

شبیه‌سازی عددی جریان ابرصوتی حول بدنه‌های سرپخ و باریک نوک‌تیز

محمد طیبی رهنی^۲

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی شریف

(تاریخ دریافت: ۱۳۸۷/۰۸/۲۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۸/۰۵/۰۵)

عباس طربی^۱

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در این مقاله، شبیه‌سازی جریان ابرصوتی حول دماغه با حل معادلات ناویر-استوکس به صورت عددی انجام گرفته است. با توجه به اینکه حل این معادلات به فرم کامل به حافظه و زمان زیاد رایانه نیاز دارد، در بیشتر موارد از فرم ساده شده آنها استفاده می‌شود. در این بررسی، محاسبه مشخصات جریان ابرصوتی، همچون گرمایش آیرودینامیکی و اصطکاک پوسته‌ای سطح حول بدنه‌های سرپخ و نوک‌تیز، به وسیله حل کامل معادلات لایه‌مرزی تراکم پذیر در رژیم‌های آرام، گذرا و آشفته انجام شده است. تعیین میزان گرمایش حرارتی اعمالی روی سطح به واسطه حل کامل میدان‌های جریان غیرلزج و لزج بعد از موج ضربه‌ای جلو دماغه جسم امکان‌پذیر است. ابتدا، جریان غیرلزج در لایه شوک حول جسم حل شده و سپس با استفاده از نتایج آن خواص لایه مرزی و همچنین خطوط جریان روی سطح محاسبه شده است. برای حل معادلات متوسط‌گیری شده، مدل‌های آشفتگی دولایه‌ای به کار رفته است. معادلات به وسیله تبدیل لوی-لیز به مختصات شامل خطوط جریان منتقل شده و سپس با توجه به طبیعت سهموی آنان به صورت قدم به قدم حل شده‌اند. حل عددی معادلات به روش تفاضل محدود سه نقطه‌ای ضمنی انجام گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی و عددی دیگران مورد مقایسه قرار گرفته که تطابق خوبی را نشان می‌دهند.

واژه‌های کلیدی: پدیده‌های آئروترمودینامیکی، جریان ابرصوتی، لایه شوک، لایه‌مرزی تراکم پذیر

Computational Simulation of Hypersonic Flow around Blunt and Slender Pointed Bodies

A. Tarabi

Aerospace Eng. Dep't.

Malek-Ashtar Univ. of Tech.

M. Taeibi-Rahni

Aerospace Eng. Dep't.

Sharif Univ. of Tech.

ABSTRACT

The purpose of this investigation is consideration of aerothermodynamic phenomena over blunt and slender pointed bodies in hypersonic flows. Such results may be obtained by numerically solving the full Navier-Stokes equations or one of their various subsets, such as PNS equations. However, due to the excessive computer storage and CPU requirements, most people use their simple forms. In this work, a computer code was developed that uses an implicit finite difference method to solve non-similar, full compressible boundary layer equations for laminar, transitional, and turbulent flows over blunt and slender pointed bodies in hypersonic flows. Different test cases were studied and the related results were compared to benchmark CFD and experimental data showing relatively close agreements.

Keywords: Aerothermodynamic Phenomena, Hypersonic Flow, Shock Layer, Compressible Boundary Layer

Archive of SID

فهرست علائم

ضریب اصطکاک پوسته‌ای	c_f	زیر نویس ها:	
ضریب انتقال حرارت	c_h	لبه لایه مرزی	$()_e$
گرمای ویژه در فشار ثابت	c_p	دیواره	$()_w$
آنتالپی	h	جریان آزاد	$()_\infty$
ضریب هدایت حرارتی	k	نقطه سکون	$()_o$

بالا نویس ها:

نقاط شبکه در امتداد لایه مرزی	m, n	مقادیر متوسط جریان	$()$
عدد ماخ	M	مقادیر اغتشاشی جریان	$()'$
فشار	p		

۱- مقدمه

با توجه به پیشرفت روزافزون تکنولوژی طراحی فضاپیماها و موشک‌ها که در ناحیه ابرصوتی^۱ پرواز می‌کنند نیاز است تا به تجزیه و تحلیل کامل میدان جریان آئروترمودینامیکی و محاسبه دقیق پارامترهای تأثیرگذار در طراحی، همچون محاسبه دقیق ساختار موج ضربه‌ای، اصطکاک پوسته‌ای سطح، ضخامت لایه مرزی و توزیع انتقال حرارت (گرمایش آئروترمودینامیکی) روی سطح پرداخته شود. با وجود مشکلات عدیده در تحقیقات و بررسی‌های تجربی، همچون انجام آزمایش‌های زمینی (آزمایش‌های تونل باد) و پروازی پرنده‌های ابرصوتی، نمی‌توان نقش مؤثر مطالعات و شبیه‌سازی‌های عددی در آنالیز جریان را نادیده گرفت. در بررسی جریان باید به ویژگی‌های بارز سرعت‌های ابرصوتی، از قبیل برهم‌کنش لزج لایه شوک نازک، لایه انتروپی، چگالی پایین، گرمایش آئروترمودینامیکی و واکنش شیمیایی در دماهای بالا توجه کامل داشت.

میدان جریان اطراف وسایل پرنده در سرعت‌های ابرصوتی همراه با تولید انرژی جنبشی بالایی بوده که باعث افزایش بسیار زیاد درجه حرارت گاز و تأثیر آن روی سطح جسم می‌شود. این درجه حرارت باعث تجزیه مولکولی و یونیزاسیون اتم‌های گاز در نزدیکی سطح پرنده شده و همراه با تراکم آدیاباتیک و پخش انرژی اصطکاکی است. بنابراین، در سرعت‌های ابرصوتی باید تأثیرات ترمودینامیکی همراه با آئروترمودینامیکی در نظر گرفته شوند. ترکیب این دو پدیده

ضریب هدایت حرارتی	k	انتقال حرارت	q
نقاط شبکه در امتداد لایه مرزی	m, n	ثابت عمومی گاز	R
عدد ماخ	M	مختصات در شکل ۳	r, r_o
فشار	p	شعاع دماغه	R_n
انتقال حرارت	q	ترم انحناء اریب	t
ثابت عمومی گاز	R	دما	T
مختصات در شکل ۳	r, r_o	طول جسم	L
شعاع دماغه	R_n	ضرایب ثابت	S_1, S_2
ترم انحناء اریب	t	مؤلفه‌های سرعت لایه مرزی	u, v
دما	T	مختصات لایه مرزی در جهت‌های عمودی و مماسی	x, y
طول جسم	L	نسبت سرعت	F
ضرایب ثابت	S_1, S_2	سرعت عمودی	V
مؤلفه‌های سرعت لایه مرزی	u, v		
مختصات لایه مرزی در جهت‌های عمودی و مماسی	x, y		

علائم یونانی:

ضخامت لایه مرزی و زاویه نصف رأس بدنه	δ
ضخامت اندازه حرکت لایه مرزی	δ^*
ضخامت جابجایی لایه مرزی، زاویه موج ضربه‌ای و نسبت درجه حرارت	θ
مختصات لایه مرزی انتقال یافته	ξ, η
تنش برشی	τ
ویسکوزیته	μ
دانسیته	ρ

www.SID.ir

1, α, β ضرایب معادلات (۱۴-۱۲)

Archive of SID

جریان غیرلج، نرخ انتقال حرارت روی موشک‌های ابرصوتی را محاسبه نمودند. به منظور بررسی اثرات جریان غیرلج حول موشک، دمای پوسته در قسمت‌های مخروطی و استوانه‌ای آن را با احتساب جریان پتانسیل محاسبه نمودند. نتایج آنها نشان داد که تصحیح جریان غیرلج در قسمت مخروطی باعث افزایش دمای پوسته و در قسمت استوانه‌ای باعث کاهش ناچیزی در دما می‌شود. همچنین، هرچه در امتداد موشک به سمت عقب می‌رویم، به علت رشد لایه مرزی دمای پوسته کاهش می‌یابد.

در سال ۱۹۹۸ پیشه‌ور اصفهانی و احمدی‌کیا [۵] با استفاده از شبه‌سازی عددی معادلات ناویر-استوکس و تقریب لایه نازک (TLNS)، جریان لج روی جسم متقارن محوری در جریان ابرصوتی برای رژیم‌های آرام و آشفته را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که با اعمال شرط مرزی تشعشی، توزیع دمای سطح به میزان قابل توجهی کاهش یافته و حداکثر دمای سطح تا ۵۳/۹ درصد کمتر می‌شود.

در سال ۲۰۰۲ نازحسین^۳ [۶] به حل عددی جریان غیر لج ابرصوتی پرداخت. وی نتایج حاصله از یک روش تقریبی و یک روش تحلیلی را مقایسه نمود. وی از روش تقریبی مسلن^۴ (روش معکوس برای حل لایه شوک نازک با فرض جریان آدیاباتیک پایدار) و روش حل تحلیلی ون دایک^۵ استفاده کرد. نتیجه این تحقیق نشان داد که روش‌های عددی برای حل جریان ابرصوتی بسیار مشابه روش‌های مورد استفاده در جریان‌های مافوق صوت است.

مظاهری و سوری [۷] در سال ۲۰۰۳، روشی برای پیش‌بینی نرخ سوزش گرافیت در نزدیکی نقطه سکون اجسام پخ متقارن محوری در جریان‌های ماورای صوت ارائه کردند. آنها معادلات حاکم بر مسئله را به روش تشابهی^۶ حل کرده و نشان دادند که نتایج بدست آمده از این تحلیل با داده‌های تجربی هم‌خوانی خوبی دارد.

آرئودینامیک^۱ نامیده می‌شود. نرخ انتقال حرارت از گاز با درجه حرارت بالا به جسم به عواملی چون شرایط جریان آزاد، شکل جسم، زاویه جسم نسبت به جریان و اختلاف درجه حرارت بین گاز و جسم بستگی دارد [۱]. در پروازهای ابرصوتی بعلت وجود جریان‌هایی باچگالی پائین، فرضیه پیوستگی جریان کاربرد خود را تقریباً از دست می‌دهد. در ارتفاعات بالا تأثیر لغزشی جریان به علت افزایش ناگهانی درجه حرارت روی جسم افزایش یافته و آنالیز جریان باید براساس تئوری جنبشی جریان صورت گیرد. با توجه به موارد ذکر شده، جریان ابرصوتی (عدد ماخ بزرگتر از حدود ۵) به رژیم می‌گفته می‌شود که در آن پدیده‌های فیزیکی مشخصی چون لایه‌های مرزی نازک، لایه انتروپی، لایه شوک، جریان‌های با درجه حرارت بالا، چگالی پائین، خواص شیمیایی و ترمودینامیکی لایه مرزی اهمیت پیدا می‌کنند [۲].

برای بررسی عددی جریان ابرصوتی حول اجسام متقارن محوری، افراد مختلفی تحقیق کرده و نتایج خود را با داده‌های تجربی و نتایج عددی دیگران مقایسه نموده‌اند. در سال ۱۹۹۲ رایلی^۲ و همکارش [۳] با استفاده از تکنیک تقریبی غیرلج سه بعدی، نرخ گرمایش آیرودینامیکی سطح را محاسبه نمودند. در این روش از ترکیب تکنیک تقریبی غیرلج سه بعدی با تشابه تقارن محوری و مجموعه‌ای از معادلات تقریبی گرمایش هدایت استفاده کردند. آنها این روش را برای محاسبه نرخ گرمایش آیرودینامیکی سطح در رژیم آرام گاز کامل حول بدنه‌های کروی و مخروط بیضوی سه بعدی تحت زاویه حمله به کار گرفتند. جهت نشان دادن میزان توانایی و دقت کد تولید شده، نتایج حاصله را با داده‌های پروازی در رژیم‌های آرام و آشفته مورد مقایسه قرار داده و نشان دادند که میزان اختلاف کم بوده است.

در سال ۱۹۹۶ شمس و ابراهیمی [۴] با استفاده از نظریه لایه مرزی تراکم‌پذیر روی یک صفحه تخت و تعمیم آن به جریان حول اجسام متقارن محوری و لحاظ کردن

3- Naz Hossain

4- Maslen

5- Van Dyke

6- Self Similar

Archive of SID

منظور تأیید صحت محاسبات، نتایج به دست آمده با روش عددی دقیق (برازش شوک) توسط آنها مورد مقایسه قرار گرفت.

در سال ۲۰۰۷ معرفی و همکارانش [۱۲] با استفاده از یک روش لایه مرزی غیرلزج گرمایش حرارتی در ناحیه پشت به باد^۴ بدنه‌های ابرصوتی را محاسبه نمودند. آن‌ها با یک روش معکوس، خطوط جریان روی سطح در ناحیه رو به باد^۵ را به وسیله روش غیر لزج بدست آوردند. در این مقاله، روش جدیدی برای تخمین خطوط جریان در ناحیه پشت به باد ارائه شده که بسیار سریع و آسان می‌باشد. آن‌ها حالت‌های مختلفی را بر اساس روش فوق حل نموده و با نتایج حاصل از حل معادلات کامل نایر-استوکس و دادهای تجربی مقایسه کردند. نتایج آنها نشان داد که با صرف زمان بسیار کم برای اجرای برنامه، نتایج به هم نزدیک می‌باشند.

در اکثر شبیه‌سازی‌های عددی قبلی، جریان حول اجسام متقارن محوری با فرضیات جریان غیرلزج، تئوری لایه نازک و یا حل معادلات سهموی شده نایر-استوکس در رژیم آرام (یا آشفته) حل شده است. تعیین رژیم‌های آرام، گذرا و آشفته در لایه‌های مرزی ابرصوتی تأثیر چشم‌گیری بر انتقال حرارت، اصطکاک پوسته‌ای و مسئله جدایش جریان داشته و این تأثیرات برای پرنده‌های ابرصوتی در مرحله بازورودی^۶ اهمیت ویژه‌ای دارد. لذا، در پژوهش حاضر به منظور بررسی شرایط جریان در رژیم‌های مختلف، معادلات لایه مرزی تراکم پذیر در رژیم‌های آرام، گذرا و آشفته حول اجسام ابرصوتی به صورت کامل حل شده و مشخصات جریان، همچون گرمایش آیرودینامیکی، تنش برشی سطح، اصطکاک پوسته‌ای و ضخامت لایه مرزی محاسبه شده‌اند. معادلات حاکم بر جریان با استفاده از روش تفاضل محدود ضمنی حل شده‌اند. نتایج بدست آمده برای سه مدل مختلف (دو بدنه نوک‌تیز و یک بدنه سرپخ) استفاده شده و با نتایج تجربی و عددی دیگران مقایسه شده است. لازم به ذکر است که در کد نوشته شده معیار تغییر جریان از

کریمیان و همکارانش [۸] نیز در سال ۲۰۰۳ روشی تقریبی برای حل عددی معادلات لایه شوک لزج^۱ (VSL) ارائه کردند. تقریب به کار گرفته شده در این روش، استفاده از رابطه مرتبه دوم فشار مسلن به جای حل معادله ممنوم قائم بر شوک بوده است. به این ترتیب به فرم ساده شده‌ای از معادلات لایه شوک لزج که حل عددی آن بسیار سریع و ساده می‌باشد دست یافتند. همچنین، جهت تبدیل مختصات تابع جریان به مختصات محاسباتی عمود بر شوک، به جای حل متداول یک معادله انتگرالی از برازش منحنی استفاده کردند که بر سرعت محاسبات افزوده است. آنها با استفاده از روش حاضر جریان ابرصوتی را حول سر مخروطی با نوک کروی حل نموده و مشخصات جریان روی جسم، از قبیل نرخ انتقال حرارت و فشار استاتیک، را با نتایج عددی و نتایج تجربی دیگران مقایسه کردند.

در سال ۲۰۰۵ خنوس^۲ و همکارانش [۹] اثر میدان مغناطیسی و مکش موضعی در جریان آشفته تراکم پذیر و دائم همراه با گرادیان فشار معکوس را به صورت عددی شبیه‌سازی نمودند. طبق نتایج میدان جریان را می‌توان توسط میدان مغناطیسی و نیز مکش موضعی کنترل نمود. در سال ۲۰۰۵ احمدی‌کیا و خدایاری [۱۰] نیز جریان ابرصوتی روی دماغه پخ را با فرض گاز حقیقی در ارتفاع فوقانی جو و عدد ماخ ۲۵ به صورت عددی حل نمودند. نتایج بررسی جریان روی جسم دو بیضی^۳ با عدد ماخ ۲۵ در ارتفاع ۷۵ کیلومتر از سطح دریا نشان داد که اثر گاز حقیقی حدود ۵۸ درصد از حداکثر دمای سطح کم کرده و موقعیت موج ضربه‌ای از دماغه جسم نسبت به گاز ایده‌آل ۲۳٪ کاهش یافته است.

در سال ۲۰۰۶ رشیدی و اصفهانیان [۱۱] با استفاده از معادلات TLNS و روش TVD، جریان تقارن محوری دائم و لزج در رژیم ابرصوتی را حول مخروط سرپخ شبیه‌سازی کردند. برای افزایش دقت، کارایی و نرخ همگرایی روش TVD، شرط آنتروپی جدیدی توسط آنها ارائه شد. به

4- Leeward
5- Windward
6- Reentry

1- Viscous Shock Layer
2- Xenos
3- Double Ellipse

$$\overline{\rho v} = \rho v + \overline{\rho' v'}, \quad (4)$$

و همچنین:

$$\frac{dp}{dx} = -\rho_e U_e \frac{dU_e}{dx},$$

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{\rho u' v'}, \quad (5)$$

$$q = k \frac{\partial T}{\partial y} - \overline{\rho v' h'},$$

$$dh = C_p dT.$$

سیستم معادلات فوق به وسیله روابط گاز کامل و درجه حرارت-لزجت کامل به صورت زیر تکمیل می‌شود.

$$P = \rho RT, \quad (6)$$

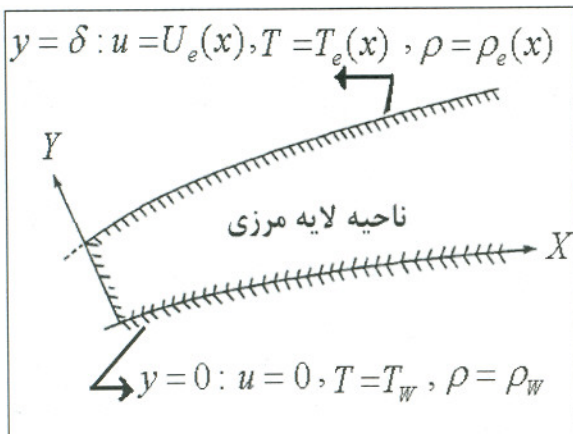
$$\mu = \frac{S_1 (T)^{3/2}}{T + S_2}, \quad (S_1 = 110.3 \quad S_2 = 0.14582).$$

شرایط مرزی زیر برای حل معادلات وجود دارند (شکل ۱):
روی دیوار ($y=0$):

$$u = \overline{\rho v} = 0, \quad T = T_w, \quad \rho = \rho_w, \quad (7)$$

و در لبه لایه مرزی ($y=\delta$):

$$u = U_e(x), \quad T = T_e(x), \quad \rho = \rho_e(x). \quad (8)$$



شکل (۱): شرایط مرزی در صفحه فیزیکی [۱۳-۱۴].

آرام به آشفته بر اساس تابع توزیع تناوبی ۱ تعریف می‌شود که برای جریان آرام ۰، برای جریان کاملاً آشفته ۱ و برای ناحیه گذرا در محدوده ۰-۱ می‌باشد.

۲- معادلات لایه مرزی در محیط فیزیکی

برای بدست آوردن مشخصات جریان از معادلات لایه مرزی برای جریان تقارن محوری، پایا، تراکم‌پذیر و با فرضیاتی همچون گاز کامل (عدم وجود واکنش‌های شیمیایی، عدم تجزیه مولکول و یونیزاسیون اتم‌های گاز)، کوچک بودن ضخامت لایه مرزی روی جسم نسبت به شعاع انحناء دماغه، عدم برهم‌کنش بین لایه لزج و غیرلزج و ثابت بودن آنتروپی استفاده شده است.

برای آنالیز جریان از معادلات لایه مرزی آشفته استفاده شده، به نحوی که اگر مقادیر اغتشاشی مقدار صفر را به خود اختصاص دهند، به معادلات لایه مرزی آرام تبدیل می‌شوند. معادلات مربوط به لایه مرزی آشفته برای اجسام تقارن محوری به صورت زیر می‌باشند [۱۳-۱۴].

معادله پیوستگی:

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

معادله اندازه حرکت خطی:

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \overline{\rho v} \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{dp}{dx} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y}(r \tau), \quad (2)$$

معادله انرژی:

$$\rho u \frac{\partial h}{\partial x} + \overline{\rho v} \frac{\partial h}{\partial y} = u \frac{dp}{dx} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial y}(r q) + \tau \frac{\partial u}{\partial y}, \quad (3)$$

که در آن ها، تعاریف عبارتند از:

$$\left\{ \begin{array}{l} l = \frac{\rho\mu}{(\rho\mu)_e}, \\ \alpha = (\gamma-1)M_e^2, \\ \beta = \frac{2\xi}{u_e} \left(\frac{du_e}{d\xi} \right). \end{array} \right. \quad (15)$$

لزجت گردابه ای \mathcal{E} و V سرعت عمودی تبدیل شده در صفحه تبدیل به صورت زیر نوشته می‌شوند.

$$\mathcal{E} = -\rho \frac{\vec{u} \cdot \vec{v}}{\frac{\partial u}{\partial y}}, \quad (16)$$

$$V = \frac{2\xi}{\rho_e u_e \mu_e r_o^2} \left[F \left(\frac{\partial \eta}{\partial x} \right) + \frac{\rho}{\sqrt{2\xi}} \frac{v r_o t}{\sqrt{2\xi}} \right]. \quad (17)$$

دستگاه معادلات (۱۴-۱۲) طبیعت سهموی دارد و می‌توان به صورت قدم به قدم آن را حل نمود. برای این منظور از روش تفاضل محدود سه نقطه‌ای ضمنی استفاده شده و با فرض اینکه تمام مقادیر در نقاط m و $m-1$ مشخص هستند، مقادیر مورد نیاز در نقطه $m+1$ بدست می‌آیند. سپس، از "حل ماتریسی سه قطری" با استفاده از الگوریتم توماس^۲ برای حل هم‌زمان آن‌ها استفاده شده است.

۴- بررسی عدم وابستگی حل به شبکه

در این پژوهش، سه شبکه برای بررسی استقلال از شبکه با تعداد 41×60 ، 41×100 و 41×150 گره استفاده شده است. شکل ۲ مقایسه توزیع تنش برشی (ناحیه آرام) روی بدنه سریخ برای تعداد نقاط مختلف شبکه را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص شده است، با افزایش تعداد گره‌ها از 41×100 به بالا، تغییر زیادی در افزایش دقت جواب‌ها ایجاد نخواهد شد. بنابراین، نتایج حل میدان در شبکه محاسباتی 41×100 به عنوان حل مستقل از شبکه در نظر گرفته شده است.

۳- روش حل عددی

در این پژوهش، برای حل عددی یک‌پارچه معادلات حاکم سیستم مختصات فیزیکی، شامل متغیرهای مستقل (x, y) به مختصات انتقال یافته (ξ, η) تبدیل شده است. برای این منظور از کلی‌ترین تبدیل معادلات (تبدل لوی-لیز^۱) استفاده شده است. استفاده از این تبدیل در راستای حذف نقاط تکین و کنترل میزان رشد لایه مرزی در مختصات انتقالت یافته در پروسه حل معادلات می‌باشد. تبدیل فوق عبارت است از:

$$\xi(x) = \int_0^x \rho_e U_e \mu_e r_o dx, \quad (9)$$

$$\eta(x, y) = \frac{\rho_e U_e r_o}{\sqrt{2\xi}} \int_0^y t \left(\frac{\rho}{\rho_e} \right) dy. \quad (10)$$

که در آن، t انحناء اریب نامیده می‌شود. با تعریف دو پارامتر F و θ ، معادلات در صفحه تبدیل به صورت زیر نوشته می‌شوند.

$$\begin{aligned} F &= \frac{u}{u_e}, \\ \theta &= \frac{T}{T_e}, \end{aligned} \quad (11)$$

معادله پیوستگی:

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

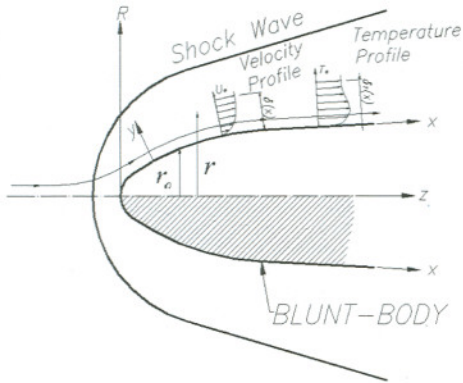
معادله اندازه حرکت:

$$2\xi \frac{\partial F}{\partial \xi} + V \frac{\partial F}{\partial \eta} - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(t^2 l \bar{\epsilon} \frac{\partial F}{\partial \eta} \right) + \beta (F^2 - \theta) = 0, \quad (13)$$

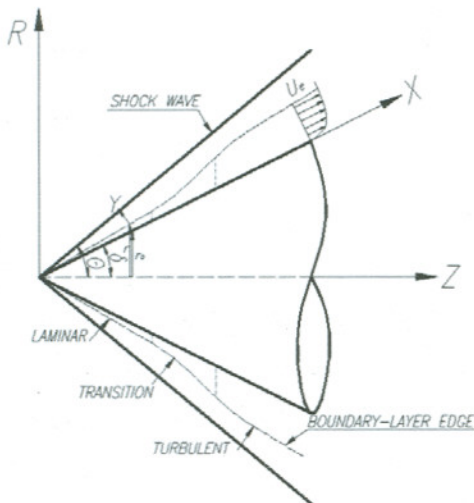
معادله انرژی:

$$2\xi \frac{\partial \theta}{\partial \xi} + V \frac{\partial \theta}{\partial \eta} - \frac{\partial}{\partial \eta} \left(t^2 l \bar{\epsilon} \frac{\partial \theta}{\partial \eta} \right) - \alpha l t^2 \bar{\epsilon} \left(\frac{\partial F}{\partial \eta} \right)^2 = 0, \quad (14)$$

Archive of SID



شکل (۳): نمای کلی لایه مرزی روی بدنه سرپخ [۲].



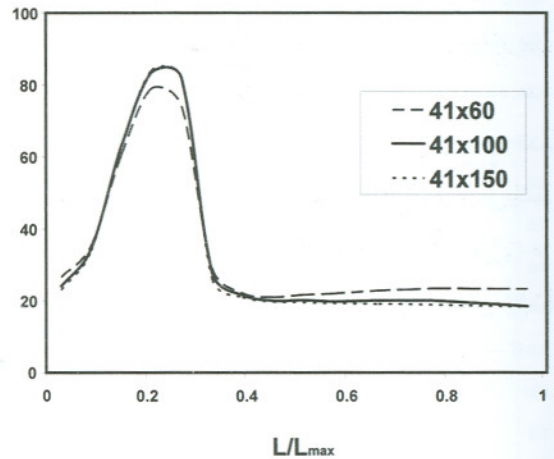
شکل (۴): نمای کلی لایه مرزی روی بدنه نوک‌تیز [۲].

۶- نتایج و بحث

برای بررسی دقت شبه‌سازی عددی، نتایج مربوطه با مقادیر تجربی و عددی موجود مقایسه شده‌اند.

مدل شماره ۱: توزیع انتقال حرارت جریان آرام در یک تونل باد ابرصوتی (هوا) بر روی مدل‌های مختلف در جریانی با عدد ماخ $M_\infty = 10.6$ و عدد رینولدز جریان از 13×10^5 تا 59×10^5 بر متر آزمایش شده است. مدل مورد بررسی جسمی به ابعاد 0.157 متر و زاویه نصف رأس 15 درجه می‌باشد. آزمایش روی این مدل در فشار 827×10^4 Pa و 311 K و $1,111$ K و دیواره به ترتیب 39×10^5 بر متر انجام گرفته

τ_w, kpa



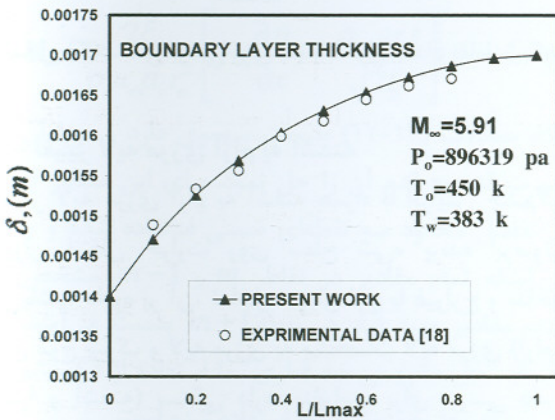
شکل (۲): تنش برشی روی بدنه با انواع تعداد نقاط شبکه.

۵- تغییر لایه مرزی آرام به آشفته

تغییر لایه مرزی آرام به آشفته همراه با افزایش چشم‌گیر میزان انتقال حرارت روی سطح شیء پرنده ابرصوتی می‌باشد. علاوه بر آن، تداخل جریان لزج با غیرلزج و تداخل بین موج شوک و لایه مرزی به مشخصات لایه مرزی (آرام، گذرا و آشفته) بستگی دارد. بنابراین، برای بررسی دقیق پدیده آئروترمودینامیکی پرنده ابرصوتی، طراح باید معیار صحیحی از تغییر جریان آرام به آشفته، یعنی ناحیه گذرا داشته باشد. که انجام آن بسیار مشکل است، زیرا مرحله گذرا بسیار پیچیده و به عوامل و پارامترهای متعددی بستگی دارد. عموماً، ناحیه گذرا هنگامی اتفاق می‌افتد که میزان اغتشاشات در لایه مرزی رشد کرده و به یک دامنه نوسانی بحرانی رسیده باشد. موضوع اصلی برای بررسی لایه مرزی اغتشاشات می‌باشد؛ این اغتشاشات ممکن است در جریان آزاد (همچون گردابه‌ها و تغییرات آنتروپی) و یا روی جسم (همچون زبری سطح، ارتعاشات سطح) وجود داشته و یا ایجاد شود [۱۵]. در شکل‌های ۳-۴ نمای کلی رژیم‌های مختلف روی بدنه‌های سرپخ و نوک‌تیز نشان داده شده است [۲].

Archive of SID

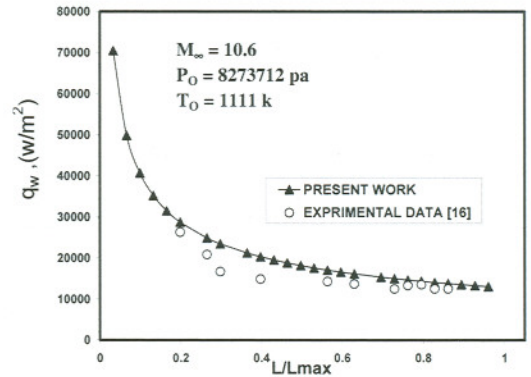
مدل شماره ۳: مشخصات لایه مرزی ابرصوتی روی این مدل در یک تونل باد ساکت و آرام (همراه با اغتشاش پائین) اندازه گیری شده است. بر اساس نتایج برای عدد رینولدز بین $10^7 \times (0.29-0.48)$ جریان کاملاً آرام و برای محدوده عدد رینولدز بین $10^7 \times (0.38-0.396)$ ناحیه گذرا و برای عدد رینولدز بزرگتر از $10^7 \times 0.45$ جریان کاملاً آشفته می‌باشد. در شکل ۷ نتایج عددی حاضر برای ضخامت لایه مرزی در محدوده جریان آرام با مقادیر مشابه تجربی دیگران [۱۸] مقایسه شده است.



شکل (۷): مقادیر عددی و تجربی ضخامت لایه مرزی.

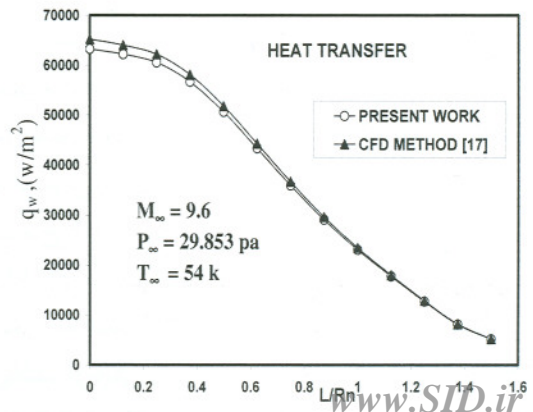
مدل شماره ۴: مدل مورد بررسی بدنه‌ای نوک‌تیز به ابعاد 0.209 متر و زاویه نصف رأس 13 درجه می‌باشد. میزان انتقال حرارت این مدل در جریانی آرام با عدد ماخ $M_\infty = 10$ ، درجه حرارت جریان آزاد و دیواره به ترتیب برابر با 220 K و 880 K به صورت عددی شبیه‌سازی شده است. در مرجع [۱۹] نمودار مربوط به جسم فوق (با ضریب توانی $n=3/4$) برای ضریب انتقال حرارت $(C_h = q_w / 0.5 \rho_\infty V_\infty^3)$ نسبت به فاصله از نقطه سکون (روی لبه جلویی سطح) به صورت عدد بدون بعد رسم شده است. مقادیر سرعت $V_\infty = 2,900\text{ m/s}$ و چگالی جریان

است. در شکل ۵، نتایج عددی بدست آمده برای انتقال حرارت سطح با نتایج تجربی مرجع [۱۶] مقایسه شده‌اند که مطابقت نسبتاً خوبی را نشان می‌دهند.



شکل (۵): مقادیر عددی و تجربی انتقال حرارت سطح.

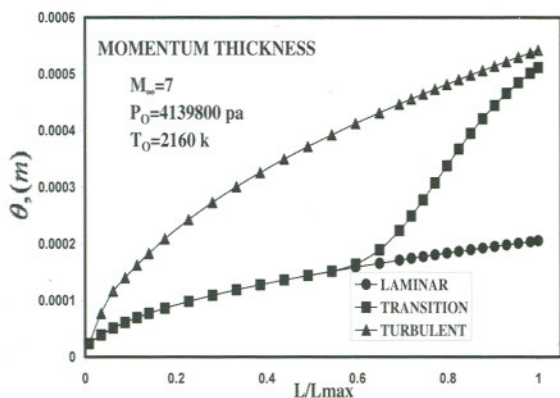
مدل شماره ۲: مدل مورد بررسی بدنه‌ای سرپخ به ابعاد 0.76 متر و شعاع دماغه 0.0508 m می‌باشد. میزان انتقال حرارت این مدل در جریانی آرام با عدد ماخ $M_\infty = 9/6$ ، فشار و درجه حرارت جریان آزاد به ترتیب 30 Pa و 54 K مورد بررسی قرار گرفته است. مقدار درجه حرارت دیواره برابر با 300 K و عدد رینولدز جریان $10^6 \times 1/77$ بر متر می‌باشد. در شکل ۶، نتایج عددی حاضر با نتایج عددی دیگران [۱۷] مقایسه شده است.



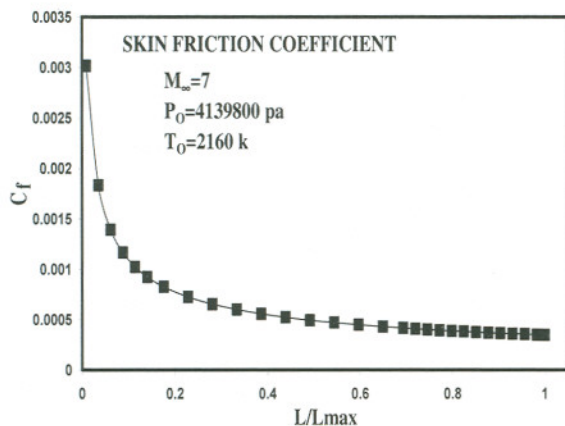
شکل (۶): مقایسه نتایج پژوهش با نتایج عددی دیگران.

Archive of SID

جریان از آرام به آشفته، با افزایش بی‌نظمی در جریان، ضخامت اندازه حرکت در امتداد دیواره افزایش زیادی می‌یابد. ناحیه گذرا در نقطه‌ای روی بدنه اتفاق افتاده و بعد از آن مشخصات جریان از آرام به آشفته تغییر یافته است. شکل ۱۰ نشان می‌دهد که با افزایش فاصله روی سطح بدنه و افزایش رشد لایه مرزی، ضریب اصطکاک پوسته‌ای در ناحیه آرام کاهش یافته است. طبق شکل‌های ۱۱-۱۳، با ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و افزایش فشار سکون در ناحیه آرام، ضخامت لایه مرزی افزایش و تنش برشی سطح کاهش یافته است.

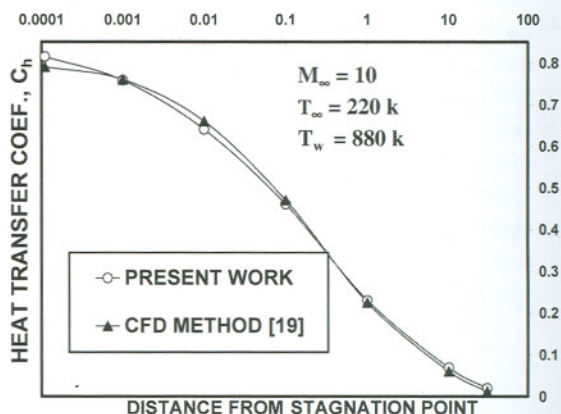


شکل (۹): تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره.



شکل (۱۰): تغییرات ضریب اصطکاک پوسته روی دیواره.

آزاد برابر با $\rho_\infty = 0.086 \text{ kg / m}^3$ می‌باشند. در شکل ۸، نتایج عددی حاضر با نتایج عددی مرجع [۱۹] برای ضریب انتقال حرارت مقایسه شده است.



شکل (۸): مقایسه نتایج حاضر با نتایج عددی دیگران.

با توجه به مدل‌های ۱-۴، نتایج عددی این پژوهش با مقادیر تجربی و عددی دیگران دارای اختلاف کمی بوده که حاکی از دقت‌های بالا در این پژوهش است.

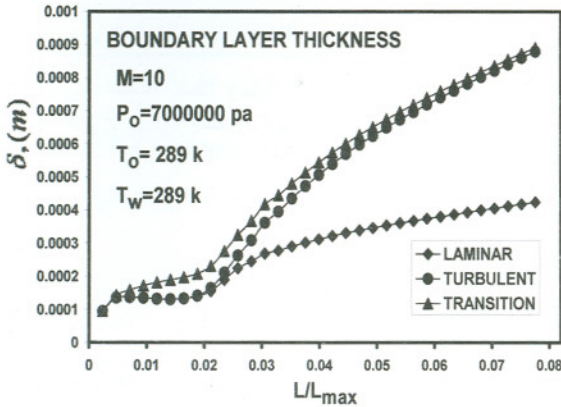
در راستای بررسی نتایج حاصل از روش ارائه شده، سه مدل مختلف (مدل‌های ۱-۲ با بدنه‌های نوک‌تیز و مدل ۳ با بدنه سرخ) برای آنالیز مشخصات جریان در نظر گرفته شده است (جدول ۱).

جدول (۱): مشخصات مدل‌ها.

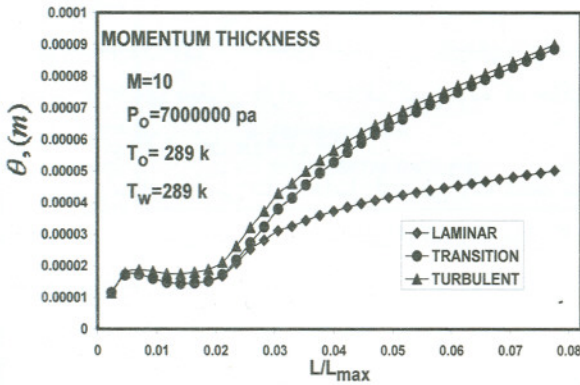
حالات	اول	دوم	سوم
ابعاد (متر)	۰/۵۷	۰/۹	۰/۰۵۰ ($R=۰/۰۱۵ \text{ m}$)
زاویه نصف راس (درجه)	۱۵	۱۰	۴۵

نتایج حاصل از اجرای کد روی بدنه نوک‌تیز، در شکل‌های ۹-۱۳ رسم شده است. در شکل ۹، تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره برای سه رژیم مختلف جریان رسم شده است. طبق این نمودار، با تغییر رژیم

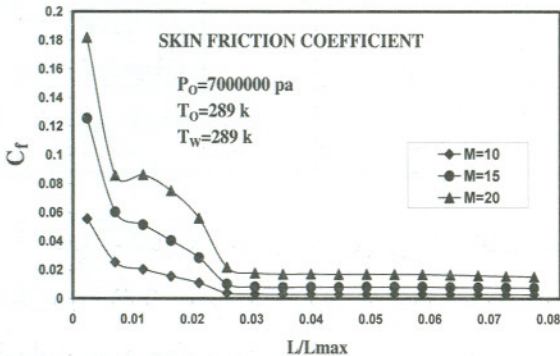
ثابت ماندن شرایط اولیه جریان و افزایش عدد ماخ در ناحیه آرام، مقادیر ضریب اصطکاک پوسته‌ای و تنش برشی سطح کاهش یافته است.



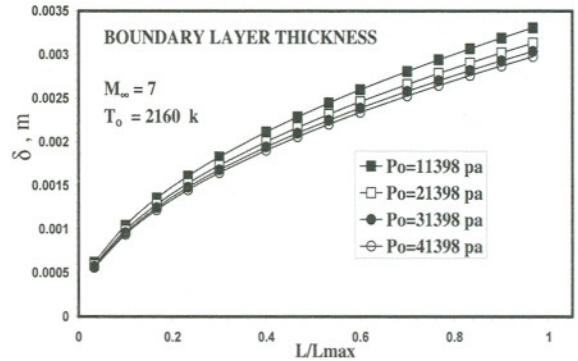
شکل (۱۴): تغییرات ضخامت لایه مرزی روی دیواره.



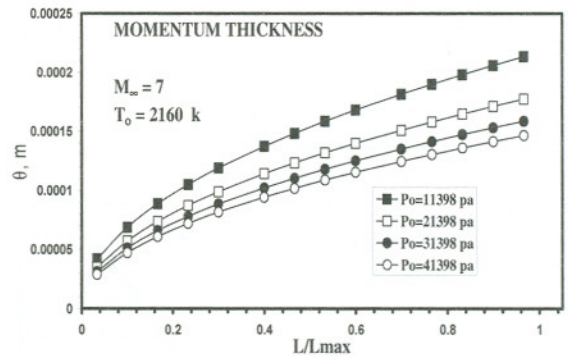
شکل (۱۵): تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره.



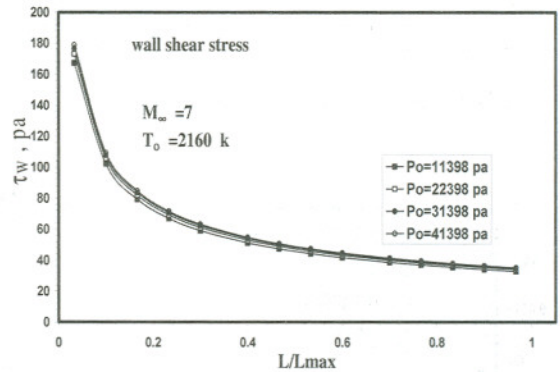
شکل (۱۶): تغییرات ضریب اصطکاک پوسته‌ای روی دیواره.



شکل (۱۱): تغییرات ضخامت لایه مرزی روی دیواره.

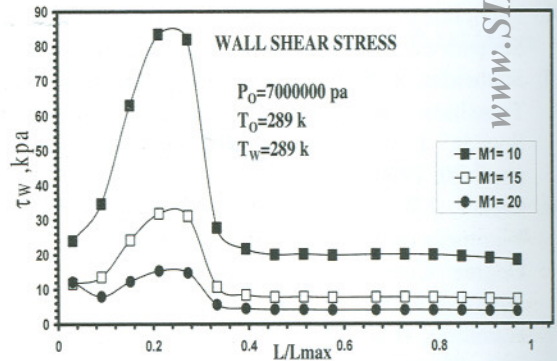


شکل (۱۲): تغییرات ضخامت اندازه حرکت روی دیواره.



شکل (۱۳): تغییرات تنش برشی سطح روی دیواره.

نتایج حاصل از اجرای کد روی بدنه سرپخ در شکل‌های ۱۴-۱۷ آورده شده است. طبق شکل‌های ۱۴-۱۵، با تغییر رژیم جریان از آرام به آشفته با افزایش بی‌نظمی در جریان، ضخامت لایه مرزی آرام و امتداد دیواره افزایش یافته است (مشابه بدنه نوک‌تیز). شکل‌های ۱۶-۱۷ نشان می‌دهند که با



شکل (۱۷): تغییرات تنش برشی سطح روی دیواره.

۷- نتیجه گیری

در این بررسی، محاسبه عددی مشخصات جریان، همچون گرمایش آیرودینامیکی و اصطکاک پوسته‌ای سطح حول بدنه‌های سرپخ و نوک‌تیز در جریان ابرصوتی به وسیله حل کامل معادلات لایه مرزی تراکم پذیر در رژیم‌های آرام، گذرا و آشفته انجام شده است. تعیین میزان گرمایش حرارتی اعمالی روی سطح پرنده به واسطه حل کامل میدان‌های جریان غیرلزج و لزج بعد از موج شوک جلو دماغه جسم امکان‌پذیر است. ابتدا، جریان غیر لزج در لایه شوک حول جسم حل شده و سپس با استفاده از نتایج آن، خواص لایه مرزی و همچنین خطوط جریان روی سطح محاسبه شده است. برای حل معادلات متوسط‌گیری شده، مدل‌های آشفته دولایه‌ای به کار رفته است. معادلات به وسیله تبدیل لوی-لیز به مختصات شامل خطوط جریان منتقل شده و سپس با توجه به طبیعت سهموی آنان به صورت قدم به قدم حل شده‌اند. حل عددی معادلات به روش اختلاف محدود سه نقطه ای ضمنی انجام گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی این پژوهش با نتایج تجربی و عددی دیگران مورد مقایسه قرار گرفته که تطابق خوبی را نشان می‌دهند.

در این پژوهش، نشان داده می‌شود که روش‌های تقریبی و ساده‌تر مهندسی در طراحی پرنده‌های ابرصوت امکان مطالعه روی مشخصات مختلف جریان و هندسه جسم

را دارا می‌باشند و این در حالی است که حل معادلات کامل ناویر-استوکس در کل میدان جریان هزینه‌های کامپیوتری بسیار بالایی را جهت مطالعه پارامتریک پدیده گرمایش آیرودینامیکی در بردارند.

از جمله مزایای روش مورد استفاده را می‌توان به صورت روشی سریع، تقریباً دقیق (طبق مقایسات انجام گرفته)، ساده همراه با پوشش دادن هر سه رژیم آرام، گذرا و آشفته، محاسبه مشخصات اصلی در طراحی پرنده‌های ابرصوتی و قابل استفاده برای مدل‌ها و شرایط مختلف پروازی نام برد. عیب روش در این است که روشی تقریبی است و قابلیت پیش بینی دقیق ناحیه گذرا را ندارد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی این پژوهش به صورت موارد ذیل خلاصه می‌شوند:

- بدنه‌های سرپخ نسبت به بدنه‌های نوک‌تیز باعث انتقال حرارت کمتری روی سطح جسم می‌شوند،
- همانطور که انتظار می‌رود، اگر دماغه پرنده‌های ابرصوتی به صورت نوک‌تیز انتخاب شود، در اثر پدیده گرمایش آیرودینامیکی بیشتر در حین پرواز در جو و قبل از رسیدن به زمین خواهد سوخت،
- طراحی دماغه پرنده‌های ابرصوتی، حاصل تقابل بین لبه تیز جهت دستیابی به بازده آیرودینامیکی و پیشرانه مطلوب در مقابل بدنه پخ جهت کاهش گرمایش آیرودینامیکی روی سطح جسم می‌باشد،
- با تغییر رژیم جریان از آرام به آشفته، با افزایش بی‌نظمی در جریان، ضخامت لایه مرزی افزایش می‌یابد و
- بدنه‌های سرپخ دارای عملکرد بهتری نسبت به بدنه‌های نوک‌تیز در سرعت‌های ابرصوتی می‌باشند (بدنه‌های نوک‌تیز برای سرعت‌های مافوق صوت مناسب‌تر هستند).

مراجع

1. Rasmussen, A. and Ross-Boyd, D., "Hypersonic Flow", A Willey Interscience Publication, pp. 354-480, 1994.

Archive of SID

14. Schlichting, H., "Boundary-Layer Theory", Seventh Ed., McGraw Hill, New York, 1979.
15. Schneider, S.P., "Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds", J. Spacecraft and Rocket, Vol. 36, No.1, pp. 8-20, 1999.
16. Cleary, J.W., "Effects of Angle of Attack and Bluntness on Laminar Heating-rate Dist. of a 15 Degree Cone at a Mach Number of 10.6", NASA-TN-D-5450, Oct. 1969.
17. Hamilton, H.H., Millman, D.R., and Greendyke, R.B., "Finite-Difference Solution for Laminar or Turbulent Boundary Layer Flow over Axisymmetric Bodies with Ideal Gas, CF₄, or Equilibrium. Air Chemistry", NASA-TP-3271, Dec. 1992.
18. Lachowicz, J.T., Chokani, N., and Wilkinson, S.P., "Hypersonic Boundary Layer Stability over a Flared Cone in a Quiet Tunnel", NASA -AIAA -96-0782, 1996.
19. Santos, W.F.N., "Leading Edge Bluntness Effects on Aerodynamic Heating and Drag of Power Law Body in Low-density Hypersonic Flow", J. Brazilian Society of Mech. Sci. and Eng., Vol. 27, No.3, , pp. 236-242, 2005.
2. Bertin, J.J., "Hypersonic Aerothermodynamics", AIAA Education Series, pp. 15-420, 1994.
3. Riley, C.J. and Dejarnette, F.R., "An Engineering Aerodynamic Heating Method for Hypersonic Flows", AIAA 92-0499, Jan. 1992.
۴. شمس، م. و ابراهیمی، ر.، "یک کد کامپیوتری برای تخمین گرمایش آیرودینامیکی موشکهای ابرصوت"، اولین کنفرانس سراسری مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۷۵.
۵. پیشه‌ور اصفهانی، آر. و احمدی‌کیا، ح.، "جریان ابرصوتی متلاطم روی جسم تقارن محوری با شرط مرزی تشعشی"، سومین کنفرانس انجمن مهندسی مکانیک ایران، JSME1998، دانشگاه علم و صنعت ایران، ۱۹۹۸.
6. Naz-Hossain, K., "Inviscid Hypersonic Flows: Numerical Methods", Dep't. Aerospace Eng., Univ. Illinois, Urbana, December 15, 2002.
7. Mazaheri, K. and Soury, H., "Calculation of Graphite Ablation Rate Near the Misseles Nostip Stagnation Point", Amirkabir J. Sci. and Tech., Vol. 14, No. 54B, pp. 445-462, 2003.
8. Karimian, S.M.H., Maerefat, M., and Malekzadeh-Dirin, M., "Approximate Calculation of Viscous Shock Layer for Hypersonic Flows about Blunt-Nosed Bodies", Amirkabir J. Sci. and Tech., Vol. 14, No. 53, pp. 191-203, 2003.
9. Xenos, M., Dimas, S., and Kafoussias, N., "MHD Compressible Turbulent Boundary Layer Flow with Adverse Pressure Gradient", J. Acta Mechanica, Vol. 177, No.1-4, pp 171-190, 2005.
۱۰. احمدی‌کیا، ح. و خدایاری، ا.، " اثر گاز حقیقی در حل جریان ابرصوتی روی جسم در ارتفاع پرواز زیاد"، سیزدهمین کنفرانس سالانه انجمن مهندسی مکانیک ایران، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۸۴.
11. Rashidi, M.M. and Esfahanian, V., "Using Artificial Viscosity for Improvement TVD Method in the Hypersonic Flow", Amirkabir J. Sci. and Tech., Vol. 17, No. 64B, pp. 21-32, 2006.
12. Marefati, M., Karimian, S.M.H., and Malekzadeh-Dirin, M., "An Engineering Inviscid-Boundary Layer Method for Calculation of Aerodynamic Heating in the Leeward Region", Iranian J. Eng. Tech., Transaction B, Vol. 31, No. B1, pp. 13-30, 2007. www.SID.ir
13. White, M.F., "Viscous Fluid Flow", 2nd Ed., McGraw Hill, New York, 1991.