

شبیه‌سازی عددی جریان فراصوت همراه با انتقال جرم (مکش و تزریق جریان) روی سطح جسم

عباس طریبی^۱، جاماسب پیرکندی^۲

۱ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، abbastarabi@mut.ac.ir

۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۹/۲۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۸/۲۲

چکیده

در این پژوهش، جریان لایه مرزی تراکم‌پذیر، دائم و لزج همراه با انتقال جرم (مکش یا تزریق جریان) روی بدنه‌های متقارن محوری مورد تحلیل عددی قرار گرفته است. برای این منظور، با تقریب معادلات کلی ناویر - استوکس به معادلات لایه مرزی جریان فراصوت، معادلات حاصل با استفاده از روش غیرتشابهی و انتگرالی جهت محاسبه توزیع انتقال حرارت روی سطح دماغه و تعیین مشخصات لایه مرزی به صورت عددی حل شده‌اند. سیال گاز نیوتنی هواست که با یک سرعت ثابت مکش یا تزریق به صورت سراسری و یا محلی به وسیله ایجاد سوراخ‌های در نقاط مختلف روی سطح جسم اعمال می‌شود. با انتقال معادلات حاکم به همراه شرایط مرزی با استفاده از تبدیل پرابستن - الیوت به مختصات جدید، سیستم معادلات غیرخطی و کوپل شده با توجه به طبیعت سهموی بودنش به صورت قدم‌به‌قدم حل شده است. برای تعیین مشخصات جریان، سه حالت دیواره صلب ($v_w = 0$)، دیواره متخلخل همراه با مکش ($v_w < 0$) یا تزریق ($v_w > 0$) جریان بررسی شده‌اند. شبیه‌سازی عددی جریان روی یک دماغه با زاویه رأس ۲۰ درجه، در اعداد ماخ، فشارها و دماهای مختلف انجام گرفته است. به منظور تأیید صحت شبیه‌سازی عددی، نتایج با مقادیر عددی دیگران و همچنین با نتایج حاصل از اجرای نرم‌افزار فلونت مورد مقایسه قرار گرفته که کاملاً رضایت‌بخش می‌باشد.

واژگان کلیدی

جریان فراصوت، لایه مرزی تراکم‌پذیر، مکش و تزریق جریان، بدنه متقارن محوری، کنترل جریان

۱. مقدمه

خنک‌سازی و یا گرم‌نمودن دیواره استفاده می‌شود. از ترکیب تأثیر تزریق و مکش موضعی اغلب به‌عنوان یک روش فعال ائروپدینامیکی برای حفظ و کنترل جریان لایه مرزی (جلوگیری از

یکی از مباحث علمی و کاربردی در ائروپدینامیک بررسی و تحلیل عددی لایه مرزی فراصوت همراه با مکش^۱ و تزریق^۲ جریان روی جسم است. برای کنترل لایه مرزی روی جسم از روش‌های

انتقال جریان آرام به آشفته و نیز جدایی جریان آشفته) و کاهش اصطکاک پوسته‌ای سطح در صنعت استفاده می‌شود. از جمله روش‌های غیرفعال^۳ جهت به تأخیر انداختن جدایی جریان روی جسم می‌توان استفاده از بالچه‌های دمشی^۴ و پیش‌بال روی بال‌ها^۵ و یا تولید گردابه‌ها روی نقاط مختلف بال را نام برد. اگر جسم صلب و جریان دائم باشد، جرم موجود در حجم کنترل مقدار ثابتی خواهد داشت. اگر دیواره متخلخل باشد، مقداری از جریان از طریق v_w به اندازه $\rho_w v_w$ وارد المان خواهد شد که باید مد نظر قرار گیرد. برای بررسی عددی جریان فراصوت حول اجسام متقارن محوری، پژوهش‌های گسترده‌ای به صورت تئوری و تجربی انجام گرفته و نتایج آنها به صورت داده‌های تجربی و نتایج عددی ثبت شده‌اند. روی و تخار (۲۰۰۳) جریان لایه مرزی تراکم‌پذیر را روی کره و سیلندر با ایجاد سوراخ‌های مکشی و تزریقی به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند [۱]. طبق نتایج، جدایی جریان روی جسم را می‌توان با ایجاد سوراخ‌های مکشی غیریکنواخت و انتقال آنها به سمت پایین دست جریان تأخیر انداخت. دامیترسو و همکاران (۲۰۰۳) نیز محل جدایش لایه مرزی آرام روی بدنه‌های دوبعدی و متقارن محوری را به صورت عددی تحلیل کردند [۲]. نتایج مطالعات آنها تعیین دقیق نقاط جدایش روی بدنه‌های فوق بوده است. حیدری نژاد و همکاران (۲۰۰۳) نیز آثار اتلاف عددی بر متغیرهای جریان لزج فراصوت را با استفاده از مقایسه روش‌های تفاضل مرکزی و بالادست انجام دادند [۳]. علیشاهی و همکاران (۲۰۰۳) معادلات سه‌بعدی اویلر برای جریان فراصوت را با استفاده از روش‌های صریح و ضمنی حل نمودند [۴]. آنها برای تأیید دقت برنامه، جریان روی دماغه اجایو شکسته و یک مخروط در زوایای حمله و اعداد ماخ مختلف را مورد بررسی قرار دادند. پسندیده فرد (۲۰۰۴) نیز میدان جریان حول یک هندسه متقارن را توسط معادلات ناویر - استوکس به صورت عددی تحلیل کرد [۴]. در این کار، آثار شبکه به صورت کاملاً دقیق مورد بررسی قرار گرفته، آنگاه دو مدل آشفته‌گی جبری و یک مدل آشفته‌گی یک معادله‌ای مورد استفاده قرار گرفت. خین‌لیانک و دکسان (۲۰۰۴) نیز با استفاده از روش DNS لایه مرزی تراکم‌پذیر آشفته در جریان فراصوت روی گوه سر پخ را به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند [۶]. طبق نتایج، عدد ماخ در لایه مرزی آشفته روی گوه زیاد بالا نبوده و بسیار کمتر از مقدارش روی صفحه تخت است. حیدری و همکاران (۲۰۰۵) جریان فراصوت آشفته حول اجسام مدور به انضمام ناحیه

پشت را با استفاده از شبکه چند بلوکی و مرز بلوکی انطباقی به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند [۷]. حل عددی معادلات به روش ضمنی تفاضل محدود و مرکزی بیم - وارمینگ انجام گرفته و آشفته‌گی جریان با استفاده از مدل جبری دولایه‌ای بالدوین - لومکس مدلسازی شد. باشکین و همکاران (۲۰۰۵) نیز جریان حول بدنه‌های مخروطی را در محدوده وسیعی از پارامترهای تأثیرگذار (زاویه حمله و عدد ماخ) به صورت تئوری و تجربی مورد مطالعه قرار دادند [۸]. حیدری و همکاران (۲۰۰۶) جریان فراصوت حول یک بدنه مدور طویل را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند [۹]. آنها آزمایش‌های مختلفی را برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی یک بدنه استوانه‌ای طویل با دماغه اجایو، در جریان فراصوت در تونل باد انجام دادند. تقوی زنوز و سالاری (۲۰۰۶) نیز ایجاد ناحیه گذار در لایه مرزی جریان‌های با شدت توربولانسی زیاد جریان آزاد را به کمک یک مدل فیزیکی پیش‌بینی نمودند [۱۰]. آنها از یک مدل فیزیکی که اساس آن بر مدلسازی نوسانات سرعت نزدیک دیواره جریان‌های لایه مرزی استوار است، برای پیش‌بینی فرایند گذار، در جریان‌های با لایه مرزی چسبیده به سطح استفاده نمودند. خنوس و همکاران (۲۰۰۶) کنترل جریان لایه مرزی آشفته تراکم‌پذیر روی گوه را به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند [۱۱]. آنها آثار مکش و تزریق روی جریان لایه مرزی تراکم‌پذیر و پایدار با گرادپان فشار معکوس همراه با انتقال حرارت روی گوه را حل کردند. اصفهانیان و همکاران (۲۰۰۷) جریان فراصوت روی استوانه و کره همراه با موج ضربه‌ای را با استفاده از روش‌های طیفی به صورت عددی حل نمودند [۱۲]. آنها نتایج حاصل از این روش را با نتایج دیگر محققان مقایسه کردند. محمدی نائینی (۲۰۰۸) با استفاده از تلفیق جریان لایه مرزی و جریان ایده‌آل جریان خارجی حول اجسام را به صورت عددی شبیه‌سازی نمود [۱۳]. وی هر دو جریان لایه مرزی و پتانسیل را به صورت تکراری حل و کمیت‌های مهم جریان را محاسبه کردند. حیدری و طیبی رهنی (۲۰۰۸) نیز جریان‌های آشفته فراصوت حول اجسام متقارن را با استفاده از یک شبکه چند بلوکی و ترکیب معادلات PNS و TLNS به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند [۱۴].

بدنه‌های متقارن محوری اغلب به‌عنوان بخش‌های اصلی وسائل پرنده‌اند. بنابراین بررسی جریان عبوری روی این بدنه‌ها دارای مزایای علمی و کاربردی است. در این پژوهش، جریان لایه

معادلات اندازه حرکت خطی:

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \overline{\rho v} \frac{\partial u}{\partial y} = \quad (2)$$

$$\rho_e U_e \frac{dU_e}{dx} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y} \left[r(\mu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{\rho u'v'}) \right],$$

$$\frac{\partial P}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

معادله انرژی:

$$\rho u \frac{\partial h}{\partial x} + \overline{\rho v} \frac{\partial h}{\partial y} = u(-\rho_e U_e \frac{dU_e}{dx}) + \quad (4)$$

$$+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y} \left[r(k \frac{\partial T}{\partial y} - \overline{\rho v' h'}) \right] + \frac{\partial u}{\partial y} (\mu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{\rho u'v'})$$

با توجه به ماهیت سه‌موی سیستم معادلات، شرایط مرزی باید در دو طرف دامنه حل شده و علاوه بر آن شرایط اولیه را در $x = x_0$ تأمین نماید، شرایط مرزی زیر برای حل معادلات وجود دارند:

$$y = 0: u = 0, v = v_w(x), h = h_w(x) \quad (5)$$

$$y = \delta: u = u_e(x), h = h_e(x),$$

تغییرات فشار استاتیکی که در امتداد لایه مرزی ثابت در نظر گرفته شده براساس قانون پرانتل می‌باشد. طبق این قانون برای جریان‌هایی با عدد رینولدز بالا، آثار لزجت در طول یک لایه نازک، در امتداد سطح جامد محصور شده و در بیرون لایه فوق لزجت اثری ندارد. نظریه فوق اساساً اتصال رابطه بین دو فرضیه جریان سیال واقعی و جریان سیال ایده‌آل (جریان پتانسیل) می‌باشد. گفتنی است اثر لایه مرزی را نمی‌توان نادیده گرفت؛ زیرا تمام انتقال حرکت و حرارت و جرم چه به سمت جسم و چه به خارج از جسم در همین لایه نازک صورت می‌گیرد. در خارج این لایه جریان مانند یک جریان غیرلزج (جریان پتانسیل) عمل کرده و از معادله اویلر استفاده می‌شود. در ناحیه لزج جریان سیال به صورت واقعی بوده و از معادلات ناویر - استوکس استفاده خواهد شد.

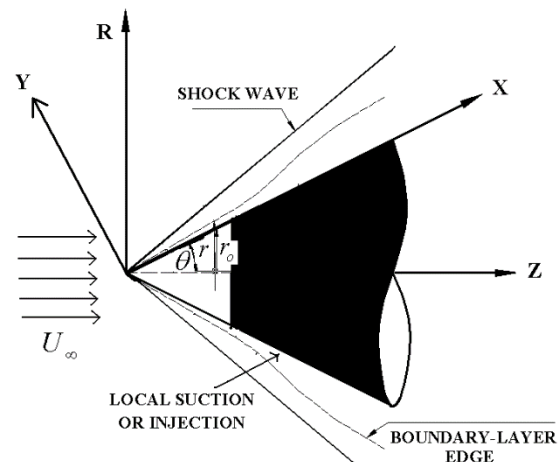
۳. روش حل عددی

معادلات ۱ تا ۴ به صورت یک سیستم معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی کوپل شده و غیرخطی است. برای حل عددی یکپارچه معادلات حاکم، سیستم مختصات فیزیکی شامل متغیرهای مستقل (x, y) به مختصات انتقال یافته (ξ, η) تبدیل شده‌اند. برای این منظور از کلی‌ترین تبدیل معادلات (تبدیل

مرزی فراسوت تراکم‌پذیر روی جسم متخلخل به همراه آثار مکش یا تزریق محلی مورد بررسی قرار گرفته است. معادلات لایه مرزی تراکم‌پذیر حول جسم به صورت کامل حل شده و مشخصات جریان همچون انتقال حرارت، تنش برشی، اصطکاک پوسته و ضخامت لایه مرزی محاسبه شده‌اند. معادلات حاکم بر جریان با استفاده از روش تفاضل محدود ضمنی حل شده‌اند. نتایج حاصل برای یک مدل در شرایط مختلف به کار رفته و با نتایج دیگران مقایسه شده است.

۲. معادلات لایه مرزی در محیط فیزیکی

جریان لایه مرزی تراکم‌پذیر، دائم و لزج همراه با انتقال جرم (مکش یا تزریق جریان) روی بدنه متقارن محوری متخلخل در نظر گرفته شده است. بدنه در یک انتقال حرارت گاز کامل و نیوتنی (هوا) که با سرعت U_∞ به سمت آن جریان دارد فرو می‌رود (شکل ۱). سیال روی جسم در معرض مکش یا تزریق محلی و یا سراسری به وسیله ایجاد سوراخ‌های در نقاط مختلف روی سطح جسم قرار گرفته و درجه حرارت سطح آن برابر با T_w می‌باشد.



شکل ۱. سیستم مختصات و شکل جریان روی بدنه متقارن محوری [۱۵]

تحت فرضیات فوق، معادلات حاکم بر جریان، معادلات لایه مرزی میان‌گیری شده آشفته می‌باشند، به نحوی که اگر مقادیر اغتشاشی مقدار صفر را به خود اختصاص دهند، به معادلات لایه مرزی آرام تبدیل خواهد شد. معادلات مربوط به لایه مرزی آشفته برای اجسام تقارن محوری به صورت زیر نوشته می‌شوند [۱۶-۱۷]:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\overline{\rho v}) = 0 \quad (1)$$

$$l = \frac{\rho\mu}{(\rho\mu)_e} \quad (15)$$

$$\alpha = (\gamma - 1)M_e^2 \quad (16)$$

$$\beta = \frac{2\xi}{u_e} \left(\frac{du_e}{d\xi} \right)_e \quad (17)$$

$$\varepsilon = -\rho \frac{u'v'}{\partial u / \partial y} \quad (18)$$

دستگاه معادلات طبیعت سهموی دارد و می‌توان به صورت قدم‌به‌قدم آن را حل کرد. برای این منظور از روش تفاضل محدود سه‌نقطه‌ای ضمنی استفاده شده و با فرض اینکه تمام مقادیر در نقاط m و $m-1$ مشخص هستند، مقادیر موردنیاز در نقطه $m+1$ به دست می‌آیند. سپس، از حل ماتریسی سه‌قطری با استفاده از الگوریتم توماس^۸ برای حل همزمان استفاده شده است [۱۷].

۴. بررسی عدم وابستگی حل به شبکه

در این پژوهش، چهار شبکه برای بررسی استقلال از شبکه با تعداد 101×40 ، 101×80 ، 101×100 ، و 101×150 گره استفاده شده است. شکل ۲ مقایسه تغییرات ضریب اصطکاک پوسته روی بدنه (در حالت مکش) برای تعداد نقاط مختلف شبکه را نمایش می‌دهد. همان‌گونه که در شکل مشخص شده است، با افزایش تعداد گره‌ها از 101×100 به بالا تأثیر زیادی در افزایش دقت جواب‌ها ایجاد نخواهد شد. بنابراین، نتایج حل میدان در شبکه محاسباتی 101×100 به‌عنوان حل مستقل از شبکه در نظر گرفته شده است.

۵. تغییر لایه مرزی آرام به آشفته

با توجه به اینکه عوامل متعددی در تغییر رژیم لایه مرزی از آرام به آشفته دخالت دارند، به‌طور دقیق نمی‌توان محل ناحیه گذرا را مشخص نمود، اما با استفاده از نتایج تجربی حاصل از تغییر لایه مرزی، محدوده آن به‌صورت تقریبی قابل تعیین است. در ادامه به بعضی از عوامل مؤثر در تغییر رژیم جریان از آرام به آشفته اشاره شده است [۱۷]:

۱. خنک‌سازی سطح: خنک‌سازی سطح به‌وسیله پارامتر

نسبت درجه حرارت سطح به درجه حرارت کل بیان

می‌شود. به تأخیر انداختن لایه مرزی گذرا همراه با

کوچک‌تر نمودن پارامتر فوق به روش خنک‌سازی

پرابستن - الیوت^۷ استفاده شده است. استفاده از این تبدیل در راستای حذف نقاط تکین و کنترل میزان رشد لایه مرزی در مختصات انتقال یافته در پروسه حل معادلات می‌باشد. تبدیل فوق عبارت است از:

$$\xi(x) = \int_0^x \rho_e U_e \mu_e r_e dx, \quad (6)$$

$$\eta(x, y) = \frac{\rho_e U_e r_e}{\sqrt{2\xi}} \int_0^y t \left(\frac{\rho}{\rho_e} \right) dy \quad (7)$$

پارامتر $t = r/r_e$ موجود در معادله، انحنای اریب نامیده می‌شود. با استفاده از معادلات ۶ و ۷، رابطه بین پارامترها در سیستم مختصات فیزیکی شامل (x, y) و مختصات انتقال یافته (ξ, η) به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial}{\partial x} = \rho_e \mu_e U_e r_e^2 \frac{\partial}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial x} \frac{\partial}{\partial \eta} \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial y} = \frac{\rho_e U_e r_e^2}{\sqrt{2\xi}} \frac{\partial}{\partial \eta} \quad (9)$$

با تعریف دو پارامتر ϕ و ψ به صورت زیر:

$$\phi = \frac{u}{u_e} \quad (10)$$

$$\psi = \frac{T}{T_e}$$

سرعت عمودی تبدیل شده در صفحه (ξ, η) :

$$V = \frac{2\xi}{\rho_e u_e \mu_e r_e^2} \left[\phi \left(\frac{\partial \eta}{\partial x} \right) + \frac{\rho v r_e t}{\sqrt{2\xi}} \right] \quad (11)$$

معادلات حاکم در صفحه (ξ, η) به صورت زیر نوشته

می‌شوند:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial V}{\partial \eta} + 2\xi \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + \phi = 0 \quad (12)$$

معادله اندازه حرکت:

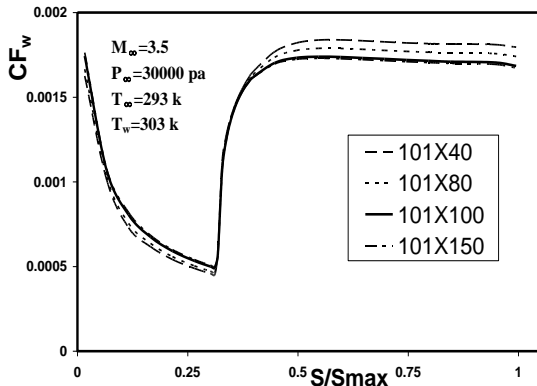
$$2\xi \phi \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + V \frac{\partial \phi}{\partial \eta} - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(t^2 l \bar{\varepsilon} \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + \beta (\phi^2 - \psi) = 0 \quad (13)$$

معادله انرژی:

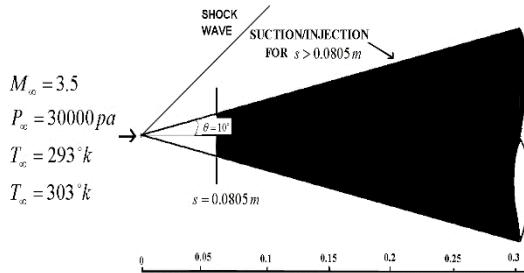
$$2\xi \phi \frac{\partial \psi}{\partial \xi} + V \frac{\partial \psi}{\partial \eta} - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(t^2 l \bar{\varepsilon} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} \right) - \alpha l t^2 \bar{\varepsilon} \left(\frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right)^2 = 0 \quad (14)$$

وقتی که:

افزایش فاصله روی سطح بدنه و افزایش رشد لایه مرزی، ضریب اصطکاک پوسته‌ای روی دیواره و لبه لایه مرزی برای دیوار صلب کاهش یافته است.



شکل ۲. تغییرات ضریب اصطکاک پوسته‌ای روی بدنه با انواع نقاط شبکه



شکل ۳. نمای کلی از شرایط جریان روی دماغه [۱۸]

با انتقال جرم روی دیواره، از نقطه $(s > 0.0805 m)$ ، ضریب اصطکاک پوسته‌ای برای حالت مکش افزایش یافته و در حالت تزریق دارای کاهش می‌باشد. بنابراین مقدار بیشتر مکش، سبب افزایش مقدار تنش برشی دیواره می‌شود. در شکل ۶ تغییرات میزان انتقال حرارت سطح نمایش داده شده است. طبق نمودار با انتقال جرم روی دیواره، از نقطه $(s > 0.0805 m)$ ، انتقال حرارت سطح برای حالت مکش کاهش یافته و در حالت تزریق دارای افزایش می‌باشد. شکل‌های ۷ تا ۹ نشان می‌دهند که با افزایش فاصله روی سطح بدنه، ضخامت لایه مرزی در امتداد دیواره برای دیوار صلب افزایش یافته است. با انتقال جرم روی دیواره، از نقطه $(s > 0.0805 m)$ ، ضخامت لایه مرزی برای حالت مکش کاهش یافته و در حالت تزریق دارای افزایش می‌باشد. بنابراین، مکش جریان سبب کاهش لایه مرزی می‌شود و لایه مرزی نازک‌تر تمایل کمتری به آشفته شدن جریان دارد. با توجه به اهمیت عدد استانتون $(N_{ST} = h/C_p \rho_w \rho_e)$ در حالت‌های مکش و یا

انجام می‌گیرد. اگر کاهش پارامتر فوق با افزایش درجه حرارت کل صورت گیرد، نتیجه آن کاهش عدد رینولدز گذرا می‌باشد.

۲. جریان عرضی: افزایش زاویه حمله در راستای افزایش عدد رینولدز محلی و کاهش عدد ماخ محلی روی خطوط جریان در جهت باد می‌باشد. با افزایش زاویه حمله، ناحیه گذرا به سمت جلوتر روی خطوط جریان در جهت باد جابه‌جا می‌شود. براساس نتایج تجربی برای مخروط‌های سریع، افزایش زاویه حمله سبب جابه‌جایی ناحیه گذرا به سمت عقب در جهت باد و سپس با افزایش بیشتر زاویه حمله حرکت به سمت جلوتر خواهد بود.

۳. زبری سطح: افزایش زبری سطح سبب افزایش اغتشاش و رخداد سریع‌تر ناحیه گذرا خواهد شد.

۴. عدد رینولدز موضعی: جریان روی هر سطحی یک عدد رینولدز موضعی دارد، هرگاه عدد رینولدز فوق از یک حدی بیشتر شود، رژیم جریان تغییر می‌یابد. عدد رینولدز فوق را عدد رینولدز بحرانی می‌گویند.

۵. شدت توربولانس: هرچه شدت توربولانس افزایش یابد، تغییر رژیم لایه مرزی در اعداد رینولدز کوچک‌تر صورت می‌گیرد و سبب تغییر سریع رژیم جریان می‌شود. ۶. انتقال حرارت: با حرارت دادن جسم و انتقال حرارت از جسم به سیال تبدیل لایه مرزی آرام به آشفته تسریع می‌یابد.

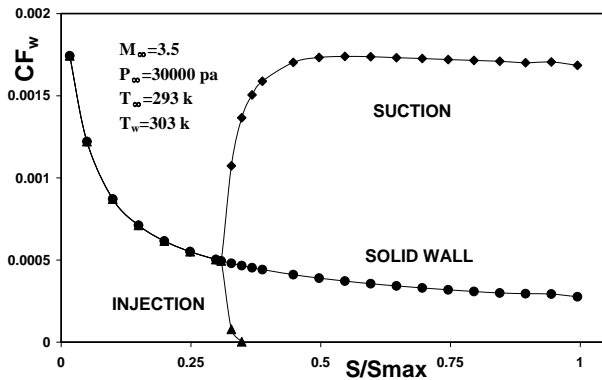
۷. گرادیان فشار: گرادیان فشار موافق $(dp/dx < 0)$ سبب به تأخیر انداختن تغییر رژیم لایه مرزی می‌شود.

۶. نتایج و بحث

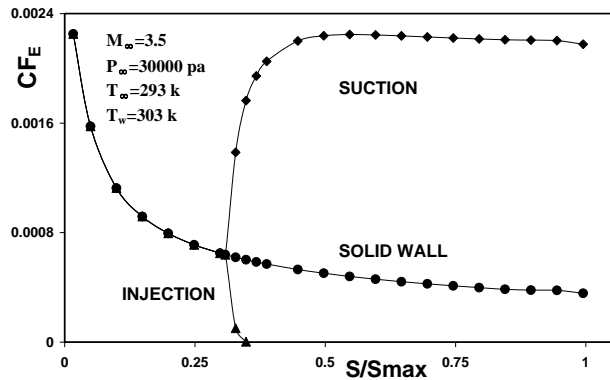
در راستای بررسی نتایج حاصل از روش ارائه شده، دماغه‌ای با طول 0.304 متر و زاویه نصف رأس 10 درجه برای آنالیز مشخصات جریان در نظر گرفته شده است (شکل ۳). مدل فوق تحت جریانی با شرایط $M_\infty = 3.5$ ، $P_\infty = 30000 pa$ ، $T_\infty = 293 k$ و $T_w = 303 k$ برای سه حالت دیواره صلب، مکش و تزریق جریان از نقطه $(s = 0.0805 m)$ مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصل از اجرای کد روی دماغه، در شکل‌های ۴ تا ۹ رسم شده است. طبق شکل‌های ۴ و ۵ با

افزایش درجه حرارت دیواره، ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک پوسته روی سطح افزایش یافته است. در شکل‌های ۱۵ تا ۱۸ نیز تغییرات مشخصات جریان نسبت به عدد ماخ رسم شده است. طبق نمودارها، با ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و افزایش عدد ماخ، ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک پوسته روی سطح افزایش یافته است.

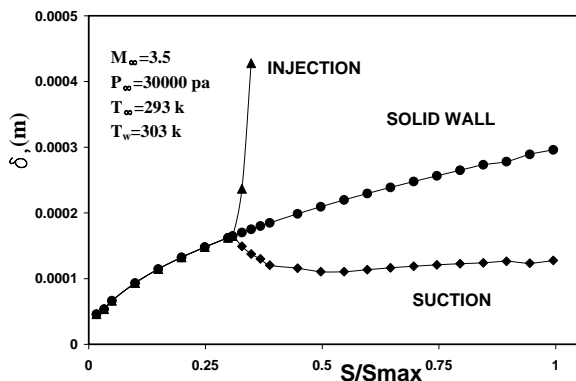
تزریق جریان بر روی جسم، در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ تغییرات آن روی دیواره و لبه لایه مرزی رسم شده است. طبق شکل‌ها عدد استانتون در حالت مکش افزایش و در حالت تزریق کاهش یافته است. تأثیر درجه حرارت دیواره روی مشخصات جریان دماغه، در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ نسبت به تغییرات پارامترها آن نمایش داده شده است. طبق نمودارها، با ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و



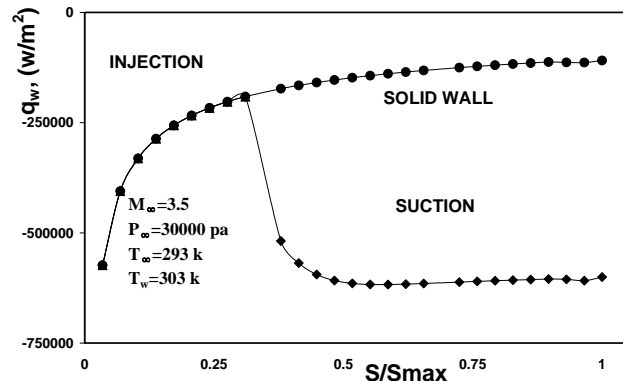
شکل ۵. تغییرات ضریب اصطکاک پوسته‌ای روی دیواره



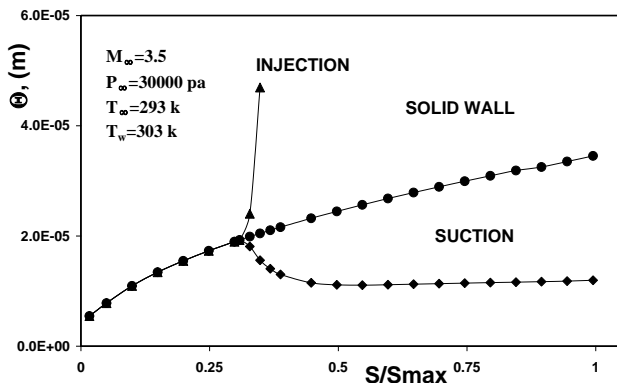
شکل ۴. تغییرات ضریب اصطکاک پوسته‌ای روی لبه لایه مرزی



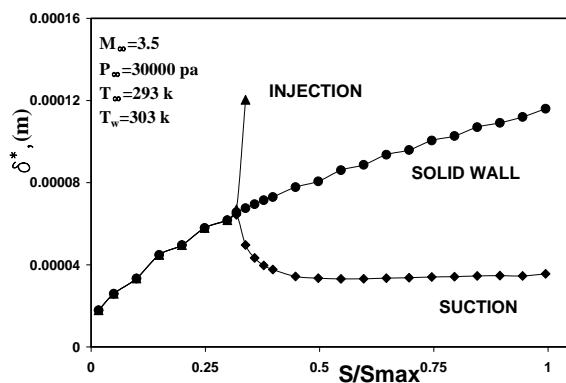
شکل ۷. تغییرات ضخامت لایه مرزی روی دیواره



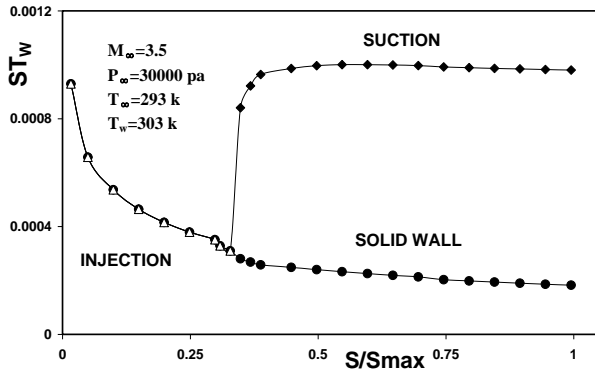
شکل ۶. تغییرات توزیع انتقال حرارت سطح



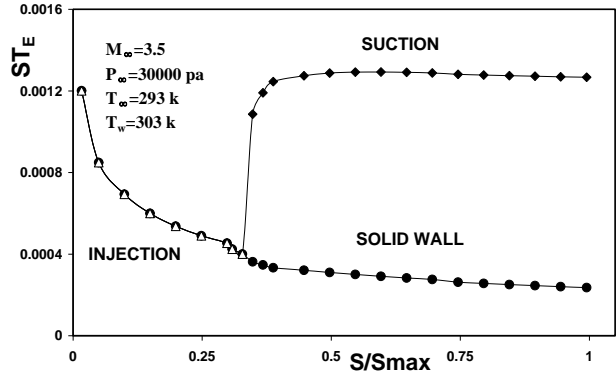
شکل ۹. تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره



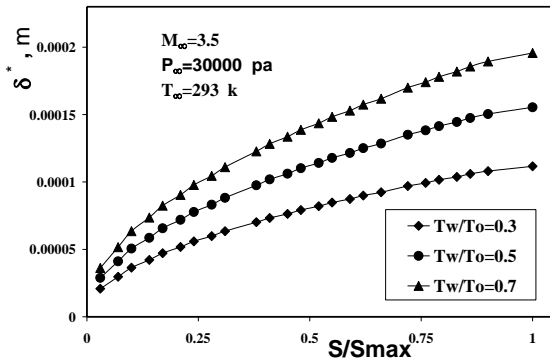
شکل ۸. تغییرات ضخامت جابه‌جایی حرکت روی دیواره



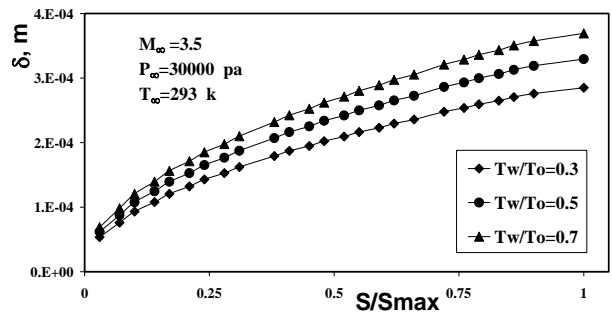
شکل ۱۱. تغییرات عدد استانتون روی دیواره



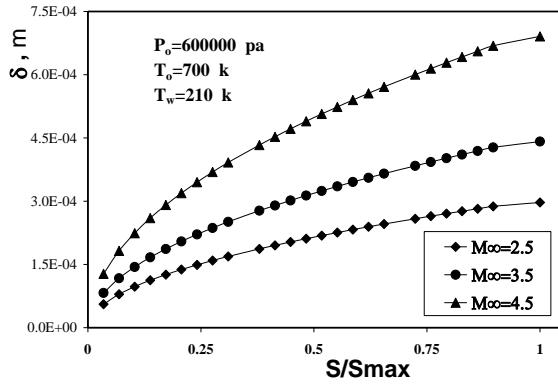
شکل ۱۰. تغییرات عدد استانتون روی لبه لایه مرزی



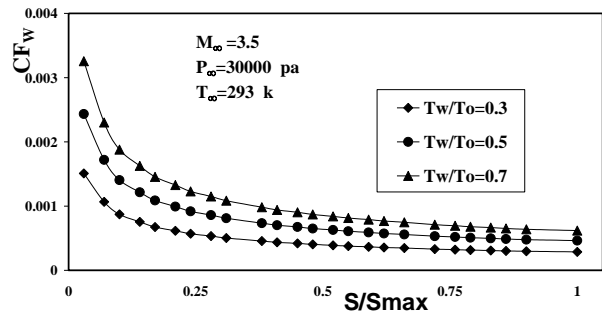
شکل ۱۳. تغییرات ضخامت جابه‌جایی حرکت روی دیواره



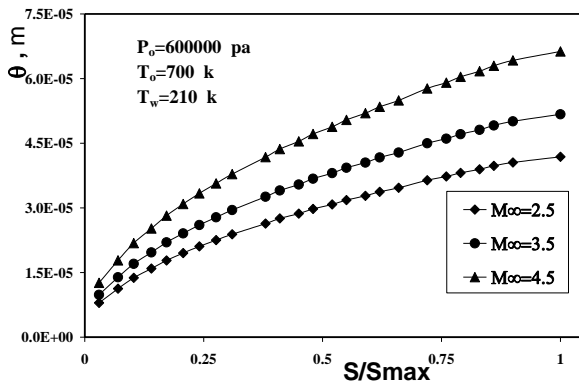
شکل ۱۲. تغییرات ضخامت لایه مرزی روی دیواره



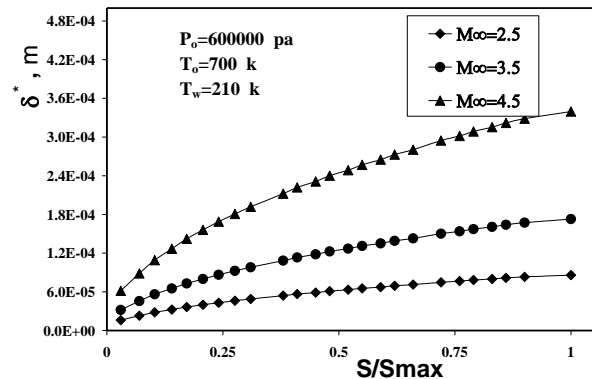
شکل ۱۵. تغییرات ضخامت لایه مرزی روی دیواره



شکل ۱۴. تغییرات ضریب اصطکاک پوسته روی دیواره

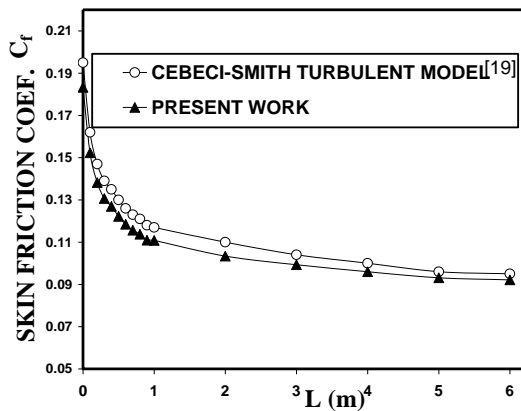


شکل ۱۷. تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره



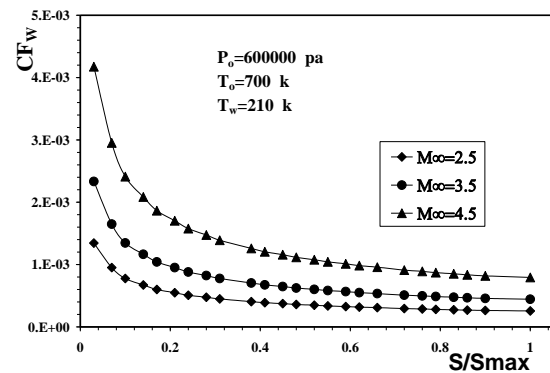
شکل ۱۶. تغییرات ضخامت جابه‌جایی حرکت روی دیواره

مدل شماره ۲ دماغه‌ای با طول 0.3 متر و زاویه نصف رأس 5 درجه برای آنالیز مشخصات جریان در نظر گرفته شده است. مدل فوق تحت جریانی با شرایط $M_\infty = 2.5$ ، $P_0 = 50000 \text{ pa}$ ، $T_0 = 500 \text{ k}$ و $T_w = 250 \text{ k}$ برای دیواره صلب بررسی شده است. در شکل ۲۰، نتایج عددی به دست آمده برای ضریب اصطکاک پوسته‌ای با نتایج نرم‌افزار فلونت مقایسه شده است که مطابقت نسبتاً خوبی را نشان می‌دهند.

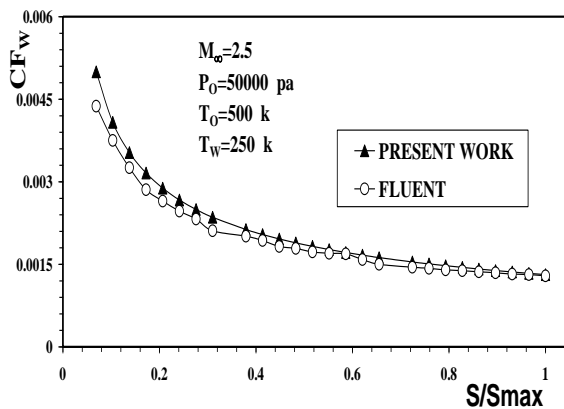


شکل ۱۹. مقایسه ضریب اصطکاک پوسته‌ای، نتایج حاضر با نتایج دیگران

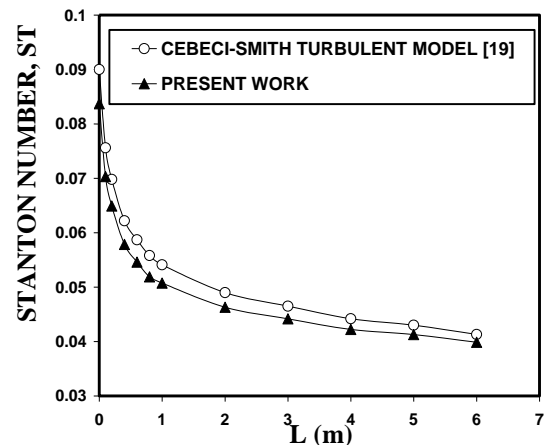
برای بررسی دقت شبیه‌سازی عددی، نتایج مربوطه با مقادیر عددی موجود مقایسه شده‌اند. مدل ۱ گوه‌ای به ابعاد 8 متر و زاویه نصف رأس 15 درجه است. این مدل تحت جریانی با $M_\infty = 1.25$ مورد بررسی گرفته است. در شکل‌های ۱۹ و ۲۰، نتایج عددی به دست آمده برای ضریب اصطکاک پوسته‌ای و عدد استانتون با نتایج مرجع [۱۹] مقایسه شده‌اند که مطابقت نسبتاً خوبی را نشان می‌دهند.



شکل ۱۸. تغییرات ضریب اصطکاک پوسته روی دیواره



شکل ۲۱. مقایسه نتایج حاضر با محاسبات نرم‌افزار فلونت



شکل ۲۰. مقایسه عدد استانتون، نتایج حاضر با نتایج عددی دیگران

۷. نتیجه‌گیری

تبدیل پرابستن - لیوت به مختصات شامل خطوط جریان منتقل شده و سپس سیستم معادلات غیرخطی و کوپل شده با توجه به طبیعت سهموی بودنشان به صورت قدم‌به‌قدم حل شده‌اند. شبیه‌سازی عددی جریان روی سه مدل با مشخصات هندسی و شرایط مختلف جریان آزاد انجام شده است. به منظور تأیید صحت شبیه‌سازی عددی، نتایج با مقادیر عددی دیگران و همچنین با

در این بررسی، محاسبه عددی مشخصات جریان، همچون توزیع انتقال حرارت روی سطح، اصطکاک پوسته‌ای و مشخصات لایه مرزی در جریان فراصوت به وسیله حل کامل معادلات لایه مرزی تراکم‌پذیر، دائم و لزج همراه با انتقال جرم (مکش یا تزریق جریان) روی بدنه‌های متقارن محوری به صورت عددی بررسی شده است. معادلات حاکم به همراه شرایط مرزی با استفاده از

گرمای ویژه در فشار ثابت	c_p	نتایج حاصل از اجرای نرم افزار فلونتت مقایسه شده که کاملاً رضایت بخش است. در این پژوهش، نشان داده شد که روش های تقریبی و ساده تر مهندسی قابلیت تعیین نسبتاً دقیق مشخصات جریان روی اجسام را دارا می باشند و این در حالی است که حل معادلات کامل ناویر - استوکس در کل میدان جریان هزینه های کامپیوتری بسیار بالایی را جهت مطالعه و بررسی دربردارند. نتایج حاصل از شبیه سازی عددی این تحقیق به صورت موارد ذیل خلاصه می شوند:
آنتالپی	h	۱. با افزایش فاصله روی سطح بدنه و افزایش رشد لایه مرزی، ضریب اصطکاک پوسته ای روی دیواره و لبه لایه مرزی برای دیوار صلب کاهش می یابد. با انتقال جرم محلی روی دیواره، ضریب اصطکاک پوسته ای برای حالت مکش افزایش (افزایش مقدار تنش برشی دیواره) و در حالت تزریق دارای کاهش می باشد.
ضریب هدایت حرارتی	k	۲. از نقطه انتقال جرم روی دیواره، انتقال حرارت سطح برای حالت مکش کاهش و در حالت تزریق دارای افزایش می باشد.
نقاط شبکه در امتداد لایه مرزی	m, n	۳. با افزایش فاصله روی سطح بدنه، ضخامت لایه مرزی در امتداد دیواره برای دیوار صلب افزایش می یابد. با انتقال جرم روی دیواره، ضخامت لایه مرزی برای حالت مکش کاهش و در حالت تزریق دارای افزایش می باشد.
عدد ماخ	M	۴. با ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و افزایش درجه حرارت دیواره، ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک پوسته ای روی سطح افزایش می یابد.
فشار	p	۵. با ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و افزایش عدد ماخ، ضخامت لایه مرزی و ضریب اصطکاک پوسته ای روی سطح افزایش می یابد.
انتقال حرارت	q	۶. از نقطه انتقال جرم روی دیواره، عدد استانتون در حالت مکش افزایش و در حالت تزریق کاهش می یابد.
ثابت عمومی گاز	R	
مختصات در شکل ۳	r, r_o	
ترم انحنای اریب	t	
دما	T	
عدد استانتون	N_{st}	
طول جسم	L	
طول بدنه	S	
مؤلفه های سرعت لایه مرزی	u, v	
مختصات لایه مرزی در جهت های عمودی و مماسی	x, y	
ضخامت لایه مرزی	δ	
ضخامت اندازه حرکت لایه مرزی	δ^*	
ضخامت جابه جایی لایه مرزی و زاویه نصف رأس بدنه	θ	
مختصات لایه مرزی انتقال یافته	ξ, η	
تنش برشی	τ	
ویسکوزیته	μ	
دانسیته	ρ	
ضریب	l, α, β	
نسبت سرعت	ϕ	
نسبت درجه حرارت	ψ	
لزجت گردابه ای	ε	
نسبت حرارتی ویژه	γ	
لبه لایه مرزی	$()_e$	
دیواره	$()_w$	
جریان آزاد	$()_\infty$	
نقطه سکون	$()_o$	
مقادیر متوسط جریان	$()$	
مقادیر اغتشاشی جریان	$()'$	
		فهرست علائم و اختصارات
		c_f ضریب اصطکاک پوسته ای
		c_h ضریب انتقال حرارت

- [1] S. Roy, H. S. Takhar, Compressible Boundary-layer Flow with Non-uniform Slot Injection (or Suction) over i) a Cylinder and ii) a Sphere, *Heat and Mass Transfer*, Vol. 39, No. 2, pp. 139-146, 2003.
- [2] H. Dumitrescu, V. Cardo, N. Alexandrescu, Computational of Separating Laminar Boundary-layer Flows, *Proceeding of the Romanian Academy*, Series A, Vol. 3, No. 312003, 2003.
- [3] G. Heydarinezhad, V. Esfahanian, M. M. Rashidi, Effects of Numerical Dissipation on Viscous Supersonic Flows Variables, *Amirkabir J. of Science and Research*, Vol. 14, No. 53, pp. 217-230, Winter 2003.
- [4] M. M. Alishahi, H. Emdad, O. Abouali, A 3-Dimensional Euler Solution for Supersonic Flows Using ROE'S Method with Explicit and Implicit Techniques, *Sharif Mechanical Engineering Spring*, Vol. 20, No. 26, pp. 73-81, Winter 2003.
- [5] M. Pasandidehfarid, Numerical Analysis of Turbulent Transonic Flow Around an Axisymmetric Bump Using Different Turbulence Models, *Just-International Journal of Engineering Science (English)*, Vol. 15, No. 4, pp. 103-117, Fall 2004.
- [6] L. Xinliang, F. Dexun, DNS of Compressible Turbulent Boundary Layer Over a Blunt Wedge, *Proceedings of the Third International Conference on Computational Fluid Dynamics*, ICCFD3, Toronto, 12-16 July 2004.
- [7] M. R. Heidari, M. Taeibi-Rahni, A. Azimi, Numerical Simulation of Supersonic Turbulent Flow over Bodies of Revolution Including the Base, Using Multiblock Grid, *Mechanical and Aerospace Engineering Journal*, Vol. 1, No. 1, pp. 51-66, August 2005.
- [8] V. A. Bashkin, I. V. Egorov, V. V. Pafnut'ev, Aerodynamic Heating of a Thin Sharp-Nose Circular Cone in Supersonic Flow, *High Temperature Journal*, Vo. 43, No. 5, September 2005.
- [9] M. R. Heidari, M. R. Soltani, M. Taeibi-Rahni, Experimental Investigations of Supersonic Flow around Along Axisymmetric Body, *Esteghlal*, Vol. 24, No. 2, pp. 171-191, March 2006.
- [10] R. Taghavizenouz, M. Salari, Prediction of Boundary-layer Transition at High Freestream Turbulence Conditions, Using a Physical Model, *Mechanical and Aerospace Engineering Journal*, Vol. 2, No. 2, pp. 85-95, December 2006.
- [11] M. Xenos, E. Tzirtzilakis, N. Kafoussias, Compressible Turbulent Boundary-layer Flow Control over a Wedge, *2nd International Conference From Scientific Computing to Computational Engineering*, Athens, 2006.
- [12] V. Esfahanian, M. Boroumand, M. Najafi, Spectral Solution of Supersonic Flow over Cylinder and Sphere, *Journal of Faculty of Engineering (University of Tehran)*, Vol. 40, No. 6 (100), January 2007.
- [13] M. R. Mohammadi-Naeini, Analysis of External Flow with Combination of Viscous Boundary-layer Flow and Ideal Flow, *Journal of Marine Engineering*, Vol. 4, No. 7, pp. 59-69, Spring 2008.
- [14] M. Heydari, M. Taeibi-Rahni, Computational Simulation of Turbulent Supersonic Flows Around Axisymmetric Bodies Using a PNS/TLNS Multi-Block Approach, *Mechanical and Aerospace Engineering Journal*, Vol. 3, No. 4, pp. 1-11, Winter 2008.
- [15] J. C. Tannehill, D. A. Anderson, R. H. Pletcher, *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*, 2nd ed, Hemisphere, 1984.
- [16] M. F. White, *Viscous Fluid Flow*, Second Ed, McGraw Hill, New York, 1991.
- [17] H. Schlichting, *Boundary-Layer Theory*, Seventh Ed, McGraw Hill, New York, 1979.
- [18] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamic*, McGraw-Hill, New York, 1991.
- [19] M. Xenos, E. Tzirtzilakis, N. Kafoussias, Methods of optimizing separation of compressible turbulent boundary-layer over a wedge with heat and mass transfer, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 52, No. 15, pp 488-496, Jan 2009.

-
1. suction
 2. injection
 3. passive and active techniques
 4. Blown Flaps
 5. leading-edge extensions and strakes
 6. wedge
 7. Probstein-Elliott
 8. Thomas