

## کنترل جریان آرام به کمک مکش بر روی ایرفویلها

مجتبی احمدی<sup>۱</sup>، احمد صداقت<sup>۲</sup>، محسن ثقفیان<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک؛ m.ahmadi@me.iut.ac.ir

<sup>۲</sup> استادیار، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک؛ sedaghat@cc.iut.ac.ir

<sup>۳</sup> استادیار، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک؛ saghafian@cc.iut.ac.ir

### چکیده

در تحقیق حاضر اثر مکش بر پایداری جریان عبوری حول یک ایرفویل بررسی شده است. تحلیل جریان حول ایرفویل با حل معادلات ناویر-استوکس دوبعدی انجام می گردد که برای اینکار از یک کد عددی TVD استفاده می شود که معادلات مزبور را به روش ضمنی حل می کند. برای تعیین نقطه گذار جریان از روش  $e^N$  استفاده شده است. این روش که بر مبنای تحلیل پایداری خطی بنا نهاده شده است، از حل معادله اور-سامرفلد برای تعیین میزان رشد امواج اغتشاشی استفاده می کند. برای ارزیابی روش حل، نتایج کد حاضر با نتایج تجربی تحلیل جریان بر روی ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 مقایسه شد که تطابق خوبی بین نتایج تحقیق حاضر و نتایج تجربی برقرار می باشد. پس از ارزیابی روش حل و اطمینان حاصل کردن از صحت کارکرد کدهای کامپیوتری، فرآیند جستجوی مقادیر بهینه پارامترهای موثر بر مکش نظیر محل اعمال مکش و میزان مکش اعمال شده با هدف بیشینه کردن دو کمیت نسبت لیفت به دراگ و محل گذار جریان انجام شد.

**کلمات کلیدی:** مکش، ایرفویل دوبعدی، نقطه گذار، تحلیل پایداری، معادله اور-سامرفلد

### مقدمه

در چند دهه اخیر توسعه و ارتقاء هواپیماهای جدید برای سوددهی بیشتر در دستور کار شرکتهای سازنده قرار گرفته است. استفاده از عواملی که باعث بهبود راندمان آنها شوند منجر به صرفه جویی اساسی در هزینه های عملکردی می گردند. به عنوان مثال کاهش دراگ هواپیما به میزان فقط یک درصد، سبب صرفه جویی مبالغ زیادی برای یک شرکت هوایی می شود. از اینرو بهبود ضرایب آیرودینامیکی مورد توجه خاص شرکتهای سازنده واقع شده است. یکی از خواسته های مطلوب در طراحی هواپیما ها و وسایل نقلیه هوایی، بدست آوردن جریانی آرام روی بالها می باشد تا بدین طریق دراگ اصطکاکی بال کاهش یافته و مصرف سوخت هواپیما نیز کاهش یابد. زیرا در جریانهای آرام، گردانهای سرعت و تنش های برشی معمولاً کوچکتر هستند و به همین خاطر نیروی دراگ اصطکاکی ناشی از آن روی سطوح یک وسیله متحرک کمتر از دراگ اصطکاکی ناشی از یک جریان مغشوش می باشد. یکی از روشهایی که در این زمینه مورد استفاده قرار می گیرد کنترل جریان آرام<sup>۱</sup> یا

به اختصار LFC است که از فواید آن به کاهش نیروی دراگ و افزایش نیروی لیفت می توان اشاره کرد [۱]. کنترل جریان بصورت دستکاری کردن میدان جریان برای ایجاد یک تغییر مطلوب تعریف می گردد که برای مثال این تغییر می تواند شامل به تاخیر انداختن گذار، توقف یا افزایش اغتشاش، افزایش انتقال حرارت و یا جلوگیری از جدایش لایه مرزی باشد. برای جریان عبوری حول یک ایرفویل، کنترل جریان با هدف کاهش نیروی دراگ، افزایش نیروی لیفت و توقف نویز های جریان انجام می گردد. در عمل مکش عمومی ترین روش برای کنترل جریان آرام است. اینکار با حذف مقدار کمی از هوای درون لایه مرزی توسط مکش از سطوح متخلخل انجام می پذیرد. سطوح متخلخل را می توان با تعبیه سوراخهای کوچک یا بزرگ و یا شیار های باریک در سطح مورد نظر به وجود آورد. از آنجائیکه لایه برشی نزدیک به دیواره با مکش از بین می رود، بنابراین این امر منجر به حذف اثرات لزجت و در نتیجه کاهش نیروی دراگ اصطکاکی جریان می گردد. با اعمال مکش، همچنین فشار مطلق روی سطح فوقانی بال هواپیما کمتر می شود که این مسئله منجر به افزایش نیروی لیفت می گردد [۲]. با اعمال مکش در واقع از جدایش<sup>۲</sup> جریان آرام نیز جلوگیری می شود بدین ترتیب که مکش ذرات سیال کم انرژی نزدیک سطح را از لایه مرزی خارج می کند قبل از آنکه این ذرات فرصتی برای جدایش بدست آورند. در ضمن لایه مرزی جدید تشکیل شده قادر است گردانهای فشار معکوس بیشتری را تحمل کند و در مقابل جدایش مقاومتر است. همچنین مکش باعث ایجاد پروفیلهای سرعت پُرتی<sup>۳</sup> می شود که دارای حد پایداری بیشتری (عدد رینولدز بحرانی بالاتر) نسبت به حالت بدون مکش هستند [۳].

**تاریخچه LFC:** اولین کارهای انجام شده بر روی LFC در اواخر دهه ۳۰ میلادی به صورت تجربی با استفاده از تونل باد برای صنایع هواپیمایی انجام شد. در آن سالها شرکت ناکا<sup>۴</sup> چندین آزمایش را برای طراحی و ساخت ایرفویلهای بهره مند از تکنیک مکش انجام داد و جریان آرام را تا عدد رینولدز های بالایی در حدود هفت میلیون بر مبنای طول وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد بدست آورد که در آن زمان مقدار بسیار زیادی بود [۴]. پس از آن سالها، موضوع جدید مورد بحث در زمینه LFC، پایداری جریان آرام بود. محققان بسیاری

<sup>۲</sup> Separation

<sup>۳</sup> Fuller

<sup>۴</sup> NACA

نظیر بارسلو، اسمیت، واتموف و دیگران با مطالعه ناپایداریهای جریان خصوصا اغتشاشات کوچک دو بعدی (امواج تولمین-شیلخیختینگ) تاثیر این امواج بر پایداری جریان آرام بدست آمده با مکش را بررسی نمودند.

در سالهای پایانی دهه ۷۰ میلادی، همگام با افزایش قیمت نفت، تحقیقات گسترده تری بر روی LFC توسط شرکت‌های بزرگ هواپیمایی جهان انجام شد. اپلر در سال ۱۹۹۹ مساله طراحی ایرفویل‌های دارای تکنیک مکش را به طور جامع بررسی کرد. وی اینکار را با بررسی توزیع مکش، فشار مکشی و میزان تخلخل سطح برای سوراخهای مکشی دایروی با قطر کوچک انجام داد. تا آن سالها فرآیند بهینه سازی کنترل جریان بر روی ایرفویلها با استفاده از مکش، عموماً با استفاده از روش سعی و خطا و یا آگاهی از پارامترهای بهینه کارهای مشابه، توسط چندین محقق انجام شده بود. اما در سال ۲۰۰۴ هانگ و همکاران [۵] با بکار بردن الگوریتم ژنتیک<sup>۱</sup> توانستند مساله کنترل جریان بر روی ایرفویل NACA 0012 را با تعیین پارامترهای بهینه بطور موفقیت آمیزی انجام دهند. در سال ۲۰۰۵ اتیک و همکاران [۶] مساله واماندگی ایرفویل در جریانهای با عدد رینولدز و زوایه حمله بالا ناشی از جدایش جریان روی سطح آن را از طریق روشهای عددی با حل معادلات ناویر-استوکس بررسی کردند. آنها با اعمال مکش توانستند جریان آرام بدون جدایش را حتی در زوایای حمله بالا روی سطح ایرفویل NACA 0012 بدست آورند. برای جلوگیری از جدایش جریان، آنها تکنیک اعمال مکش و دمش بصورت توامان را بکار بردند و به موفقیت‌هایی هم دست یافتند لیکن نتایجی که آنها از اعمال مکش به تنهایی گرفتند دارای کارایی بسیار بالاتری بود.

در دهه اخیر برخی کارهای صورت گرفته در زمینه کنترل جریان، تبدیل به مساله ای برای یافتن توزیع مکش بهینه در سوراخهای مکشی روی سطح شده است. یکی از این کارها توسط پرایتس و حیفی (۲۰۰۶) انجام شده است. آنها با استفاده از تئوری کنترل بهینه<sup>۲</sup> به دنبال مینیمم کردن اغتشاشات جریان با هدف به تاخیر انداختن گذار جریان بر روی بال هواپیما بودند. نتایج ارائه شده در مقاله آنها برای هواپیماهای تجاری با اندازه متوسط قابل استفاده است. اخیراً نیز اتیک و ون دملن در سال ۲۰۰۸ با ایده استفاده از مکش خود بخودی ایجاد شده، اقدام به شبیه سازی عددی کنترل جریان کرده اند. به خاطر مسائل هزینه و فضای مورد نیاز پمپ مکشی آنها پیشنهاد کردند که از اختلاف فشار موضعی که منجر به جدایش جریان می گردد، به عنوان منبعی برای ایجاد مکش استفاده گردد. ناحیه مورد نظر آنها برای اعمال این روش نیز در نزدیکی لبه حمله ایرفویل‌های نازک می باشد.

هدف تحقیق حاضر: هدف کلی از تحقیق حاضر این است که با یک مقدار بهینه مکش با استفاده از حداقل توان مورد نیاز، جریان روی کل سطح ایرفویل به یک جریان آرام تبدیل گردد. برای این کار باید

با یک فرآیند سعی و خطا با تغییر پارامترهای محل اعمال مکش روی سطح، اندازه سوراخهای مکشی و همچنین میزان مکش اعمال شده، مقادیر بهینه آنها را پیدا کرد. در حین انجام این فرآیند، هدف اصلی بهینه کردن دو پارامتر مهم می باشد. یکی پارامتر نسبت لیفت به دراگ  $C_L/C_D$  بوده و دیگری محل گذار جریان از رژیم آرام به مغشوش  $x_{TF}$  است. بدین ترتیب، جهت انجام این فرآیند نیاز به حل دقیق جریان و تعیین نقطه گذار جریان به منظور محاسبه میزان جریان آرام می باشد. در این مقاله برای تحلیل جریان عبوری حول ایرفویل حل معادلات ناویر-استوکس دوبعدی انجام شده است که برای اینکار از یک برنامه کامپیوتری با روش عددی TVD<sup>۳</sup> یا تغییرات کل از بین رونده استفاده می گردد که معادلات مزبور را به روش ضمنی حل می کند. برای تعیین نقطه گذار جریان نیز از روش  $e^N$  استفاده شده است. این روش که بر مبنای تحلیل پایداری خطی بنا نهاده شده است، از حل معادله اور-سامرفلد<sup>۴</sup> برای تعیین میزان رشد امواج اغتشاشی استفاده می کند.

### معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم بر جریان عبوری حول ایرفویل معادلات ناویر-استوکس دوبعدی تراکم پذیر هستند که با صرف نظر از نیروهای حجمی در مختصات نگاشت یافته<sup>۵</sup> به فرم زیر قابل نمایش می باشند [۷]:

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

که در رابطه فوق:

$$\begin{aligned} \hat{U} &= U/J \\ \hat{F} &= (\xi_x F + \xi_y G) / J \\ \hat{G} &= (\eta_x F + \eta_y G) / J \end{aligned} \quad (2)$$

$$J = \xi_x \eta_y - \xi_y \eta_x$$

$\xi = \xi(x, y)$  و  $\eta = \eta(x, y)$  نیز توابع تبدیل مختصات از مختصات کارتزین  $(x, y)$  به مختصات منطبق بر جسم  $(\xi, \eta)$  می باشند.  $J$  ژاکوبین تبدیل مختصات است و بردارهای  $U, F$  و  $G$  به صورت زیر تعریف می شوند:

$$F = \begin{bmatrix} \rho u \\ P + \rho u^2 - \tau_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ (e + P)u - u\tau_{xx} - v\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix} \quad U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ P + \rho v^2 - \tau_{yy} \\ (e + P)v - u\tau_{xy} - v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix}$$

Total Variation Diminishing<sup>۳</sup>  
Orr-Sommerfeld<sup>۴</sup>  
Transformed Coordinate<sup>۵</sup>

Genetic Algorithm<sup>۱</sup>  
Optimal Control Theory<sup>۲</sup>

که در روابط فوق  $\rho, u, v, e$  و  $q$  به ترتیب چگالی، مولفه های سرعت در جهتهای  $x$  و  $y$ ، انرژی کل به ازای واحد حجم و شار حرارتی می باشند. مولفه های تانسور تنش برشی نیز از روابط زیر تعیین می شوند:

$$\begin{aligned}\tau_{xx} &= \frac{\mu}{\text{Re}} \left( \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{yy} &= \frac{\mu}{\text{Re}} \left( \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} \right) \\ \tau_{xy} &= \frac{\mu}{\text{Re}} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)\end{aligned}\quad (4)$$

شایان ذکر است که معادلات ناویر-استوکس ارائه شده به شکل بدون بعد هستند که برای بی بعد کردن کمیت های آن از مقادیر جریان آزاد استفاده شده است.

### مدل توربولانسی و اثر انتقال جرم

برای محاسبات جریان آرام، ضریب ویسکوزیته ملکولی  $\mu_1$  از قانون ساترلند<sup>۱</sup> مطابق رابطه زیر بدست می آید [۷]:

$$\mu_1 = T^{3/2} \left( \frac{T_\infty + 110.4}{T_\infty T + 110.4} \right) \quad (5)$$

برای محاسبات جریان مغشوش از یک مدل جبری استفاده می شود که بر طبق آن ضریب ویسکوزیته ملکولی  $\mu$  در معادلات ناویر-استوکس از رابطه زیر تعیین می گردد:

$$\mu = \mu_1 + \mu_t \quad (6)$$

که در آن  $\mu_t$  ضریب ویسکوزیته ملکولی توربولانسی می باشد که از طریق مدل جبری ویسکوزیته گردابه ای<sup>۲</sup> مربوط به مدل بالدوین-لوماکس محاسبه می شود. این مدل که یک مدل شناخته شده و رایج در زمینه آیرودینامیک می باشد، یک مدل دولایه ای است و بر مبنای طول اختلاط پرائنتل بنا نهاده شده است.

اثر انتقال جرم ناشی از اعمال مکش بر روی دیواره در مدل توربولانسی لحاظ می گردد بدین ترتیب که به جای استفاده از ثابت پرائنتل-ون دریست ( $A^+$ ) مربوط به سطوح نفوذ ناپذیر رابطه زیر بکار برده می شود که اولین بار توسط سبسی [۸] ارائه شد و پس از آن توسط چوکائی و اسکوایر [۹] اصلاح گشت و برای سطوح متخلخل صادق می باشد:

$$A^+ = 26 \left\{ \exp(11.8v_w^+) - \frac{p^+}{v_w^+} [\exp(11.8v_w^+) - 1] \right\}^{-1/2} \quad (7)$$

که در آن:

$$p^+ = \frac{-\mu_w}{\text{Re}_c \rho_w^2 u_\tau^3} \left( \frac{dp}{d\xi} \right)_w \quad (8)$$

$$v_w^+ = \frac{v_w}{u_\tau} \quad (9)$$

در روابط فوق؛  $(dp/d\xi)$  گرادیان فشار در راستای مماس بر سطح می باشد،  $u_\tau$  سرعت اصطکاکی<sup>۳</sup> است که از رابطه  $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho_w}}$  محاسبه می شود و زیرنویس  $w$  نمایانگر مقادیر متغیرهای جریان بر روی دیواره می باشد.

با اعمال مکش بر روی سطح ایرفویل شرایط مرزی جریان نیز دستخوش تغییر می شوند. این امر از طریق تغییر شرط مرزی عدم نفوذ روی دیواره به شرط مرزی  $v = -v_w$  صورت می پذیرد که  $v_w$  سرعت مکش می باشد. در واقع  $v_w$  که به صورت عمود بر دیواره در نظر گرفته می شود، در هر سلول محاسباتی بیانگر یک توزیع سرعت مکشی پیوسته روی آن سلول می باشد.

### روش عددی

روش عددی استفاده شده برای حل معادلات حاکم بر جریان روش TVD می باشد که معادلات مزبور را به روش ضمنی حل می کند. روشهای عددی TVD یا تغییرات کل از بین رونده، به روشهایی گفته می شود که در آنها تغییرات کل حل هر جواب فیزیکی قابل قبول با افزایش زمان در فضای حل بتدریج کم و محو میشود. از نقطه نظر تقریب تفاضل محدود، از روشهای TVD متقارن و بالادست<sup>۴</sup> استفاده شد که توسط بی<sup>۵</sup> برای حل جریان لزج ارائه شده اند و توسط صداقت اصلاح گشته اند [۷]. در تحقیق حاضر از روش TVD متقارن با تابع محدود کننده شار Minmod به دلیل دقت بالاتر آن برای جریانهای زیرصوتی استفاده شده است. شرایط اولیه مورد نیاز کلیه پارامترها برای حل جریان برابر مقادیر جریان آزاد آنها منظور شده اند. همچنین عدد رینولدز، عدد ماخ و زاویه حمله به صورت ورودی به کد حل کننده جریان داده می شوند.

شبکه بندی استفاده شده حول ایرفویل یک شبکه C-شکل هایدروپولیک بوده که توسط یک تولید کننده شبکه جبری درون کد ایجاد می گردد. فاصله مرزهای این شبکه تا سطح ایرفویل در حدود ۱۰ تا ۱۵ برابر طول وتر ایرفویل می باشد. همچنین تمرکز نقاط شبکه با دور شدن از نزدیکی سطح ایرفویل کاهش می یابد. باید دانست که شبکه استفاده شده برای حل جریان پس از اطمینان یافتن از استقلال نتایج حل جریان نسبت به آن، انتخاب شده است.

### روش $e^N$ برای تعیین گذار جریان

همانگونه که در بخشها قبل ذکر شد در این تحقیق از روش  $e^N$  برای تعیین نقطه گذار جریان استفاده شده است. در این روش با استفاده از توابع ویژه و مقادیر ویژه بدست آمده از حل معادله اور-سامرفلد، برای تعیین میزان رشد امواج اغتشاشی استفاده می شود. باید دانست که این روش مکانیزم غیرخطی گذار جریان را پیش بینی نمی کند، بلکه نقطه ای را که در آن اغتشاشات جریان به حد کافی رشد کرده اند و

<sup>۳</sup> Friction Velocity  
<sup>۴</sup> Upwind  
<sup>۵</sup> Yee

<sup>۱</sup> Sutherland's Law  
<sup>۲</sup> Eddy-Viscosity

شوند. باید دانست که مقدار  $N$  از داده های تجربی تعیین می شود و برای هر نوع جریان دارای یک مقدار خاص است. برای جریانهای دوبعدی معمولاً مقدار  $N$  بین ۷ و ۹ منظور میگردد [۱۱]. در این روش در واقع می بایست با استفاده از رابطه زیر به محاسبه  $N$  از روی مقادیر نرخ تقویت ناپایداری مکانی « $\alpha_i$ » پرداخت:

$$N = \int_{s_{ne}}^s -\alpha_i(\omega) ds \quad (14)$$

در رابطه اخیر؛  $s$ ، مشخصه مکانی جریان می باشد که در جریان حول ایرفویلها فاصله هر نقطه روی سطح ایرفویل از لبه حمله در نظر گرفته می شود. همچنین محاسبه  $N$  برحسب  $s$  را باید در یک فرکانس ثابت انجام داد. پس از آن می بایست مقادیر  $N$  برحسب  $s$  در چندین فرکانس رسم شده و در آن نمودار یک بوش ماکزیمم بر روی آن منحنیها رسم گردد که این بوش ماکزیمم در واقع مربوط به مقادیر بیشینه نرخهای تقویت ناپایداری هستند. محلی که در آن، مقدار  $N$  پیش فرض برای گذار، بوش ترسیم شده را قطع کند، محل نقطه گذار جریان می باشد [۱۰].

### نتایج

در این بخش به ارائه و تحلیل برخی نتایج بدست آمده پرداخته می شود. در واقع پس از ارزیابی کد عددی حل کننده جریان در دو حالت کلی بدون مکش و دارای مکش و اطمینان از صحت نتایج، به ارائه نتایج فرآیند بهینه سازی اعمال مکش با تغییر موقعیت سوراخ مکشی و تغییر میزان مکش اعمال شده انجام شد.

*ارزیابی روش حل:* به منظور ارزیابی روش حل، ابتدا حل جریان بر روی ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 در دو حالت کلی جریان ساده و جریان دارای مکش انجام شد و نتایج بدست آمده با نتایج کار تجربی مرجع [۱۲] مقایسه شد. ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 نمونه ای از یک ایرفویل دارای دراگ کم<sup>۲</sup> می باشد. در واقع برقراری گرادیان فشار مطلوب در بخش زیادی از جریان حول این ایرفویل نسبت به ایرفویلهای متداولتر نظیر NACA 0012، موجب تشکیل لایه مرزی آرام حول آن می گردد. تفاوت هندسی اساسی که باعث این امر می شود انتقال مقطع دارای ماکزیمم ضخامت به سمت عقب ایرفویل می باشد.

در شکل ۱ نمودار ضریب فشار روی سطوح بالا و پایین ایرفویل برای حالتی که دو سوراخ مکشی با طول 0.00694c در امتداد جریان در موقعیتهای 0.3c و 0.75c قرار گرفته باشند آورده شده است. پارامتر  $C_Q$  در اینجا کمیت بدون بعد ضریب مکش است که در جریان دوبعدی از رابطه زیر محاسبه می گردد [۱۳]:

$$C_Q = \frac{\int_{\xi_1}^{\xi_2} \rho_w (-v_w) d\xi}{\rho_\infty U_\infty c} \quad (15)$$

که در رابطه فوق  $c$  طول وتر ایرفویل است و  $\xi_1$  و  $\xi_2$  به ترتیب محلهای آغاز و پایان اعمال مکش می باشند.

توانایی تبدیل رژیم جریان به رژیم کاملاً مغشوش را دارند، تعیین می نماید. اما معادله اور-سامرفلد که به معادله پایداری جریان لزوج معروف است در واقع تقریبی از معادلات حاکم بر رشد یا زوال دامنه یک اغتشاش در جریانهای موازی می باشد. این معادله که یک معادله دیفرانسیل مرتبه چهارم برای متغیر مختلط دامنه اغتشاش،  $\Phi$ ، می باشد به همراه شرایط مرزی آن در زیر آورده شده است [۱۰]:

$$(u-c)(D^2 - \alpha^2)\Phi - u''\Phi = \frac{-i}{\alpha Re}(D^4 - 2\alpha^2 D^2 + \alpha^4)\Phi \quad (10)$$

$$y=0, \quad \Phi=0, \quad \Phi'=0 \quad (11)$$

$$y=\delta, \quad (D+\sigma)(D+\alpha)\Phi=0 \quad (1-12)$$

$$y=\delta, \quad (D+\sigma)(D^2 - \alpha^2)\Phi=0 \quad (2-12)$$

در معادلات فوق  $\omega = \omega_r + i\omega_i$  فرکانس زاویه ای یک جزء اغتشاشی و  $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$  عدد موج اغتشاش می باشند که هر دو کمیت‌های مختلط هستند. اپراتور  $D$  اپراتور مشتق نسبت به  $y$  می باشد و متغیر  $\sigma$  به صورت  $\sigma^2 = \alpha^2 + iRe(\alpha u - \omega)$  تعریف می گردد. کمیت‌های  $u$  و  $u''$  پروفیل‌های سرعت جریان و مشتق دوم آن درون لایه مرزی در راستای عمود برسطح می باشند که در هر مقطع در امتداد جریان از حل دقیق جریان آرام توسط کد عددی TVD بدست می آیند. باید توجه داشت که برای بی بعد سازی معادله اور-سامرفلد از کمیت‌های سرعت لبه لایه مرزی  $U_e$  و طول مشخصه ضخامت جابجایی<sup>۱</sup>  $\delta^*$

استفاده شده است که مطابق رابطه  $\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy$  تعیین

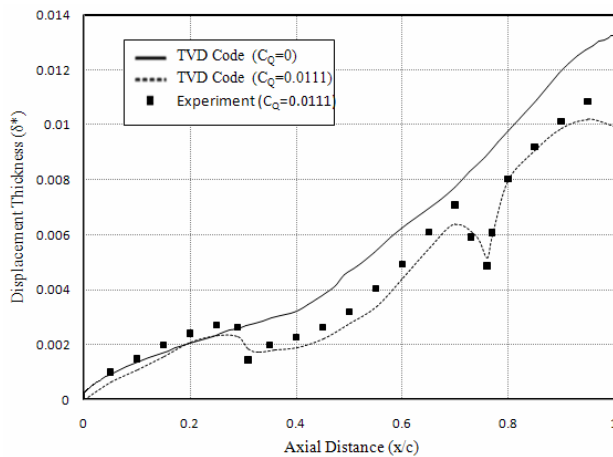
می گردد. همچنین متغیرهای دیگر نیز به صورت زیر بی بعد شده اند که متغیرهای ستاره دار، متغیرهای فیزیکی دارای بعد می باشند:

$$\alpha = \alpha^* \delta^*, \quad \omega = \frac{\omega^* \delta^*}{U_e} \quad (13)$$

در این تحقیق برای حل معادله اور-سامرفلد از روش تفاضل محدود و تبدیل آن معادله به یک معادله ماتریسی استفاده شده است که الگوریتم حل عددی آن را می توان به طور کامل در مرجع [۱۰] ملاحظه نمود. علاوه بر آن باید دانست که روش تفاضل محدود بکار گرفته شده وابستگی زیادی به حدس اولیه دارد و چنانچه مقادیر مناسبی به عنوان حدس اولیه برای پارامترهای مورد نیاز منظور نگردد امکان واگرایی روش وجود دارد. از اینرو برای فائق آمدن بر مشکلات همگرایی این روش تمهیداتی در نظر گرفته شده است که شامل استفاده از روش تکرار نیوتون برای حل دستگاههای غیر خطی و همچنین تعیین رابطه ای برای محاسبه حدس اولیه پارامترهای مورد نیاز در یک نقطه محاسباتی خاص از روی پاسخ معادله اور-سامرفلد برای همان پارامترها در نقطه محاسباتی قبلی می باشد.

پس از حل معادله اور-سامرفلد و در اختیار داشتن مقادیر ویژه آن معادله، اینک می توان با استفاده از روش  $e^N$  به تعیین نقطه گذار جریان پرداخت. فرض اساسی در روش  $e^N$  این است که گذار هنگامی رخ می دهد که دامنه اغتشاشات کوچکی که در ناحیه پایداری خنثی وجود دارند (موجهای T-S)، در ناحیه گذار با ضریب  $e^N$  تقویت

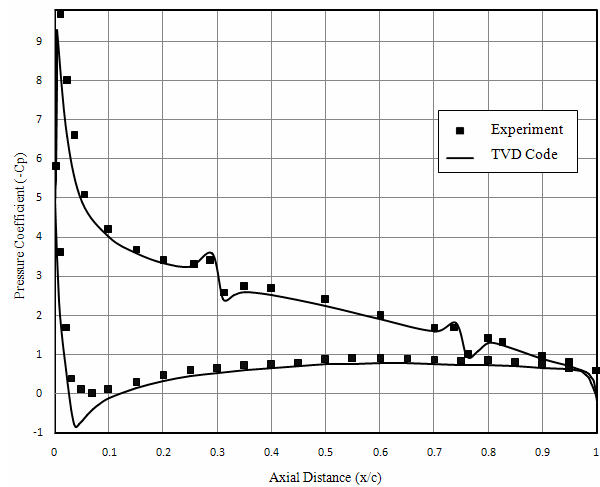
کمیت دیگری که معمولاً در تحقیقات بر روی LFC محاسبه و گزارش می شود کمیت ضخامت جابجایی می باشد. در پژوهش حاضر نیز این کمیت توسط کد حل کننده جریان محاسبه شده است. در شکل ۳ مقادیر این کمیت بر روی سطح بالایی ایرفویل در دو حالت کلی جریان ساده و جریان دارای مکش به همراه مقادیر تجربی نمایش داده شده اند. همانطور که ملاحظه می گردد پراکنده گیهایی در نزدیکی دو سوراخ مکشی برای مقادیر ضخامت جابجایی وجود دارد که بیانگر اثرات اعمال مکش می باشد. همچنین مقادیر ضخامت جابجایی لایه مرزی در حالت جریان دارای مکش نسبت به حالت جریان ساده کاهش می یابند که این مساله به این دلیل است که با اعمال مکش لایه مرزی جریان به درون محفظه مکش کشیده می شود و سبب تضعیف اثرات لایه مرزی بر جریان می گردد.



شکل ۳: نمودار ضخامت جابجایی روی ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 (Re = 1.9×10<sup>6</sup> & Ma=0.22 & AOA= 17°)

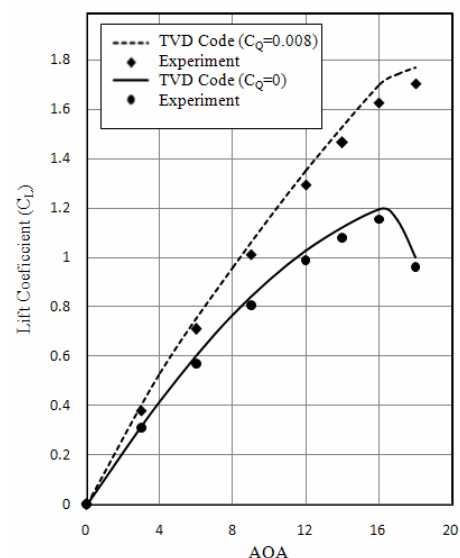
بهینه سازی اعمال مکش: پس از ارزیابی روش حل و اطمینان حاصل کردن از صحت کارکرد کدهای کامپیوتری، فرآیند جستجوی مقادیر بهینه پارامترهای موثر بر مکش با هدف بیشینه کردن دو کمیت نسبت لیفت به دراگ و محل گذار جریان انجام شد. ابتدا تاثیر محل اعمال مکش با حل جریان حول ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 در چندین حالت با تغییر دادن محل سوراخ مکشی صورت گرفت. در هر حالت پس از حل جریان، محل نقطه گذار به کمک روش e<sup>N</sup> تعیین شد. سوراخ مکشی در نظر گرفته شده برای این حالت دارای طول 0.03c در امتداد جریان می باشد. برای بالا بردن دقت حل در ناحیه مکشی تمرکز شبکه در آن ناحیه افزایش داده شد. شکل ۴ بخشی از شبکه بندی انجام شده حول ایرفویل را نشان می دهد که از آن می توان تمرکز شبکه در نزدیکی سوراخ مکشی را مشاهده کرد. در این حالت خاص سوراخ مکشی در موقعیت 0.3c (از 0.285c تا 0.315c) قرار داده شده است.

در جدول ۱ برخی از نتایج فرآیند جستجوی مقادیر بهینه که فقط با تغییر موقعیت سوراخ مکشی انجام شده است، مشاهده می گردد.



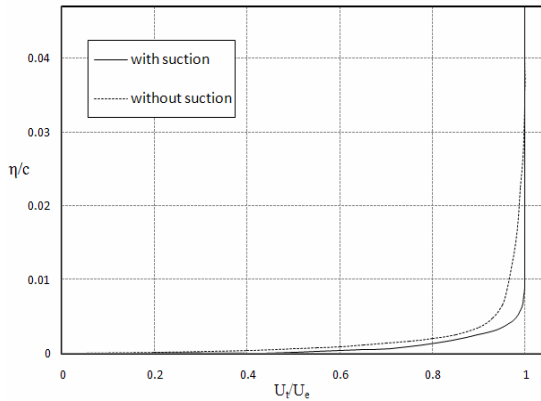
شکل ۱: نمودار ضریب فشار روی ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 (Re = 1.9×10<sup>6</sup> & Ma=0.22 & AOA= 17° & C<sub>Q</sub> = 0.0115)

همانطور که در شکل نیز دیده می شود بجز در نواحی کوچکی در نزدیکی لبه حمله و لبه فرار ایرفویل، در بقیه نواحی تطابق خوبی بین نتایج تحقیق حاضر و نتایج تجربی موجود است. همچنین تاثیر مکش بر جریان در موقعیتهایی که سوراخهای مکشی وجود دارند را می توان به خوبی در این شکل مشاهده نمود. در شکل ۲ نیز مقادیر ضریب لیفت محاسبه شده برای دو حالت کلی جریان بدون مکش و دارای مکش حول ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 به همراه مقادیر تجربی آنها آورده شده اند. از این شکل می توان تطابق مناسب نتایج عددی با نتایج تجربی برای کمیت ضریب لیفت ایرفویل برای دو حالت جریان ساده و جریان دارای مکش را ملاحظه نمود هرچند که در هر دو حالت یاد شده، مقادیر ضریب لیفت حاصل از نتایج عددی TVD کمی بیشتر از مقادیر تجربی محاسبه شده اند. همچنین از این شکل افزایش ضریب لیفت ایرفویل با اعمال مکش نسبت به حالت جریان ساده مشاهده می گردد ضمن اینکه میزان افزایش ضریب لیفت در زوایای حمله بالاتر دارای مقادیر بیشتری است.

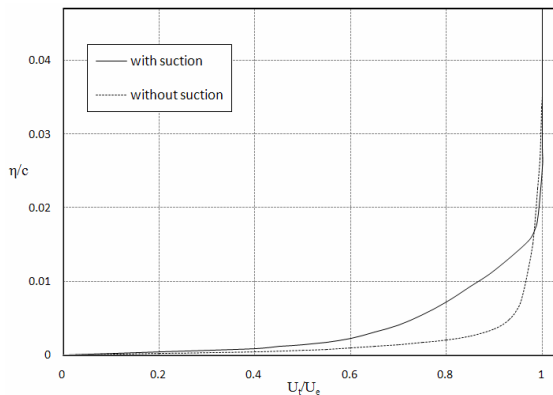


شکل ۲: نمودار ضریب لیفت ایرفویل NACA65<sub>3</sub>-018 (Re = 1.9×10<sup>6</sup> & Ma=0.22)

حالت بدون مکش می باشند. این تغییر در پروفیل‌های سرعت را می توان اینگونه تحلیل نمود که ذرات سیالی که نزدیک سطح هستند و سرعت و انرژی کمتری دارند با اعمال مکش به درون محفظه مکشی که در داخل ایرفویل تعبیه می گردد، فرو برده می شوند. بنابراین پروفیل‌های سرعت مکشی در نزدیکی دیواره دارای ذرات کم سرعت اندکی می باشند. این امر تا یک فاصله خاص پس از سوراخ نیز رخ می دهد. لیکن بلافاصله پس از سوراخ وضعیت به گونه ای دیگر است. در این حالت که در شکل ۶ نمایش داده شده است به دلیل گردادیان سرعت عمودی زیاد در ناحیه نزدیک دیواره، ذراتی که دارای سرعت کم باشند، بیش از حالت قبل می باشند.

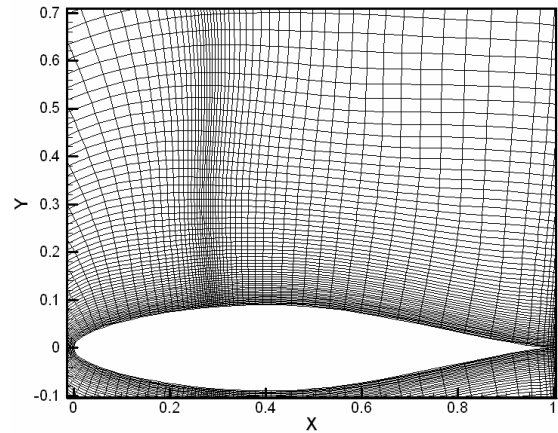


شکل ۵: پروفیل‌های سرعت جریان در موقعیتی قبل از سوراخ مکشی برای حالت (\*) با  $AOA = 1.5^\circ$



شکل ۶: پروفیل‌های سرعت جریان در موقعیتی بلافاصله پس از سوراخ مکشی برای حالت (\*) با  $AOA = 1.5^\circ$

پارامتر دیگری که در فرآیند جستجوی مقادیر بهینه در اعمال مکش مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت ضریب مکش،  $C_Q$ ، می باشد. اعمال مکش با استفاده از سه مقدار  $0.0001$ ،  $0.0005$  و  $0.001$  برای ضریب مکش برای حالت (\*) جریان در چندین زاویه حمله انجام شد. نتایج مربوط به این بررسی برای کمیت نسبت لیفت به دراگ در شکل ۷ آورده شده است. در مقادیر پایین ضریب مکش، نسبت لیفت به دراگ فقط در نزدیکی زاویه حمله  $10^\circ$  افزایش قابل ملاحظه ای داشته است و در بقیه زوایای حمله عمدتاً افزایش چشمگیری مشاهده نمی شود. لیکن با افزودن بر قدرت مکش، نسبت لیفت به دراگ در اکثر زوایای حمله افزایش می یابد. ضمن اینکه در جریان با ضریب مکش  $C_Q = 0.001$  مقدار بیشینه درصد افزایش لیفت



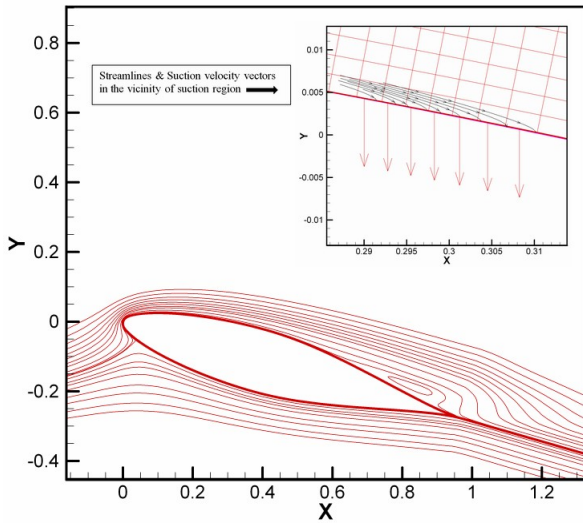
شکل ۴: نمایش تمرکز شبکه در اطراف سوراخ مکشی در موقعیت 0.3c

جدول ۱: تغییر موقعیت سوراخ مکشی روی سطح ایرفویل ( $Re=3 \times 10^6$  &  $Ma=0.22$  &  $AOA=1.5^\circ$  &  $C_Q=0.0008$ )

$x_s/c$	no suction	0/1	0/2	0/3	0/4	0/5	0/6
$x_{tr}/c$	0/388	0/739	0/878	0/914	0/933	0/861	0/805
$C_L/C_D$	37/52	42/10	52/92	57/45	54/04	44/27	40/11

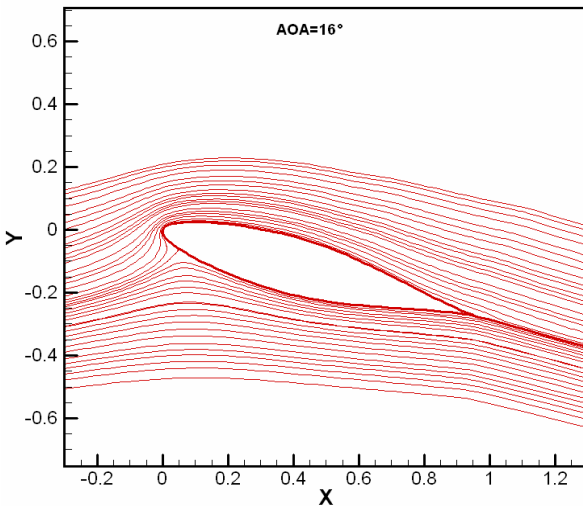
همانگونه که از این جدول ملاحظه می شود در کلیه حالت‌های اعمال مکش، تاخیر در گذار جریان و افزایش نسبت لیفت به دراگ نسبت به حالت بدون مکش بدست آمد. با توجه به نتایج این جدول می توان اینگونه استنباط کرد که محل بهینه برای اعمال مکش در نزدیکی 0.3c می باشد. البته با نگاهی دقیقتر و با استفاده از نتایج تحلیل پایداری جریان محل گذار روی ایرفویل ساده در 0.388c رخ می دهد و نقطه بحرانی در بالادست محل گذار می باشد. به نظر می آید فاصله مابین این دو نقطه، که ناپایداریها و اغتشاشات جریان به سرعت در حال رشد و تقویت هستند، مناسب ترین محل برای اعمال مکش باشد. همچنین هر چقدر که محل اعمال مکش به نقطه بحرانی که منشا تولید اغتشاشات است نزدیکتر باشد، دامنه جریان آرام روی ایرفویل گسترده تر می گردد. لیکن برای توضیح دلایل موارد فوق می بایست نگاهی دقیقتر به کمیتهای درون لایه مرزی بیندازیم زیر ناحیه ای که واقعا درگیر فرآیند مکش می گردد، ناحیه درون لایه مرزی می باشد. یکی از مهمترین کمیتهایی که ماهیت لایه مرزی را مشخص می کند، پروفیل‌های سرعت درون لایه مرزی می باشند. در شکل ۵ نمونه ای از این پروفیلها برای دو حالت جریان ساده و جریان دارای مکش در موقعیتی قبل از سوراخ مکشی نمایش داده شده اند. شایان ذکر است که پروفیل‌های سرعت این شکل مربوط به حالتی از جریان هستند که یک سوراخ مکشی در موقعیت 0.3c قرار گرفته باشد و پارامترهای عدد رینولدز و عدد ماخ دارای مقادیر  $Re=3 \times 10^6$  و  $Ma=0.22$  باشند. برای صرفه جویی در امر نگارش این حالت خاص از جریان، حالت (\*) نامیده می شود.

همانگونه که از این شکل دیده می شود پروفیل‌های سرعت مکشی مشابه پروفیل‌های جریانهای دارای گردادیان فشار موافق پروفیل‌های سرعت تخت تری هستند که انحنای زیادی دارند و مطابق تحلیلهای پایداری دارای حد پایداری بیشتری (رینولدز بحرانی بیشتر) نسبت به



شکل ۹: بخشی از خطوط جریان حول ایرفویل برای حالت (\*)  
 با اعمال مکش  $AOA=16^\circ$  &  $C_Q=0.001$

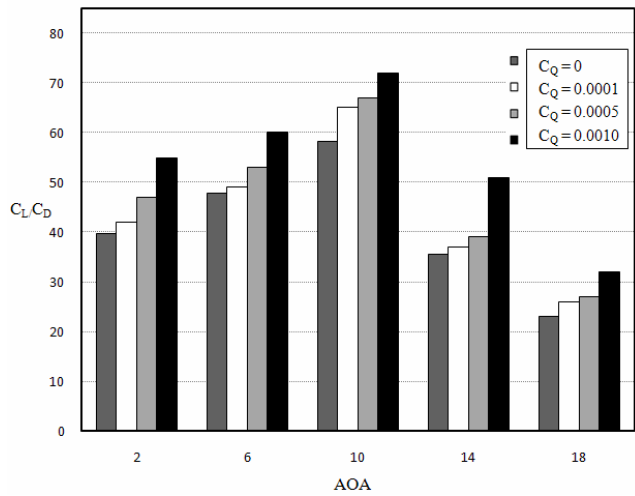
در ادامه تحقیق حاضر یک فرآیند جستجوگر با هدف حذف کامل جدایش جریان برای پارامترهای موقعیت سوراخ مکشی و ضریب مکش انجام شد. در نهایت نیز موفقیت‌هایی در این زمینه حاصل شد که نمونه ای از آن در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. در این حالت که جدایش جریان به طور کامل از بین برده شده است از یک سوراخ مکشی با طول بیشتر و در موقعیتی نزدیکتر به لبه فرار ایرفویل (نسبت به حالت \*) از  $0.55c$  تا  $0.60c$  استفاده شده است. همچنین از مکش قویتری با ضریب مکش  $0.018$  بهره گرفته شده است.



شکل ۱۰: حذف کامل جدایش جریان با اعمال مکش  
 $AOA=16^\circ$  &  $C_Q=0.0018$  & Slot Position: (55%-60%)c

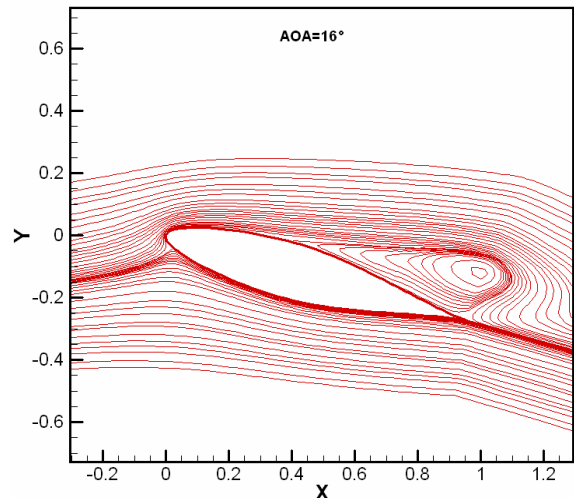
### نتیجه گیری و جمع بندی

بهبود پارامترهای آیرودینامیکی یک ایرفویل با استفاده از اعمال مکش در این مقاله انجام شد. مکش با هدف افزایش دامنه جریان آرام روی ایرفویل اعمال شد که به تاخیر انداختن گذار و افزایش نسبت لیفت به دراگ از جمله مزیت‌هایی است که با اعمال مکش در جریان حاصل می‌گردد. همچنین کاهش اثرات نامطلوب جدایش جریان دیگر مزیتی است که با استفاده از مکش حاصل می‌گردد.



شکل ۷: تغییرات کمیت نسبت لیفت به دراگ در چندین ضریب مکش

به دراگ در زاویه حمله بالاتری (زاویه حمله  $14^\circ$ ) رخ می‌دهد. این موضوع بدین مفهوم است که با ضرایب مکش بالا می‌توان کارایی ایرفویل را در نواحی دارای لیفت بالا بهبود بخشید. یکی از موارد نامطلوبی که همواره در جریان بر روی ایرفویلها در نواحی با زاویه حمله بالا وجود دارد، مساله جدایش جریان می‌باشد. با اعمال مکش تا حدود زیادی می‌توان بر این مشکل نیز غلبه کرد. همانگونه که در بخش مقدمه نیز ذکر شد، مکش ذرات سیال کم انرژی نزدیک سطح را از لایه مرزی خارج می‌کند قبل از آنکه این ذرات فرصتی برای جدایش بدست آورند. در شکل‌های ۸ و ۹ می‌توان تعدادی از خطوط جریان حول ایرفویل را برای دو حالت جریان ساده و جریان دارای مکش مشاهده نمود. از شکل ۹ می‌توان دید که اگر چه بازآرایی جریان با اعمال مکش بطور کامل انجام نشده است، لیکن دنباله بوجود آمده ناشی از جدایش به میزان قابل ملاحظه ای کاهش یافته است. هرچند باید دانست که این مساله تا حدودی قابل انتظار به نظر می‌رسد زیرا کنترل جریان در شکل ۹ برای حالت (\*) انجام شده است که سوراخ مکشی آن در موقعیت  $0.3c$  قرار دارد. در این شکل برخی از بردارهای سرعت مکشی و خطوط جریان در ناحیه اعمال مکش را نیز می‌توان ملاحظه نمود.



شکل ۸: بخشی از خطوط جریان حول ایرفویل بدون اعمال مکش  
 $AOA=16^\circ$

- [1]- Wahidi, R., and Bridges D.H., "Control of laminar separation bubbles with distributed suction : preliminary studies," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 2008, Reno, Nevada.
- [2]- Balakumar, P., and Hall P., "Optimum suction distribution for transition control," Journal of Theoretical and Computational Fluid Dynamic, Vol. 13, pp. 1-19, 1999.
- [3]- Wright, M. C. and M., Nelson, P. A., "Optimization of Distributed Suction for Automatic Transition Control," AIAA Paper 2372, 1998.
- [4]- Braslow, A. L., "A history of suction type LFC with emphasis on flight research," Monographs in aerospace history no. 13, NASA, 1999.
- [5]- Huang, L., LeBeau, R. P., Huang, P. G., and Hauser, Th., "Optimization of blowing and suction control on NACA 0012 airfoil using genetic algorithm," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 2004, Reno, Nevada.
- [6]- Atik, H., Kim, C. Y., VanDommelen, L. L., and Walker, J. D. A., "Boundary-layer separation control on a thin airfoil using local suction," Journal of Fluid Mechanic, Vol. 535, pp. 415-443, 2005.
- [7]- Sedaghat, A., "A finite volume TVD approach to transonic flow computation," PhD Thesis, The University of Manchester, 1997.
- [8]- Cebeci, T., "Behaviour of turbulent flow near a porous wall with pressure gradient", AIAA Journal, Vol. 8, No. 12, pp. 2152-6, 1970.
- [9]- Chokani, N., and Squire, L. C., "Transonic shockwave/turbulent boundary layer intractions on porous surface," Aeronautical Journal, pp. 163-170, may 1993.
- [10]- Cebeci, T., Shao, J. P., Kafyeke, F., and Laurendeau, E., *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Horizons Publishing, California, 2005.
- [11]- Stock, H. W., "Airfoil validation using coupled navier-stokes and  $e^N$  transition prediction methods," Journal of Aircraft, Vol. 39, n. 1, 2002.
- [12]- Quinn, J. H., "Tests of the NACA65<sub>3</sub>-018 airfoil section with boundary layer control by suction," NACA CB L4H10, 1954.
- [13]- Qin, N., and Zhu, Y., and Poll, D. I. A., "Surface suction on aerofoil aerodynamic characteristics at transonic speeds," ProQuest Science Journals, Vol. 212, part G, pp. 339-352, 1998.