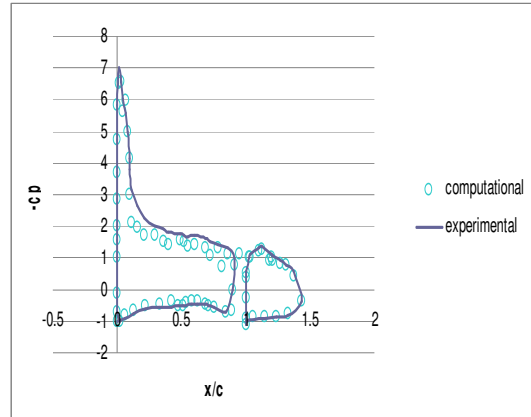
شکل ۵ توزیع فشار را برای ایر فویل NASA همراه با فلپ و شکل ۶ توزیع فشار را برای ایر فویل NASA همراه با اسلت نشان می دهند. با ضریب بالا بر زیاد با عدد ماخ جریان آزاد برابر ۰.۲۰۱ و عدد رینولدز  $10^6 * 2.83$  نشان می دهد. نتایج حاصل از محاسبات با نتایج عمر و دیگران [۸] مقایسه شده اند. همانطور که در شکل ۵ نشان داده شده است نتایج حاصل از محاسبات در این حالت نیز سازگاری نسبتاً خوبی با نتایج حاصل از آزمایش دارد.

شکل ۷ نمودار ضریب بالا بر بر حسب زاویه حمله را برای ایر فویل یکسان نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود ضریب بالا بر محاسبه شده کمی بیشتر از مقدار تجربی می باشد. علت این امر نادیده گرفتن اثر تداخل لایه مرزی روی لبه بالای فلپ و دنباله ایر فویل اصلی است.

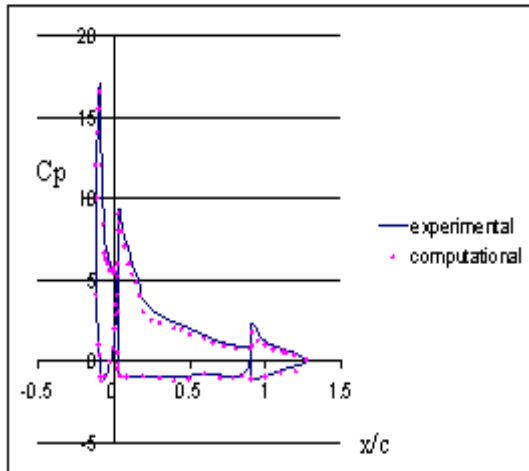
تا این جا دقت برنامه تدوین شده برای ایر فویل های دو المانی همراه با فلپ و یا اسلت مورد بررسی قرار گرفت. همانطور که نشان داده شد روش مورد استفاده از دقت قابل قبولی برای این ایر فویل ها برخوردار است. برای بررسی دقت برنامه برای ایر فویل های سه المانی یک ایر فویل [۹] دارای یک فلپ با زاویه انحراف ۲۰ درجه و اسلت با زاویه انحراف ۲۵ درجه در عدد ماخ برابر ۰.۲ و عدد رینولدز  $3.52 \times 10^6$  بررسی شده است. شکل ۸ توزیع فشار را برای ایر فویلی سه المانی فوق نشان می دهد. همانطور که از شکل ۸ مشاهده می گردد نتایج بدست آمده از این روش تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی دارد و برنامه تدوین شده برای اینگونه ایر فویل ها نیز از دقت قابل قبولی برخوردار است.



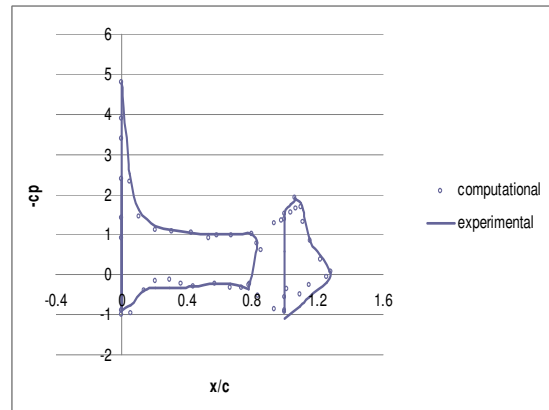
شکل ۷- مقایسه نتایج تجربی و محاسباتی ضریب برآبر حسب زاویه حمله برای ایر فویل NASA همراه با فلپ.



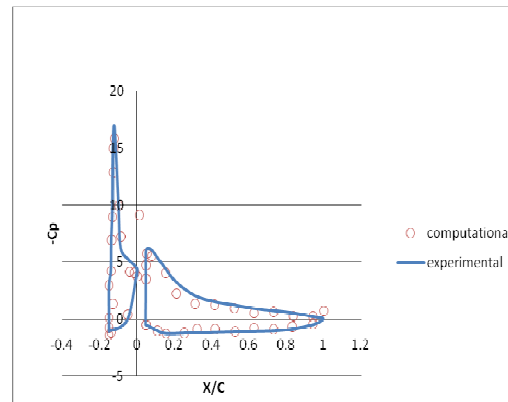
شکل ۴- مقایسه نتایج تجربی [۷] و محاسباتی توزیع فشار بر روی ایر فویل NLR 7301 همراه با فلپ در زاویه حمله  $\alpha = 6^\circ$ .



شکل ۸- مقایسه نتایج تجربی و محاسباتی توزیع فشار بر روی ایر فویل سه المانی همراه با فلپ و اسلت در زاویه حمله  $\alpha = 20^\circ$ .



شکل ۵- مقایسه نتایج تجربی [۸] و محاسباتی توزیع فشار بر روی ایر فویل NASA همراه با فلپ در زاویه حمله  $\alpha = 0.01^\circ$ .



شکل ۶- مقایسه نتایج تجربی [۸] و محاسباتی توزیع فشار برای ایر فویل NASA همراه با اسلت در زاویه حمله  $\alpha = 25^\circ$ .

## مراجع

1. C.P. van Dam, "The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 38, pp. 101-144, 2002
2. Katz, J. and poltkin, A. *Low-Speed Aerodynamic*, MacGraw Hill, 1991.
- 3- A. Nakayama, H.P. Kreplin, H.L. Morgan, Experimental investigation of flowfield about a multielement airfoil, *AIAA J.* 28 (1) (1990) 14-21.

- 4- Brune GW, McMasters JH. Computational aerodynamics applied to high-lift systems. In: Henne PA, editor. Applied computational aerodynamics, progress in aeronautics and astronautics., Vol. 125. New York: AIAA, 1989. p. 389–433.
- 5- T.E. Nelson, D.W. Zingg, G.W. Johnston, Compressible Navier– Stokes computations of multi-element airfoil flows using multiblock grids, *AIAA J.* 32 (3) (1994) 506-511
- 6- Investigation of slat heel effect on the flow field over multi-element aerofoils. Maddah, SR; Gough, T.; Pierscionek, B.; Bruun, HH pp. 651-658.
- 7- B. Van den Berg and B. Oskam, “Boundary Layer Measurements on a Two-Dimensional Wing with Flap and a Comparison with Calculations,” *AGARD CP-271*, Sept. 1979.
- 8- E. Omar, T. Zierden and A. Mahal, “Two-Dimensional Wind Tunnel Tests of a NASA Supercritical Airfoil with Various High Lift Systems,” *NASA CR-2215*, 1977.
- 9- I.R.M. Moir, “Measurements on a two-dimensional Aerofoil with High-Lift Devices,” *AGARD-AR-303*, Test Case A-2, 1994.