



## بررسی اثرات گرمایش لایه مرزی بر ضرائب آیرودینامیکی ایرفویل گذر صوتی به کمک دینامیک سیالات محاسباتی

میریوسف هاشمی<sup>۱\*</sup>، حسن رسولی خورجستان<sup>۲</sup>

۱- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان، تبریز، ایران  
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی ۲، واحد تبریز، دانشگاه آزاد اسلامی، تبریز، ایران  
\* نویسنده مسئول، [m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir](mailto:m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir)

### چکیده

در این مقاله مساله تغییرات ضرائب آیرودینامیکی با اعمال شار حرارتی روی بال بصورت دوبعدی و در رژیم گذر صوتی مورد مطالعه قرار گرفته است. در تحقیقات تجربی و عددی انجام شده نشان داده شده است که انتقال حرارت روی بدنه هواپیما تاثیر قابل توجهی روی کاهش نیروی پسا می‌آورد. در این تحقیق اثرات انتقال حرارت روی ضرائب آیرودینامیکی مقطع بال مورد بررسی قرار گرفته است. به همین منظور ابتدا جریان مغشوش گذر صوتی حول ایرفویل گذر صوتی RAE2822 با دو روش مختلف مدل سازی جریان آشفته یعنی روش دومعادله ای k-ε و روش پنج معادله ای تنشهای رینولدز (RSM) شبیه سازی عددی شده و با نتایج تجربی مقایسه گردیده است. با انتخاب روش RSM به عنوان روش مناسب، بررسی های بعدی با آن روش صورت گرفته است. با اعمال شار حرارتی گرمایشی در قسمتهای مشخصی از بالا و پایین ایرفویل، جریان اطراف آن مدل سازی شده و ضرائب آیرودینامیکی برای ایرفویل استخراج و مورد بررسی قرار گرفت. بررسی ها نشان داد که گرمایش زیر ایرفویل منجر به تغییر ضرائب آیرودینامیکی با افزایش نسبت برآ به پسا می شود که می تواند کاهش مصرف سوخت و افزایش مداومت پروازی هواپیما را بدنبال داشته باشد.

کلیدواژگان: دینامیک سیالات محاسباتی، جریان گذر صوتی مغشوش، گرمایش لایه مرزی، ضرائب آیرودینامیکی

## Investigation of the effects of boundary layer heating on the aerodynamics coefficients of transonic airfoil using the computational fluid dynamics

Mir Yoseph Hashemi<sup>1\*</sup>, Hassan Rasooli Khorjestan<sup>2</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, AzarbaijanShahidMadani University, Tabriz, Iran.  
2- Department of Mechanical Engineering, Tabriz Branch, Islamic Azad University, Tabriz, Iran.  
\* Corresponding Author ([m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir](mailto:m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir))

### Abstract

This study aims at investigating aerodynamic coefficients changes by applying a two-dimensional heat flux on the wing in transonic regime. The numerical and experimental researches have shown that heat transfer on the fuselage has a significant impact on reducing drag (force). The current study aims also at investigating the effects of the heat transfer on aerodynamic coefficients of wing section. Accordingly, the turbulent transonic flow was numerically simulated around RAE2822 transonic airfoil with two different methods of modeling turbulent flow, namely, k-ε two-equation method and Reynolds stress five-equation model (RSM) and the obtained results were compared with experimental results. After choosing RSM as an appropriate method, subsequent investigations have been carried out with it. By applying heat flux in certain parts of upper and lower airfoil, the flow around it, is modeled and aerodynamic coefficients are extracted for airfoil and investigated. Studies showed that heating below the airfoil surface leads to change of aerodynamic coefficients with increasing the lift to drag ratio which can reduce fuel consumption and increase endurance of aircraft.

**Keywords:** Computational fluid dynamics, Turbulent transonic flow, Boundary layer heating, Aerodynamics coefficients.

$$C_d \propto \frac{1}{\sqrt{\text{Re}}}, \text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (2)$$

$$\Rightarrow C_d \propto \sqrt{\frac{\mu}{\rho}}, D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d \Rightarrow D \propto \sqrt{\rho \mu}$$

با توجه به اینکه میزان افزایش لزجت با میزان افزایش دمای سطح جسم متناسب و میزان کاهش چگالی ناشی از گرم کردن سطح نیز با نسبت افزایش دمای سطح متناسب می‌باشد بنابراین تغییر نیروی پسای اصطکاکی در اثر گرم کردن در جریان آرام ناچیز است.

$$\frac{D_{BL}}{D_{f\infty}} = T_R^{-1/2} T_R^{1/2} \approx 1 \quad (3)$$

در بررسی‌های صورت گرفته مشخص می‌شود که در جریان مغشوش با گرم کردن سطح اثر کاهش چگالی به مراتب بیشتر از اثرات افزایش لزجت می‌باشد. همانند تحلیل برای جریان آرام می‌توان از رابطه ضریب پسا با عدد رینولدز در جریان مغشوش بصورت زیر استنباط کرد [۳]:

$$\left. \begin{aligned} C_d &\propto \frac{1}{(\text{Re})^{1/6}}, \text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu} \\ \Rightarrow C_d &\propto \rho^{-1/6} \mu^{1/6}, D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d \Rightarrow \frac{D_{BL}}{D_{f\infty}} = T_R^{-5/6} T_R^{1/6} = T_R^{-2/3} \\ \Rightarrow D &\propto \rho^{5/6} \mu^{1/6} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

و در چنین شرایطی پسای اصطکاکی کنار سطح جسم کاهش می‌یابد. اعمال شار حرارتی در لبه حمله بال بکار گرفته می‌شود تا از ایجاد یخ و تغییر فاحش ضرائب آئرو دینامیکی جلوگیری شود. اثرات یخ زدگی بال و تاثیر آن بر جسم پرنده بصورت‌های آزمایشگاهی و شبیه سازی عددی مورد بررسی قرار گرفته است. ایمبریال و همکاران اثرات جتهای داخلی برخورد کننده به لبه حمله بال را بصورت عددی و آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داده و به این نتیجه رسیدند که بهترین شرایط انتقال حرارت و گرمایش لبه حمله بال زمانی اتفاق می افتد که جت های داخلی با زاویه کمتر از ۹۰ درجه به دیواره داخلی برخورد کرده و منجر به تشکیل گردابه هایی در ناحیه داخلی بال شود و با افزایش عدد رینولدز جت ها بر پایه قطر جت عملیات گرمایش لبه حمله بال بهبود می یابد [۴]. لامپتون و والاسک نیز اثرات تغییر ضرائب آئرو دینامیکی در اثر یخ زدگی لبه حمله بال بر روی پایداری و کنترل هواپیمای سبک را شبیه سازی کرده و به این نتیجه رسیدند که یخ زدگی بال پاسخ سیستم‌های کنترلی به فرامین دریافتی از خلبان را کند می کند [۵]. لیو و هیوا نیز گرمایش داخلی لبه حمله بال جت های داخلی را به کمک حل عددی معادلات ناویر-استوکس انجام داده و با داده های تجربی مقایسه کردند و به این نتیجه رسیدند که دینامیک سیالات محاسباتی می تواند ابزار مناسبی در تسریع بررسی و کاهش هزینه های هنگفت روشهای تجربی در مطالعه اثرات یخ زدگی بال هواپیما باشد [۶].

با توجه به استفاده از گرمایش لبه حمله بال امکان گرمایش بقیه قسمت‌های آن نیز امکان پذیر به نظر می‌رسد. در این تحقیق شرایط تحلیلی ارائه شده برای تغییرات ضرائب آئرو دینامیکی خصوصاً ضریب پسا و برآ، بصورت عددی شبیه سازی شده و مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور بررسی اثر شار حرارتی روی ضرائب آئرو دینامیکی بال هواپیما در شرایط جریان مغشوش گذر صوت، جریان هوا بصورت عددی در اطراف ایرفویل ARE2822 با بهره گیری از نرم افزار تجاری فلوئنت شبیه سازی شده است [۷]. در این پژوهش ۲ آزمایش انجام شده و برای اولین بار به بررسی اثر اعمال شار حرارتی روی سطوح بالایی و پایینی ایرفویل پرداخته شده است. هدف از این تحقیق تعیین اثر اعمال شار حرارتی روی ضرائب پسا و برآ و تاثیر آن بر میزان

کاهش پسای اجسام پرنده از جمله هواپیما از مهمترین موضوع‌های تحقیقاتی می باشد، چرا که مزایای کاهش نیروی پسا در اجسام پرنده بر هیچ محقق هوافضایی پوشیده نیست. کاهش پسا در تمام پارامترهای عملکرد پرنده، مثل ماکزیمم سرعت، شتابگیری سریع، کوتاه نمودن باند مورد نیاز برای برخاست، قابلیت مانور بالا، کاهش میزان سوخت مصرفی موثر می‌باشد. پسای یک جسم پرنده شامل دو قسمت پسای اصطکاکی و پسای فشاری می‌باشد و در شرایط پروازی بدون جدایش جریان در اطراف ج سم پرنده حدود نیمی از نیروی پسا را پسای اصطکاکی تشکیل می‌دهد. در اجسام پرنده‌ای چون هواپیما خصوصاً هواپیماهای ترابری با بال بزرگ سهم بال هواپیما در تولید پسای اصطکاکی به مراتب بیشتر از بقیه قسمت‌های بدنه هواپیما می‌باشد.

روشهای مختلفی برای کاهش پسای اصطکاکی بصورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته و بعضی از آنها بصورت عملیاتی مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به اینکه پسای اصطکاکی در محدوده جریان مغشوش بدلیل شکل پروفیل سرعت به مراتب بیشتر از محدوده جریان آرام می‌باشد بسیاری از روشها سعی در آرام نگه داشتن جریان سیال و یا به تاخیر انداختن شروع محدوده مغشوش دارند. در اجسام پرنده بزرگ همچون هواپیماهای ترابری جلوگیری از مغشوش شدن جریان امکان پذیر نمی‌باشد. در چنین شرایطی بایستی از تدابیر ارائه شده برای کاهش پسای اصطکاکی در ناحیه مغشوش بهره برد. یکی از روشهای کاهش پسای اصطکاکی اعمال شار حرارتی به داخل لایه مرزی در محدوده آشفتنگی می‌باشد. ایده گرم کردن لایه مرزی در سال ۱۹۸۶ توسط لین و آس مطرح شد [۱]. طی آزمایشاتی که در سال ۱۹۹۹ توسط کرامر و همکاران در ناسا انجام شد، به این نتیجه رسیدند که با افزایش دمای روی سطح کاهش پسای اصطکاکی بیشتری حاصل می شود که در نتیجه کاهش عدد رینولدز محلی در محدوده مغشوش بدلیل افزایش لزجت هوا و کاهش چگالی آن می‌باشد [۲].

گرم کردن لایه مرزی باعث زیاد شدن جنبش مولکول‌های سیال شده و به تبع آن تعداد و قدرت برخورد مولکول‌های سیال بیشتر شده و مومنوم سیال در داخل لایه مرزی بیشتر می‌شود. چنین پدیده‌ای منجر به افزایش ضریب لزجت هوا می‌شود و میزان افزایش لزجت با میزان افزایش دمای سطح جسم متناسب می‌باشد. از طرف دیگر گرم شدن سطح جسم باعث می‌شود تا چگالی جریان داخل لایه مرزی در نزدیکی دیواره کمتر شده و سبب شود تا انتقال مومنوم کنار سطح جسم کمتر شود. میزان کاهش چگالی ناشی از گرم کردن سطح نیز با نسبت افزایش دمای سطح متناسب است و افزایش لزجت نیز تقریباً با نسبت افزایش دما برابری می کند.

$$T_R = \frac{T_{BL}}{T_{\infty}}, \frac{\mu_{BL}}{\mu_{\infty}} \approx T_R, \frac{\rho_{BL}}{\rho_{\infty}} = \frac{1}{T_R} \quad (1)$$

در روابط فوق زیرنویس  $\infty$  مربوط به خواص در دور دست و زیرنویس BL مربوط به خواص در کنار لایه مرزی می‌باشد و  $T$ ،  $\rho$  و  $\mu$  به ترتیب معرف دما، چگالی و لزجت سیال هستند. بررسی که باید صورت گیرد این است که افزایش ضریب لزجت و کاهش چگالی چه تاثیری بر روی هوای داخل لایه مرزی می‌گذارد و تاثیر کدام یک بیشتر است. مطالعات نشان می‌دهد که تغییر ضرائب آئرو دینامیکی ایرفویلها بر اثر شار حرارتی در جریان آرام ناچیز است. با توجه به رابطه ضریب پسا با عدد رینولدز در جریان آرام روی صفحه تخت میتوان نوشت [۳]:

که در آن  $k$  انرژی جنبشی مغشوش،  $\varepsilon$  نرخ استهلاک انرژی جنبشی آشفته و  $C_\mu$  یک ضریب ثابت بوده که دارای مقدار ۰/۰۹ است [۹]. همچنین لزجت آرام با توجه به قانون ساترلند بصورت زیر محاسبه می گردد [۱۰]:

$$\frac{\mu}{\mu_\infty} = \left( \frac{T}{T_\infty} \right)^{\frac{2}{3}} \left( \frac{T_\infty + 110.4}{T + 110.4} \right) \quad (10)$$

و برای تکمیل معادلات فوق از معادله حالت گاز کامل استفاده می شود.

$$p = (\gamma - 1) \rho \left[ E - \frac{u^2 + v^2}{2} - \frac{2}{3} \rho k \right] \quad (11)$$

در این تحقیق برای مدل سازی جریان مغشوش دو روش، که یکی از آنها روش دو معادله ای  $k-\varepsilon$  و دیگری روش پنج معادله ای مدل سازی تنشهای رینولدز<sup>۱</sup> (RSM) می باشد، انتخاب شده و در ابتدا دقت آنها مورد بررسی قرار گرفته است و در ادامه، روش با دقت بالا در مدل سازی عددی مسئله فوق انتخاب و استفاده شده است. جزئیات دو روش فوق در مراجع [۱۱ و ۱۲] آورده شده است.

### ۳- مدلسازی و نتایج

برای اطمینان از صحت مدل سازی انجام شده، لازم است که نتیجه حل عددی وابسته به کیفیت و کمیت شبکه بندی میدان فیزیکی نباشد. برای نیل به این هدف لازم است که تعداد نقاط شبکه افزایش یابد تا حدی که با تغییر مجدد آن، تغییرات زیادی در نتیجه ایجاد نگردد. به همین منظور ۴ نوع شبکه تولید شده که اطلاعات آنها در جدول (۱) آورده شده است.

جدول ۱: اطلاعات شبکه های مختلف در مطالعه استقلال نتایج از شبکه

تعداد نقاط شبکه	تعداد سلول های شبکه	تعداد نقاط ایرفویل	تعداد نقاط روی مرز بیرونی	شبکه
۱۰۲۱۲	۱۰۰۰۰	۱۲۶	۲۰۰	شبکه ۱
۱۷۹۷۲	۱۷۶۸۰	۱۸۲	۴۰۲	شبکه ۲
۲۴۲۴۵	۲۴۰۰۰	۲۲۰	۴۷۰	شبکه ۳
۲۶۶۶۱	۲۶۲۱۰	۲۰۶	۵۹۶	شبکه ۴

جریان گذر صوتی با شرایط محیطی اشاره شده در رابطه (۱۲) با استفاده از شبکه های فوق مدل سازی شده و حل عددی گردیده است. روش حل چگالی مبنا و بصورت صریح انتخاب شده است. در منو مدل سازی برای مدل سازی جریان آشفته از روش توربولانس دو معادله ای استاندارد و روش توربولانس تنشهای رینولدز<sup>۲</sup> برای حل به روش RSM استفاده شده است. در ادامه با مقایسه نتایج بدست آمده با نتایج تجربی یکی از دو روش فوق برای بررسی اثرات شار حرارتی روی ضرائب آئرو دینامیکی ایرفویل ARE2822 است. عدد ماخ جریان، عدد رینولدز و زاویه حمله ایرفویل ARE2822 بصورت زیر می باشد.

$$M_\infty = 0.734, \quad Re = 6.5 \times 10^6, \quad \alpha = 2.79^\circ \quad (12)$$

<sup>۱</sup> Reynolds Stress Modeling

<sup>۲</sup> Reynolds Stress

کاهش مصرف سوخت و افزایش مداومت پروازی هواپیما می باشد. بمنظور صحت گذاری نتایج ابتدا نتایج بدست آمده از حل عددی برای دیواره آدیاباتیک با نتایج تجربی ارائه شده در مرجع [۸] مقایسه شده و از دو نوع روش مختلف مدل سازی جریان مغشوش مدل دقیقتر انتخاب شده است. در ادامه دو آزمایش ذکر شده مدل سازی عددی شده و مورد بررسی قرار گرفته است.

### ۲- معادلات حاکم

معادلاتی که در این تحقیق برای شبیه سازی جریان مورد استفاده قرار می گیرد، معادلات دو بعدی، غیردائم و تراکم پذیر ناویر-استوکس در شکل بقایی و حالت میانگین در رژیم مغشوش می باشند. شکل بقایی این معادلات در شکل انتگرالی برای حجم کنترل  $\Omega$  بصورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\Omega_s} \mathbf{H} \cdot \vec{n} ds = 0 \quad (5)$$

که در این رابطه  $\Omega_s$  مرز حجم کنترل،  $\vec{n}$  بردار نرمال یکه وارد بر سطح حجم کنترل به سمت بیرون،  $\mathbf{W}$  بردار متغیرهای بقایی و  $\mathbf{H}$  بردار شار جابجائی و لزج می باشد که بصورت زیر تعریف می شوند:

$$\mathbf{W} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho E)^T \quad (6)$$

$$\mathbf{H} = (\mathbf{F}^i + \mathbf{F}^v)^T \vec{i} + (\mathbf{G}^i + \mathbf{G}^v)^T \vec{j}$$

که در  $\mathbf{W}$ ،  $u$  و  $v$  مؤلفه های سرعت در جهات  $x$ ،  $y$ ،  $z$ ، چگالی و  $E$  انرژی کل بر واحد جرم می باشند. در بردار  $\mathbf{H}$ ،  $\mathbf{F}$  و  $\mathbf{G}$  مؤلفه های بردار شار در جهات  $x$  و  $y$  بوده و بصورت زیر می باشند:

$$\mathbf{F}^i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}^i = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{F}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix}$$

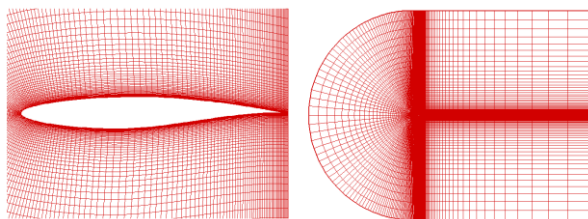
مؤلفه های تانسور تنش و بردار شار حرارتی بصورت زیر تعریف می شوند:

$$\begin{cases} \tau_{xx} = -\mu S_{xx} + \rho u''^2 \\ \tau_{yy} = -\mu S_{yy} + \rho v''^2 \\ \tau_{xy} = -\mu S_{xy} + \rho u''v'' \end{cases} \quad \begin{cases} S_{xx} = 2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}\right) \\ S_{yy} = 2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}\right) \\ S_{xy} = \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right) \end{cases} \quad (8)$$

که در آن  $Pr$  عدد پرانتل آرام و  $Pr_t$  عدد پرانتل مغشوش می باشد که برای هوا به ترتیب ۰/۷ و ۰/۹ استفاده می شود. همچنین  $\mu$  لزجت آرام و  $\mu_t$  لزجت گردابی همگن برای حالت مغشوش است که بصورت زیر قابل محاسبه است:

$$(9)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$$



شکل ۱: شبکه باسازمان (شبکه ۳) ایجاد شده در میدان اطراف ایرفویل ARE2822

با توجه به میزان تغییرات ضرایب آیرودینامیکی آورده شده در جدول شماره (۲) بهترین انتخاب برای شبکه تولید شده، شبکه ۳ می باشد و شبکه تولید شده در شکل (۱) نشان داده شده است.

در شکل (۲) نمودار همگرایی مانده های حل با روش مدل سازی توربولانس k-ε با استفاده از سومین شبکه نشان داده شده است و مشاهده می گردد که با ۱۰۰۰۰ تکرار نرم تمامی مانده ها به ۰/۰۰۱ رسیده است. شیب و شکل نمودار همگرایی نشان از انتخاب مناسب روش حل، شرایط مرزی و شرایط اولیه دارد.

در شکل (۲) نمودار همگرایی مانده های حل با روش مدل سازی توربولانس RSM با استفاده از سومین شبکه نشان داده شده است. توزیع ضریب فشار روی ایرفویل در شکل (۳) مشاهده می شود [۸]. ملاحظه می گردد که دقت روش RSM در مقایسه با روش k-ε در استخراج محل و قدرت موج ضربه ای بیشتر است. همچنین در شکل های (۴ و ۵) نمودارهای همگرایی ضرائب برآ و پسا برای هر دو روش مدل سازی آشفتگی و با استفاده از شبکه ۳ نشان داده شده است. ضرائب برآ و پسا بدست آمده از روش مدل سازی توربولانس k-ε و RSM به همراه داده های تجربی در جدول (۳) آورده شده است. همانگونه که در جدول (۳) ملاحظه می گردد در محاسبه ضریب برآ دقت روش k-ε نسبت به روش RSM بیشتر بوده و در محاسبه ضریب پسا برعکس دقت روش RSM بیشتر است. بنابراین با توجه به اهمیت محاسبات مربوط به لایه مرزی و استخراج نیروی پسی دقیق در مجموع می توان استنباط کرد که دقت روش RSM نسبت به روش k-ε در مدل سازی عددی این مسئله بیشتر است و بهتر است در شرایط اعمال شار حرارتی روی دیواره ایرفویل روش RSM استفاده شود.

در شکل های (۷) و (۸) خطوط همتراز (کانتورهای) مربوط به عدد ماخ و فشار مطلق اطراف ایرفویل ملاحظه می گردد. همانگونه که در آزمایشها برای تداخل موج ضربه ای و لایه مرزی استخراج شده است شکل خطوط همتراز فشار در محل تداخل موج ضربه ای و لایه مرزی به شکل  $\lambda$  می باشد و چنین حالتی در شکل (۸) بطور واضح مشخص است [۱۳].

در استفاده از مدل سازی توربولانس نیاز به وارد کردن انرژی جنبشی توربولانسی  $k$  و نرخ استهلاك توربولانسی  $\epsilon$  در شرایط مرزی می باشد که با استفاده از روابط زیر قابل محاسبه هستند:

$$k = \frac{3}{2} (u_{ave} I)^2, \quad \epsilon = C_{\mu}^{\frac{3}{4}} \frac{k^2}{l} \quad (13)$$

که در رابطه فوق  $I$  شدت توربولانسی است. همچنین  $l$  معیار برای اندازه بزرگترین گردابه هاست و برابر  $l = 0.07L$  در نظر گرفته می شود که  $L$  طول مشخصه بوده و در این مسئله طول وتر ایرفویل به عنوان طول مشخصه در نظر گرفته شده است که با استفاده از عدد رینولدز و شرایط جریان قابل استخراج است. مقدار شدت توربولانسی نیز بایستی بر اساس داده های تونل باد باشد و مقدار مورد استفاده برای شبیه سازی عددی مسئله فوق برابر  $4 \times 10^{-4}$  گزارش شده است [۱۲]. بنابراین مقادیر انرژی جنبشی توربولانسی  $k$  و نرخ استهلاك توربولانسی  $\epsilon$  مورد استفاده در شرط مرزی بصورت زیر است:

$$V = 254.837 \left( \frac{m}{s} \right),$$

$$L = 0.3726 (m), l = 0.026 (m), \quad (13)$$

$$k = \frac{3}{2} (VI)^2 = 0.0156 \left( \frac{m^2}{s^2} \right),$$

$$\epsilon = 0.0123 \left( \frac{m^2}{s^3} \right).$$

در قسمت حلگر روش محاسبه شار<sup>۵</sup> روش AUSM انتخاب شده است و هموارسازی مانده ها در هر ۳ تکرار تنظیم شده است. دقت های گسسته سازی معادلات جریان مرتبه دو و معادلات مدل سازی توربولانس مرتبه یک انتخاب شده است. همچنین عدد کورانت<sup>۶</sup> در تکرارهای اولیه کمتر و برابر ۰/۵ انتخاب شده و بعد با شکل گیری جریان در مراحل به تدریج افزایش یافته است تا حل معادلات زودتر همگرا شوند. همچنین بمنظور جلوگیری از واگرایی احتمالی ضریب زیر آسایش<sup>۷</sup> برای هر دو معادلات جریان و توربولانس مقدار ۰/۶ در نظر گرفته شده است.

برای تعیین شبکه مناسب جریان گذر صوتی اطراف ایرفویل ARE2822 با شرایط محیطی آورده شده در رابطه (۱۲) و با استفاده از شبکه های فوق و با روش مدل سازی آشفتگی k-ε و دیواره آدیاباتیک مدل سازی شده و بعد از همگرایی حل با شبکه های مختلف، مقادیر ضرائب برآ و پسی حاصل شده در جدول (۲) آورده شده است.

جدول ۲ مقایسه نتایج شبکه های مختلف در محاسبه ضرائب برآ و پسا

ضریب پسا	ضریب برآ	شبکه
۰/۰۲۴۰۱	۰/۷۵۱۴۷	۱
۰/۰۲۵۸۳	۰/۷۶۴۶۵	۲
۰/۰۲۷۹۴	۰/۷۸۲۳۱	۳
۰/۰۲۷۷۳	۰/۷۸۲۵۲	۴

<sup>۳</sup>Turbulent Kinetic Energy

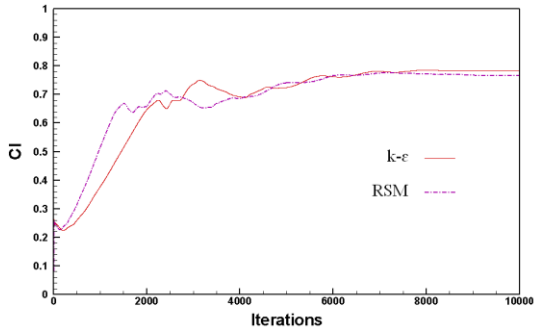
<sup>۴</sup>Estimating Turbulent Dissipation Rate

<sup>۵</sup>Flux type

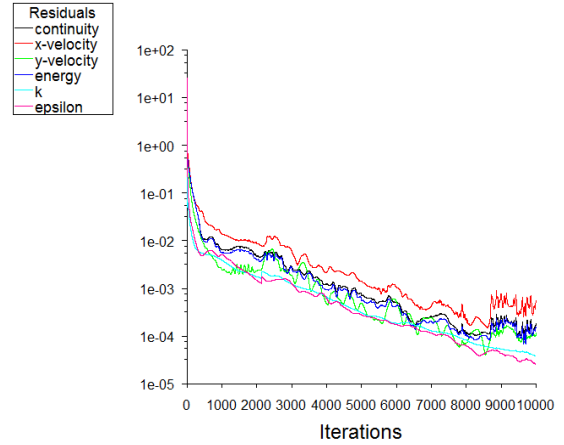
<sup>۶</sup>Courant Number

<sup>۷</sup>Under-Relaxation Factors

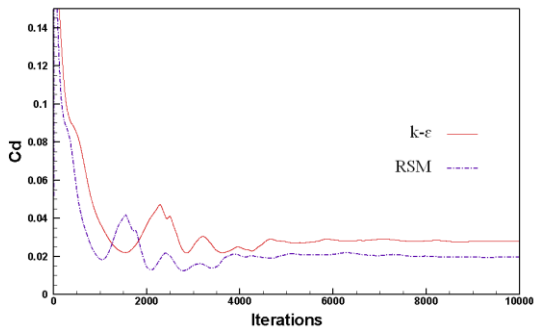
<sup>۸</sup>Residuals



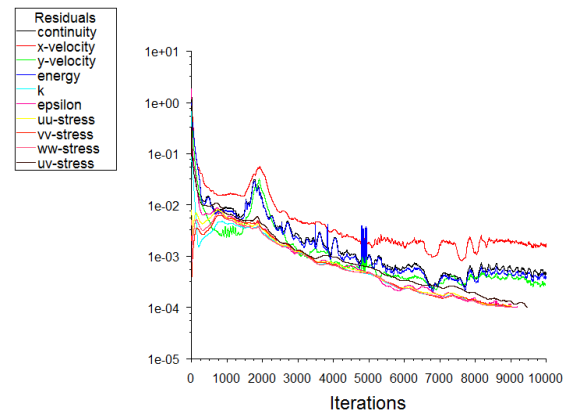
شکل ۵: نمودار همگرایی ضریب برآ برای دو روش مدل سازی آشفتگی و RSM روی شبکه ۳



شکل ۲: نمودار همگرایی مانده های حل برای دیواره آدیاباتیک با روش مدل سازی آشفتگی k-ε روی شبکه ۳



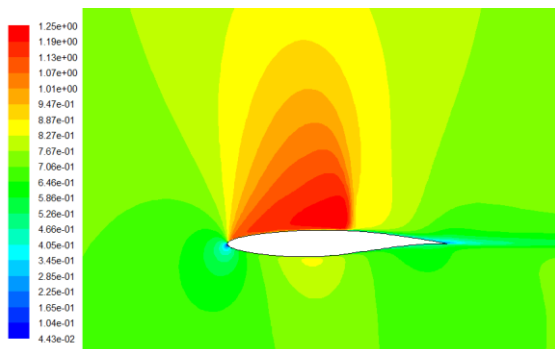
شکل ۶: نمودار همگرایی ضریب پسا برای دو روش مدل سازی آشفتگی و RSM روی شبکه ۳



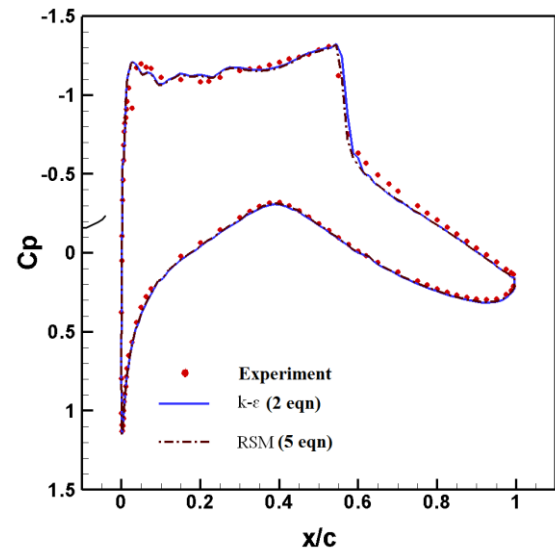
شکل ۳: نمودار همگرایی مانده های حل برای دیواره آدیاباتیک با روش مدل سازی آشفتگی RSM روی شبکه ۳

جدول ۳: مقایسه نتایج دو روش مختلف مدل سازی آشفتگی در محاسبه ضرایب برآ و پسا

ضریب پسا	ضریب برآ	
۰/۰۱۶۸۰	۰/۸۰۳۰	نتایج تجربی (۸)
۰/۰۲۸۲۴	۰/۷۸۲۳	روش مدل سازی توربولانس ((2eng)k-ε)
۰/۰۱۹۵۳	۰/۷۶۸۰	روش مدل سازی توربولانس ((5eng)k-ε)

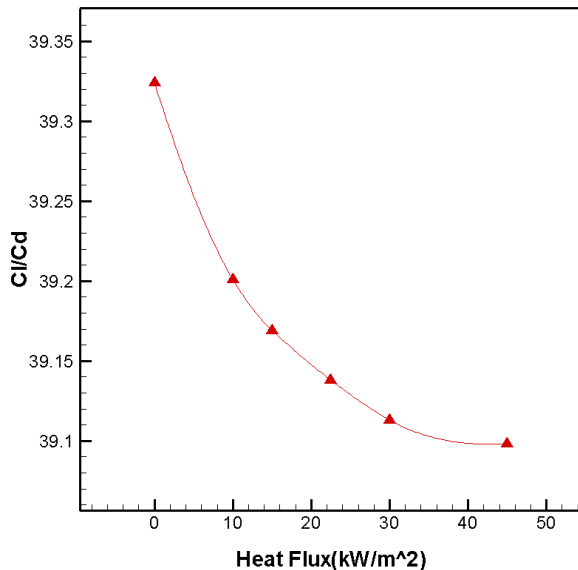


شکل ۷: خطوط همتراز عدد ماخ اطراف ایرفویل



شکل ۴: نمودار همگرایی ضریب پسا برای دو روش مدل سازی آشفتگی و RSM روی شبکه ۳

توجه به نتایج حاصل شده از مدل سازی عددی می توان گفت که گرمایش سطح ایرفویل مطابق قسمتهای مشخص شده در شکل (۹) نمی تواند بر اساس هدف مد نظر که همان کاهش مصرف سوخت و افزایش برد هواپیماست، مفید باشد.



شکل ۱۰: تغییرات  $C_L/C_D$  بر حسب شار حرارتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش اول

بگونه ای که در شکل (۱۱) ملاحظه می گردد آزمایش دوم شار حرارتی گرمایشی به لبه حمله و قسمتی از زیر ایرفویل اعمال شده است.

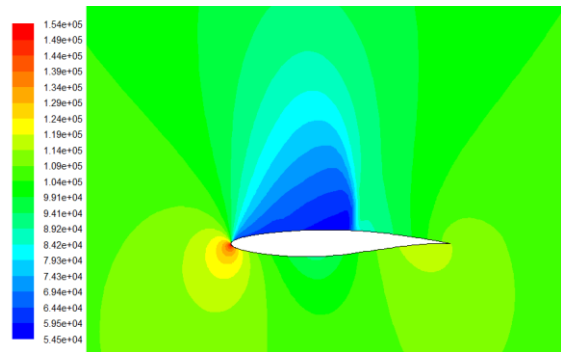


شکل ۱۱: شار حرارتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش دوم

در جدول (۵) ملاحظه می شود که شارهای حرارتی مختلفی روی قسمت های مشخص شده اعمال شده و بعد از همگرایی حل مقادیر ضرائب برآ و پسا استخراج شده و در جدول (۵) درج گردیده است. همچنین در ستون سوم نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ( $C_L/C_D$ ) محاسبه شده و نوشته شده است و نیز بصورت نمودار در شکل (۱۲) نشان داده شده است.

جدول ۵: مقایسه نتایج ضرائب برآ و پسا بدست آمده با شارهای مختلف حرارتی برای آزمایش دوم

$C_L/C_D$	ضریب پسا	ضریب برآ	
۳۹/۳۲۴	۰/۰۱۹۵۳	۰/۷۶۸۰	آنیاتیک
۳۹/۴۵۷	۰/۰۱۹۵۱	۰/۷۶۷۸	$KW/m^2 10$
۳۹/۶۳۳	۰/۰۱۹۳۷	۰/۷۶۷۷	$KW/m^2 15$
۳۹/۷۲۶	۰/۰۱۹۳۲	۰/۷۶۷۵	$KW/m^2 22/5$
۳۹/۸۴۴	۰/۰۱۹۲۶	۰/۷۶۷۴	$KW/m^2 30$
۳۹/۹۳۲	۰/۰۱۹۲۱	۰/۷۶۷۱	$KW/m^2 45$



شکل ۸: خطوط همتراز فشار مطلق اطراف ایرفویل

با انتخاب روش مدل سازی توربولانس RSM به مدل سازی جریان با اعمال شار حرارتی روی دیواره ایرفویل RAE2822 پرداخته شده است. همانگونه که در شکل (۹) مشخص است در آزمایش اول شار حرارتی گرمایشی به لبه حمله و قسمت زیادی از روی ایرفویل اعمال شده است.



شکل ۹: شار حرارتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش اول

بگونه ای که در جدول (۴) ملاحظه می گردد شارهای حرارتی مختلفی روی قسمت های مشخص شده اعمال شده و بعد از همگرایی حل مقادیر ضرائب برآ و پسا استخراج شده و در جدول فوق درج شده است. همچنین ستونی برای نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ( $C_L/C_D$ ) در نظر گرفته شده است. در تحقیقات گذشته خصوصاً در جریان زیر صوت هدف از اعمال شار حرارتی کاهش پسا و به عبارتی پسای اصطکاکی بوده تا توان مورد نیاز برای پرواز و به عبارتی مصرف سوخت کاهش یابد متغیر تعیین کننده در طول پرواز با مقدار سوخت مشخص متغیر  $C_L/C_D$  می باشد. با افزایش  $C_L/C_D$  یک هواپیما می تواند مسیر طولانی تری با مقدار سوخت مشخص بپیماید و یا بالاترین مداومت پروازی داشته باشد [۱۴]. مقدار حاصل از داده های آزمایشگاهی برای  $C_L/C_D$  در شرایط دیواره آدیاباتیک برابر 47.798 است.

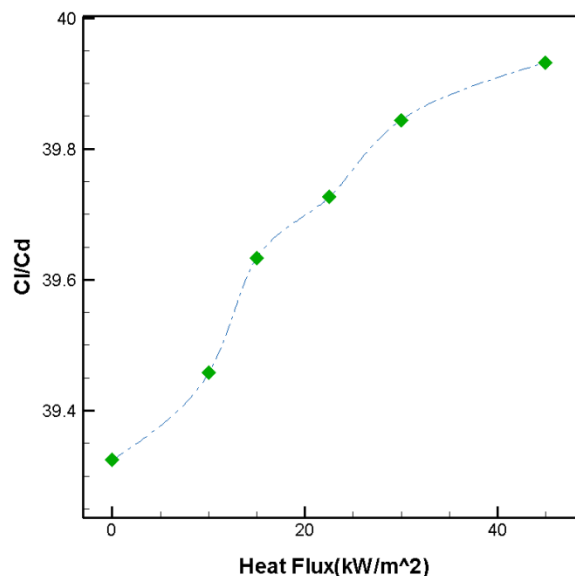
جدول ۴: مقایسه نتایج ضرائب برآ و پسا بدست آمده با شارهای مختلف حرارتی برای آزمایش اول

$C_L/C_D$	ضریب پسا	ضریب برآ	
۳۹/۳۲۴	۰/۰۱۹۵۳	۰/۷۶۸۰	آدیاباتیک
۳۹/۲۰۱	۰/۰۱۹۵۲	۰/۷۶۵۲	$10 KW/m^2$
۳۹/۱۶۹	۰/۰۱۹۵۰	۰/۷۶۳۸	$15 KW/m^2$
۳۹/۱۳۸	۰/۰۱۹۵۴	۰/۷۶۱۳	$22/5 KW/m^2$
۳۹/۱۱۳	۰/۰۱۹۴۰	۰/۷۵۸۸	$30 KW/m^2$
۳۹/۰۹۸	۰/۰۱۹۲۹	۰/۷۵۴۲	$45 KW/m^2$

همانگونه که در جدول (۴) ملاحظه می گردد با اعمال شار حرارتی ضریب پسا کاهش می یابد ولی مقدار آن بسیار اندک است و دلیل آن سهم اندک پسای اصطکاکی در مقابل پسای فشاری است. در آزمایش فوق مقدار ضریب برآ نیز کاهش می یابد و مقدار متغیر  $C_L/C_D$  نیز کاهش یافته است. مقادیر بدست آمده بصورت نمودار در شکل (۱۰) نشان داده شده است. بنابراین با

۵- مراجع

- [1] J.C. Lin, R. L. Ash, *Wall Temperature Control of Low-Speed Body Drag*, Journal of Aircraft, Vol. 23, No. 1, pp. 93-94, 1986.
- [2] B.R. Kramer, B. C. Smith, J. P. Heid, *Drag Reduction Experiments Using Boundary Layer Heating*, AIAA-99-0134, 1999.
- [3] I.H. Shames, *Mechanics of Fluids*, 4<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill, 2002.
- [4] M. Imbriale, A. Ianiro, C. Meola, G. Cardone, *Convective heat transfer by a row of jets impinging on a concave surface*, International Journal of Thermal Sciences, Vol. 75, pp. 153-163, 2014.
- [5] A. Lampton, J. Valasek, *Prediction of icing effects on the lateral/directional stability and control of light airplanes*, Aerospace Science and Technology, Vol. 23, No. 1, pp. 305-311, 2012.
- [6] H.H.T. Liu, J. Hua, *Three-Dimensional Integrated Thermodynamic Simulation for Wing Anti-Icing System*, Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 6, pp. 1291-1297, 2004.
- [7] Reference Manual, FLUNET6.3, *Turbulence Modeling*, September 2006.
- [8] AGARD-AR-138, *AGARD Advisory Report No. 138-Experimental Data Base for Computer Program Assessment*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1979.
- [9] D.C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Incorporated, 5354 Palma Drive, La Canada, California 91011, 1994.
- [10] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, Elsevier, 2001.
- [11] H. Luo, J.D. Baum, R. Lohner, *Computation of Compressible Flows using a Two-equation Turbulence Model on Unstructured Grids*, International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 17, No. 1, pp. 87-93, 2003.
- [12] M. Woopen, T. Ludescher, G. May, *A Hybridized Discontinuous Galerkin Method for Turbulent Compressible Flow*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Paper 2014-2783, 2014.
- [13] Schlichting, H., 1978. *Boundary Layer Theory*, 7th edition, McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering.
- [14] J.D. Anderson, *Introduction to Flight*, McGraw-Hill Education, 7<sup>th</sup> edition, 2011.



شکل ۱۲: تغییرات  $C_L/C_D$  بر حسب شار حرارتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش دوم

همانگونه که در شکل (۱۲) ملاحظه می‌شود با اعمال شار حرارتی بر زیر ایرفویل و با افزایش آن، مقدار نسبت ضرائب آیرودینامیکی افزایش می‌یابد و می‌توان انتظار افزایش برد هواپیما را گذر صوتی با گرمایش زیر بال را داشت.

۴- نتیجه گیری

مدل سازی جریان مغشوش گذر صوت با روش RSM در مجموع نسبت به روش k-ε دارای دقت بهتری می‌باشد. شبیه سازی های عددی نشان داد که گرمایش لایه مرزی منجر به تغییراتی در ضرائب برآ و پسای بال گذر صوتی می‌گردد و نتایج بدست آمده از مدل سازی عددی برای گرمایش سطح بالایی و پایینی ایرفویل نتایج مختلفی را در تغییر میزان نسبت برآ به پسای نشان داد در حالی که در هر دو حالت نیروی پساکاهش یافته است. با توجه به هدف افزایش برد هواپیما که با افزایش نسبت برآ به پسای رابطه مستقیم دارد. نتایج شبیه سازی عددی نشان می‌دهد که بهتر است برای بالا بردن برد هواپیما به گرمایش لایه مرزی در زیر بال هواپیما پرداخته شود. در این میان بایستی این نکته مهم را در نظر داشت که بایستی انرژی مورد نیاز از انرژی اتلافی در موتور هواپیما همانند هوای خنک کننده پره های توربین تامین شود نه از طریق افزایش مصرف سوخت.