

نشریه مباحث برگزیده در انرژی



بررسی اثرات گرمایش لایه مرزی بر ضرائب آیرودینامیکی ایرفویل گذر صوتی به کمک دینامیکسیالات محاسباتی

میریوسف هاشمی^{ا*}، حسن رسولی خورجستان^۲

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 مهندسی۲، واحد تبریز، دانشگاه آزاد اسلامی، تبریز، ایران * نویسنده مسئول،<u>m.v.hashemi@azaruniv.ac.ir</u>

چکیدہ

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

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

Mir Yoseph Hashemi^{1*}, Hassan Rasooli Khorjestan²

Department of Mechanical Engineering, AzarbaijanShahidMadani University, Tabriz, Iran.
 Department of Mechanical Engineering, Tabriz Branch, Islamic Azad University, Tabriz, Iran.
 * Corresponding Author (<u>m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir</u>)

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.

۱– مقدمه

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 نگهداشتن 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 مثار حرارتی به داخل لایه مرزی در محدوده آشفتگی میباشد. ایده گرم شار حرارتی به داخل لایه مرزی در محدوده آشفتگی میباشد. ایده گرم آزمایشاتی که در سال ۱۹۸۶ توسط لین و اُش 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 مولکول های سیال شده و به تبع آن تعداد و قدرت برخورد مولکول های سیال بیشتر شده و مومنتوم 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 مومنتوم 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.

$$T_{R} = \frac{T_{BL}}{T_{\infty}} \quad , \quad \frac{\mu_{BL}}{\mu_{\infty}} \approx T_{R} \quad , \quad \frac{\rho_{BL}}{\rho_{\infty}} = \frac{1}{T_{R}} \tag{1}$$

BL در روابط فوق زیرنویس ∞ مربوط به خواص در دور دست و زیرنویس BL مربوط به خواص در کنار لایه مرزی میباشد و T, ρ و μ 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 می گذارند و تاثیر کدام یک بیشتر است. مطالعات نشان می دهد که تغییر ضرائب آئرودینامیکی ایرفویلها بر اثر شار حرارتی در جریان آرام ناچیز است. با توجه به رابطه ضریب پسا با عدد رینولدز در جریان آرام زوی صفحه تخت میتوان نوشت[۳]:

$$C_{d} \propto \frac{1}{\sqrt{\text{Re}}} , \text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu}$$

$$\Rightarrow C_{d} \propto \sqrt{\frac{\mu}{\rho}} , D = \frac{1}{2} \rho V^{2} S C_{d} \Rightarrow D \propto \sqrt{\rho \mu}$$
(7)

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.

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

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

$$C_{d} \propto \frac{1}{(\operatorname{Re})^{\frac{1}{6}}}, \operatorname{Re} = \frac{\rho V L}{\mu}$$

$$\Rightarrow C_{d} \propto \rho^{-\frac{1}{6}} \mu^{\frac{1}{6}}, D = \frac{1}{2} \rho V^{2} S C_{d}$$

$$\Rightarrow D \propto \rho^{\frac{5}{6}} \mu^{\frac{1}{6}}$$

$$(f)$$

و در چنین شرایطی پسای اصطکاکی کنار سطح جسم کاهش مییابد. اعمال شار حرارتی در لبه حمله بال بکار گرفته می شود تا از ایجاد یخ و تغییر فاحش ضرائب آئرودینامیکی 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 عمليات گرمايش لبه حمله بال بهبود مي يابد [۴]. لامپتون و والاسک نيز اثرات تغییر ضرائب آئرودینامیکی در اثر یخ زدگی لبه حمله بال بر روی پایداری و کنترل هواپیمای سبک را شبیه سازی کرده و به این نتیجه رسیدند که یخزدگی بال پاسخ سیستمهای کنترلی به فرامین دریافتی از خلبان را كند مى كند[۵]. ليو و هيوآ نيز گرمايش داخلى لبه حمله با 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 می سد. در این تحقیق شرایط تحلیلی ارائه شده برای تغییرات ضرائب آئرودینامیکی خصوصاً ضریب پسا و برآ، بصورت عددی شبیه سازی شده و مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور بررسی اثر شار کرارتی روی ضرایب آیرودینامیکی 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 ضرایب پسا و برآ و تاثیر آن بر میزان

کاهش مصرف سوخت و افزایش مداومت پروازی هواپیما می باشد. بمنظور صحه 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 میباشند. شکل بقایی این معادلات در شکل انتگرالی برای حجم کنترل Ω بصورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \prod_{\Omega_s} \mathbf{H} \bullet \vec{n} \, ds = 0 \tag{(a)}$$

که در این رابطه Ω_s مرز حجم کنترل، \overline{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 میباشد که بصورت زیر تعریف می شوند:

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

$$\mathbf{H} = (\mathbf{F}^{i} + \mathbf{F}^{v})\vec{i} + (\mathbf{G}^{i} + \mathbf{G}^{v})\vec{j}$$
(8)

E که در \mathcal{W} ، \mathcal{Y} ، \mathcal{Y} ، \mathcal{Y} , \mathcal{W} ی که در \mathcal{W} ، \mathcal{W} , \mathcal{W} ی که در \mathcal{W} ، \mathcal{W} ، \mathcal{W} ، \mathcal{W} , \mathcal{W}

$$\mathbf{F}^{i} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^{2} + p \\ \rho uv \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}^{i} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^{2} + p \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix}$$
(Y)
$$\mathbf{F}^{v} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_{x} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}^{v} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_{y} \end{bmatrix}$$

مؤلفههای تانسور تنش و بردار شار حرارتی بصورت زیر تعریف میشوند:

$$\begin{cases} \tau_{xx} = -\mu S_{xx} + \rho u^{"2} \\ \tau_{yy} = -\mu S_{yy} + \rho v^{"2} \\ \tau_{xy} = -\mu S_{xy} + \rho u^{"y} \end{cases} \begin{cases} S_{xx} = 2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}\right) \\ S_{yy} = 2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}\right) \\ S_{xy} = \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right) \end{cases} , \qquad (A)$$
$$\begin{cases} q_x = -\gamma \left(\frac{\mu}{\Pr} + \frac{\mu_t}{\Pr_t}\right)\frac{\partial T}{\partial x} \\ q_y = -\gamma \left(\frac{\mu}{\Pr} + \frac{\mu_t}{\Pr_t}\right)\frac{\partial T}{\partial y} \end{cases}$$

که در آن Pr عدد پرانتل آرام و Pr عدد پرانتل مغشوش میباشد که برای هوا به ترتیب ۰/۷ و ۰/۹ استفاده میشود. همچنین µ لزجت آرام و µ لزجت گردابی همگن برای حالت مغشوش است که بصورت زیر قابل محاسبه است:

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

که در آن k انرژی جنبشی مغشوش، ${\mathcal E}$ نرخ استهلاک انرژی جنبشی آشفته و C_{μ} یک ضریب ثابت بوده که دارای مقدار ۰/۰۹ است[۹]. همچنین لزجت آرام با توجه به قانون ساترلند بصورت زیر محاسبه می ${\mathcal R}_{\mu}$.

$$\frac{\mu}{\mu_{\infty}} = \left(\frac{T}{T_{\infty}}\right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{T_{\infty} + 110.4}{T + 110.4}\right)$$
(1.)

و برای تکمیل معادلات فوق از معادلهٔ حالت گاز کامل استفاده میشود.

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

در این تحقیق برای مدل سازی جریان مغشوش دو روش، که یکی از آنها روش دو معادلهای ٤-k و دیگری روش پنج معادلهای مدل سازی تنشهای رینولدز^۱ (RSM) میباشد، 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 [۱۹ی۳] 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.

ِ شبکه	نتايج از	مطالعه استقلال	ں مختلف در	شبکه های	جدول ۱ : اطلاعات
--------	----------	----------------	------------	----------	-------------------------

تعداد نقاط	تعداد نقاط	تعداد	تعداد	
روى مرز	روى	سلولهای	نقاط	
بيرونى	ايرفويل	شبكه	شبكه	
۳	178	۱	1.715	شبکه ۱
۴ ۰ ۲	144	1758-	1 1 4 1 4	شبکه ۲
۴۷.	۲۲.	۲۴۰۰۰	24240	شبکه ۳
۵۹۶	۲.۶	8881.	88881	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 معادلهای استاندارد و روش توربولانس تنشهای رینولدز^۲ 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 آئرودینامیکی ایرفویل انتخاب شده است. عدد ماخ جریان، عدد رینولدز و زاویه حمله ایرفویل 2822 بصورت زیر می باشد.

 $M_{\infty} = 0.734$, $\text{Re} = 6.5 \times 10^6$, $\alpha = 2.79^\circ$ (17)

۲ Reynolds Stress Modeling Reynolds Stress

در استفاده از مدل سازی توربولانس نیاز به وارد کردن انرژی جنبشی توربولانسی^۳ (*k*) و نرخ استهلاک توربولانسی^۴ (*E*) در شرایط مرزی می باشد که با استفاده از روابط زیر قابل محاسبه هستند:

$$k = \frac{3}{2} \left(u_{ave} I \right)^2 \quad , \quad \varepsilon = C_{\mu}^{\frac{3}{4}} \frac{k^{\frac{3}{2}}}{l} \tag{17}$$

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 Lطول 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 $10^{-4} = 10 \times 10^{-4}$ ایزارش شده است [1۲].بنابراین مقادیر انرژی جنبشی توربولانسی (k) و نرخ استهلاک توربولانسی (3) مورد استفاده در شرط مرزی بصورت زیر است:

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

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

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

$$\varepsilon = 0.0123 \left(\frac{m^2}{s^3}\right).$$
(17)

در قسمت حلگر روش محاسبه شار^۵ 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^۶ در تکرارهای اولیه کمتر و برابر۸/۰ انتخاب شده و بعد با شکل گیری جریان در مراحلی به تدریج افزایش یافته است تا حل معادلات زودتر همگرا شوند. همچنین بمنظور جلوگیری از واگرائی احتمالی ضریب زیر آسایش^۷ برای هر دو معادلات جریان و توربولانس مقدار ۶/۰ 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 ٤-k و دیواره آدیاباتیک مدل سازی شده و بعد از همگرائی حل با شبکه های مختلف، مقادیر ضرائب برآ و پسای حاصل شده در جدول(۲) آورده شده است.

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

ضريب برا	
·/YD14Y	شبکه ۱
•/٧۶۴۶۵	شبکه ۲
•/VATT1	شبکه ۳
• /VATAT	شبکه ۴
	ضریب برا ۷۷۵۱۴۷۰ ۷/۷۶۴۶۵۰ ۰/۷۸۲۳۱

[°]Turbulent Kinetic Energy

Festimating Turbulent Dissipation Rate Flux type Courant Number 'Under-Relaxation Factors



شکل ۱: شبکه باسازمان (شبکه ۳) ایجاد شده در میدان اطراف ایرفویل RAE2822

با توجه به میزان تغییرات ضرایت 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 همگرائی مانده های^۸حل با روش مدل سازی توربولانس k-ε با استفاده از سومین شبکه نشان داده شده است و مشاهده می گردد که با ۱۰۰۰۰ تکرار نُرم تمامی مانده ها به ۰/۰۰۱ رسیده است. شیب و شکل نمودار همگرائی نشان از انتخاب مناسب روش حل، شرایط مرزی و شرایط اولیه دارد.

در شکل (۲) نمودار همگرائی 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 بوش RSM در مقایسه با روش ع-k در استخراج محل و قدرت موج ضربه ای پیشتر است. همچنین در شکلهای (۴و۵) نمودارهای همگرائی 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 همانگونه که در جدول(۳) ملاحظه می گردد در محاسبه ضریب برآ دقت روش ع-k نسبت به روش MSM بیشتر بوده و در محاسبه ضریب پسا برعکس دقت روش MSM بیشتر است. بنابراین با توجه به اهمیت محاسبات مربوط به لایه مرزی و استخراج نیروی پسای دقیق در مجموع می توان استنباط کرد که دقت روش MSM نسبت به روش ع-k در مدل سازی عددی این مسئله بیشتر است و بهتر است در شرایط اعمال شار حرارتی روی دیواره این مسئله بیشتر است و بهتر است در شرایط اعمال شار حرارتی روی دیواره

در شکلهای (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 $\hat{\lambda}$ می باشد و چنین حالتی در شکل (۸) بطور واضح مشخص است[۱۳].

epsilon



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



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

جدول ۳: مقایسه نتایج دو روش مختلف مدل سازی آشفتگی در محاسبه ضرائب برآ و سا

ضريب پسا	ضريب برا	
•/•188•	۰/۸·۳۰	نتایج تجربی (۸)
•/• ٢٨٢۴	• /٧٨٢٣	روش مدل سازی توربولانس (2eng)k-ε))
•/• ١٩۵٣	•/Y&V•	روش مدل سازی توربولانس (5eng)k-ε))



شکل ۷: خطوط همتراز عدد ماخ اطراف ایرفویل



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



Iterations

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



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



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 حراتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش اول

بگونهای که در جدول (۴) ملاحظه می گردد شارهای حرارتی مختلفی روی قسمت های مشخص شده اعمال شده و بعد از همگرائی حل مقادیر ضرائب برآ و پسا استخراج شده و در جدول فوق درج شده است. همچنین ستونی برای نسبت ضریب برآ به ضریب پسا(CL/CD) 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 (CL/CD می باشد. با افزایش CL/CD 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 CL/CD در شرایط دیواره آدیاباتیک برابر 47.798 است.

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

برای آزمایش اول				
c_{L/c_D}	ضريب پسا	ضريب برا		
341/42	۰/۰۱۹۵۳	•/٧۶٨•	آدياباتيک	
34/201	•/• 1967	•/٧۶۵٢	$M \cdot KW/m^2$	
۳٩/١۶٩	۰/۰۱۹۵۰	•/٧۶٣٨	۱۵KW/m²	
۳٩/١٣٨	•/•1904	•/٧۶١٣	۲۲/۵KW/m ²	
۳۹/۱۱۳	•/•194•	•/Y۵AA	$\tilde{v} \cdot KW/m^2$	
۳٩/•٩٨	•/• 1979	•/٧۵۴٢	۴۵KW/m²	

همانگونه که در جدول (۴) ملاحظه می گردد با اعمال شار حرارتی ضریب پسا کاهش مییابد 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 مییابد و مقدار متغیر CL/CD نیز کاهش یافته است. مقادیر بدست آمده بصورت نمودار در شکل (۱۰) نشان داده شده است. بنابراین با

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: تغییراتCL/CD بر حسب شار حراتی 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 حراتی 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 همگرائی 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(CL/CD) 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 ازمایش دوم				
ضريب پسا	ضريب برا			
۰/۰۱۹۵۳	•/Y9X•	آئياباتيک		
٠/٠١٩۵١	·/Y&VA	KW/m^2).		
۰/۰۱۹۳۷	·/Y۶YY	KW/m² ۱۵		
•/• ١٩٣٢	۰/۷۶V۵	KW/m²۲۲/۵		
۰/۰۱۹۲۶	·/V۶V۴	KW/m²r∙		
•/• 1971	۰ / ۲۶۲ ۱	KW/m²۴۵		
	دوم ضریب پسا ۰/۰۱۹۵۳ ۰/۰۱۹۵۱ ۰/۰۱۹۳۷ ۰/۰۱۹۳۲ ۰/۰۱۹۲۶	برای آزمایش دوم ضریب برا ضریب پسا ۰/۷۶۸۰ ۱۹۵۳ ۰/۷۶۷۸ ۰/۷۶۷۷ ۰/۷۶۷۷ ۰/۷۶۷۵ ۰/۷۶۷۴ ۰/۷۶۷۲ ۰/۷۶۷۱		

۵- مراجع

[1] J.C. Lin, R. L. Ash, *Wall Temperature Control of Low-Speed Body Drag*, Journal ofAircraft, 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, 4th 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 Grow 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, $7^{\rm th}$ edition, 2011.



شکل ۱۲: تغییراتCL/CDبر حسب شار حراتی اعمال شده روی ایرفویل در آزمایش دوم

همانگونه که در شکل (۱۲) ملاحظه می شود با اعمال شار حرارتی بر زیر ایرفویل و با افزایش آن، مقدارنسبت ضرائی آیرودینامیکی افزایش می یابد و می توان انتظار افزایش برد هواپیمای 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 ٤-K 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 می گردد و نتایج بدست آمده از مدل سازی عددی برای گرمایش سطح بالایی و پایینی ایرفویل نتایج مختلفی را در تغییر میزان نسبت برآ به پسا نشان داد در حالی که در هر دو حالت نیروی پسا کاهش یافته است. با توجه نشان داد در حالی که در هر دو حالت نیروی پسا کاهش یافته است. با توجه بالایی و پایینی ایرفویل نتایج مختلفی را در تغییر میزان نسبت برآ به پسا برد معاف افزایش برد هواپیما که با افزایش نسبت برآ به پسا رابطه مستقیم نرد. نتایج شبیه سازی عددی نشان می دهد که بهتر است برای بالا بردن نرد 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.