

بررسی عددی تأثیر گرمایش آیرودینامیکی بر روی توزیع دمای داخل کابین پرنده مافوق صوت

میراعلم مهدی^۱، مجید رحیمی^۲

۱ دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، m.mahdi@sru.ac.ir

۲ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۲/۱۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۶/۲۵

چکیده

در این مقاله تأثیر گرمایش آیرودینامیکی به توزیع دمای داخل کابین پرنده مافوق صوت در حالت‌های مختلف عایق‌بندی، وجود نیروی گرانش و ارتفاع پروازی به روش دینامیک سیالات محاسباتی با رویکرد حجم محدود پرداخته شده است. برای حل همزمان معادلات در جامد و سیال، از شرط مرزی کولپینگ در دیواره‌ی پوسته استفاده شده است. هوا به صورت گاز ایده‌آل فرض شده و رابطه بوزینسک برای تغییرات چگالی آن با دما بکارگرفته شده است. تغییرات توزیع دمای درون کابین با لحاظ انتقال حرارت جابجایی آزاد به صورت گذرا تا لحظه پروازی ۷۰ ثانیه شبیه‌سازی شده است. نتایج به صورت توزیع دما در مقاطع میانی مدل و نمودارهای دما-زمان و دما-مکان در مقاطع میانی و زمان‌های گوناگون ارائه شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که استفاده از عایق موجب کاهش دمای یک نقطه مشخص از کابین به میزان ۱۷۵ درجه در لحظه پرواز ۲۰ ثانیه می‌شود. در این تحقیق از دو روش تجربی و عددی برای صحت‌گذاری روی توزیع دما در درون مدل و خارج مدل استفاده شده که دقت خوبی را در نتایج نشان می‌دهد.

واژگان کلیدی

گرمایش آیرودینامیک؛ جابجایی آزاد؛ مافوق صوت؛ ماوراءصوت؛ دینامیک سیالات محاسبات

۱. مقدمه

آلیاژهای مقاوم و عایق‌های حرارتی مطرح است. برای تقریب گرمایش آیرودینامیک روش‌هایی نظیر تقریب مهندسی انتگرال زوبی^۱، روش مبتنی بر تئوری نیوتنی، روش تقریب غیر لزج سه بعدی، حل عددی به روش VSL^۲، PNS^۳، TLNS^۴، ترکیب PNS, TLNS روش کدهای مهندسی نظیر اینچز^۵، آبروهیت^۶ و ... استفاده می‌شود.

یکی از چالش‌های پروازهای مافوق صوت و ماوراءصوت، افزایش دمای سطح جسم می‌باشد. با افزایش سرعت، دمای بدنه افزایش می‌یابد. افزایش دما با مکانیزم انتقال حرارت هدایت و جابه‌جایی آزاد به درون محفظه منتقل شده و این حرارت موجب اختلال در تجهیزات الکترونیکی حساس به دما می‌شود. برای رفع این مشکل راه‌حلی‌هایی مانند طراحی مناسب هندسه، استفاده از

با صرف نظر از ترم لزجت در جهت جریان، معادلات ناویر استوکس معادله‌ی PNS برای ناحیه زیرصوت حاصل می‌شود. در تحقیق برنارد و پائول^۷ [۱] از معادله‌ی PNS به روش CFD^۸ استفاده کرده و مقادیر ضریب انتقال حرارت و توزیع دما روی بدنه و بالک موشک‌های M۸۲۹، M۷۳۵ در ماخ های بین ۳/۷۶ تا ۴/۹ و F۷۲۹ در ماخ های بین ۴/۳۶ تا ۱۱/۸ را محاسبه کرده‌اند. مردانی و همکارانش [۲] به بررسی گرمایش آیرودینامیک روی دماغه در سرعت ماوراء صوت پرداخته‌اند. جهت کاهش زمان حل معادلات جریان از روش ترکیبی گام به گام مکانی لایه شوک لزج و لایه مرزی لزج خود مشابه^۹ استفاده شد. با استفاده از روش مذکور انطباق خوبی بین نتایج گرمایش تشعشعی با تحقیقات مشابه مشاهده شد. همچنین در اعداد ماخ کمتر از ۶ سهم گرمایش تشعشعی نسبت به جابجایی و هدایتی قابل اغماض است. نوری و همکاران [۳] برای محاسبه گرمایش آیرودینامیکی یک جسم ماوراء صوت از یک روش تقریبی و معکوس استفاده کردند. ایشان برای یک بدنه با دماغه سهوی و بیضوی شکل، گرمایش آیرودینامیکی را در قسمت بحرانی مسیر پرواز محاسبه کردند. برای ساده‌سازی و کاهش زمان محاسبات معادله ناویراستوکس با یک معادله فشار مرتبه دوم جایگزین شد. این ساده‌سازی به طور قابل ملاحظه‌ای سرعت حل را افزایش داد. بین نتایج بدست آمده از این روش با نتایج سایر تحقیقات مطابقت خوبی وجود داشت. میاجی و فوجی^{۱۰} [۴] به روش عددی در حالت سه بعدی به حل معادلات ناویر استوکس پرداخته و با حالت دو بعدی مقایسه کرده‌اند و به این نتیجه رسیده‌اند که در حالت سه بعدی شوک قوسی قوی ایجاد نمی‌شود و شار حرارتی در سه بعدی کمتر از دو بعدی افزایش می‌یابد. پرهیزگار و کریمیان [۵] یک روش برای ارزیابی نرخ‌های گرمایش با استفاده از تقریب زوبی به وسیله‌ی شبکه‌های بی‌سازمان ارائه کردند و نتایج گرمایش آیرودینامیک بر روی پرنده X-۳۴، X-۱۰ در ماخ ۶ را مطالعه و جواب‌ها انطباق خوبی در مناطق مختلف بدنه در مقایسه با داده‌های تجربی دارند. دیاکانوف و دجارنت^{۱۱} [۶] یک کد مهندسی دقیق و سریع توسعه دادند که قادر به محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی در سرعت‌های بالا روی هندسه‌های سه بعدی نامتقارن در زوایای حمله‌ی مختلف بود. رایلی و دجارنت^{۱۲} [۷] به روش تقریب سه بعدی غیر لزج^{۱۳} به بررسی انتقال حرارت در سطح دو دماغه کروی و بیضوی پرداخته

و نتایج روش را با داده‌های آزمایشگاهی و حل عددی معادله ناویر استوکس مقایسه کرده‌اند که دقت بهتر، نسبت به بار محاسباتی اندکی که در مقابل روش‌های مهندسی اضافه می‌کند برخوردار است. سجادی و حسینعلی‌پور [۸] توزیع دما بر روی بدنه و داخل یک موشک با عدد ماخ بالا را به وسیله‌ی یک کد مهندسی سریع محاسبه و نتایج را با داده‌های تجربی و عددی ارزیابی کرده‌اند. فاضلی و همکاران [۹] تأثیر استفاده از نانوسیال درون اوپراتور برای خنک‌کاری تجهیزات الکتریکی ماهواره را بررسی کردند. وین و لزل^{۱۴} [۱۰] به روش الگوریتم زمان حقیقی^{۱۵} به بررسی گرمایش آیرودینامیک و دمای دیواره در سرعت ماوراء صوت پرداخته و نتایج را با کد آبروهیت مقایسه کرده‌اند. شیمشی^{۱۶} و همکارانش [۱۱،۱۲] با کمک کدهای مهندسی نظیر HALIS^{۱۷} و غیره به تأثیر هندسه و زاویه حمله بر گرمایش آیرودینامیک در ASTVs^{۱۸} پرداخته و تأثیر روش را در طراحی اولیه برای انتقال حرارت جابه‌جایی بر روی دو مخروط در زوایای مختلف بررسی کرده‌اند و با مقایسه نتایج آن‌ها با داده‌های تجربی نشان می‌دهد که روش‌ها دقت مطلوبی دارند و در پژوهش مشابه دیگری به رابطه‌ی عکس بین زاویه مخروط با میزان گرمایش در راستای مخروط پرداخته و نیز به تأثیر افزایش شعاع گوشه‌ها بر کاهش حرارت در گوشه‌ها پی برده و به سایر جنبه‌های مسئله نظیر تأثیر عدد رینولدز، زاویه‌ی حمله، زاویه‌ی مخروط بر انتقال حرارت پرداخته‌اند. مهتا^{۱۹} [۱۳] به بررسی شار حرارت در اعداد ماخ بین ۱/۳ تا ۴/۵ حول یک جسم دارای اسپایک با نوک گرد پرداختند. تحلیل جریان به صورت متقارن محوری و با استفاده از روش گام زمانی رانگ-کوتای چند مرحله‌ای^{۲۰} انجام شد. نتایج بدست آمده نشان داد که شار حرارتی بیشینه با افزایش عدد ماخ افزایش می‌یابد. همچنین تأثیر عدد ماخ بر روی طول جدایش جریان در اسپایک بررسی شد. ادوارد^{۲۱} و همکارانش [۱۴] با حل معادلات انتقال حرارت و ناویراستوکس بر روی اجسام مخروطی با نوک پخ در شرایط جریان آرام، مغشوش، گذرا، وجود انتقال جرم و وجود زبری پرداخته و به نتایج متعددی از جمله وجود رابطه عکس بین انتقال جرم و انتقال حرارت پی برده‌اند. عبداللهی‌پور و همکارانش [۱۵] به بررسی گرمایش آیرودینامیک به روش عددی و به وسیله نرم افزار فلوئنت با شرط مرزی کوپلینگ پرداخته و به تأثیر ارتفاع اولین سلول از شبکه‌ی عددی برای در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی و اثر روش‌های گسسته‌سازی مرتبه اول و دوم و

معادله پیوستگی یا بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = S_m \quad (1)$$

ترم S_m بیانگر ترم چشمه جرمی می‌باشد که در این مسئله صفر است.

معادله اندازه حرکت:

$$\frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

ترم \vec{F} نیروی حجمی خارجی است که در این مسئله حضور ندارد. g شتاب گرانش زمین و برابر $9/81$ متر بر مجذور ثانیه می‌باشد. $\bar{\tau}$ نیز بیانگر تانسور تنش می‌باشد. در این معادله مقدار چگالی از رابطه‌ی گاز ایده‌آل به دست می‌آید. مطابق زیر:

$$\rho = \frac{p_\infty + p}{RT} \quad (3)$$

که مقدار T از معادله انرژی به دست می‌آید.

وجود نیروی شناوری و پیچیدگی‌هایی که در محاسبه آن وجود دارد ما را به سمت فرض‌های ساده کننده هدایت می‌کند. لذا از فرض بوزینسک که تقریب مناسبی در تحلیل جریان‌هایی که تحت تأثیر نیروی شناوری قرار دارد استفاده می‌شود. این تقریب بر این اساس، که در معادله حرکت سیال می‌توان از تأثیر تغییرات چگالی سیال در ترم مومنتم چشم پوشی نمود و تأثیر تغییرات چگالی را تنها در ترم‌هایی از معادله حرکت سیال که دارای ضریب شتاب گرانش هستند، منظور نمود. این تقریب حل معادله حرکت سیال را در شرایطی که تغییر چگالی وجود دارد بسیار ساده‌تر می‌کند. از جمله کاربردهای این تقریب می‌توان به پیش‌بینی جریان هوا در اتمسفر و پیش‌بینی جریان سیال در جابجایی طبیعی و در حل معادلات انتقال حرارت برای کاربردهای صنعتی مشاهده نمود. حال بر اساس فرض بوزینسک و تخمین آن، نیروی متناظر برای تغییرات چگالی در یک میدان دمایی برابر است با:

$$g(\rho - \rho_0) = -g\beta(T - T_\beta) \quad (4)$$

که در آن ρ_0 چگالی ثابت سیال هوا، T_β مقدار دما در نقطه مرجع و β مقدار ضریب انبساط حرارتی سیال هوا می‌باشد

معادله انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{u}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{u})) + S_h \quad (5)$$

که در آن k_{eff} ضریب موثر هدایت و \vec{J}_j شار جابه‌جایی و $\bar{\tau}_{eff}$ تانسور تنش موثر و S_h نیز ترم چشمه حرارتی می‌باشد که صفر است.

مدل‌های آشفته پرداخته است و نیز به این نکته که دمای نقطه سکون تا حدود ۷۶ درصد دمای سیال مجاور می‌رسد، اشاره می‌کند. والتر^{۲۲} و همکارانش [۱۶-۱۸] با توسعه یک برنامه کامپیوتری برای باله‌های یک پرتابه و حل عددی معادله انرژی و پیوستگی به محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیک بر روی XMV۹۷ پرداخته و نشان داده شده که در نوک و بالک امکان رسیدن به نقطه ذوب وجود دارد. در بررسی دیگر آن‌ها بر روی M۷۷۴ که به صورت دو بعدی بر روی دو نمونه با زاویه‌های مختلف انجام شده به رابطه‌ی عکس بین زاویه عقبگرد^{۲۳} و گرمایش آیرودینامیک اشاره می‌کنند. نوسکا^{۲۴} [۱۹] آیرودینامیک و گرمایش آیرودینامیک را با کد مهندسی INTERACT در سرعت‌های مافوق صوت و ماوراء صوت مطالعه و به صحت کد بررسی شده پرداخته است. ذی‌هانگ^{۲۵} و همکارانش [۲۰] با استفاده از روش محاسبات عددی به تأثیر تغییر فشار و نیروی ناشی از تنش برشی بر توزیع شار حرارتی در زوایای حمله‌ی گوناگون پرداخته و رابطه بین تغییر نیروی برا و پسا و گرمایش آیرودینامیک را مورد بررسی قرار داده‌اند و نشان داده‌اند که توزیع شار حرارتی، سازگاری خوبی با فشار و اصطکاک دارد و نیز تغییر نیروی پسا تنها سرعت تغییر شار حرارتی را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

در تحقیق‌هایی که تا کنون صورت گرفته بیشتر به گرمایش آیرودینامیک در سطح بیرونی جسم پرداخته شده و کمتر پژوهشی تأثیر گرمایش آیرودینامیک را بر فضای درون جسم بررسی کرده است. برخی از مهندسين بر این باور هستند که ایجاد فاصله هوایی درون کابین مانع از انتقال گرما به تجهیزات می‌شود و نیازی به عایق کاری کابین برای جلوگیری از نفوذ گرما وجود ندارد. در این پژوهش با لحاظ نمودن انتقال حرارت جابجایی آزاد درون کابین این موضوع بررسی شده است. به عبارتی گرمایش آیرودینامیکی موجب گرم شدن بدنه پرنده شده و گرما از طریق بدنه وارد فضای درون کابین شده و با توجه به مدت زمان پرواز توزیع دمای مشخصی درون کابین ایجاد می‌شود.

۲. معادلات حاکم

۲-۱. معادلات حاکم بر مسئله

در این مقاله به روش دینامیک سیالات محاسباتی به حل معادلات حاکم بر مسئله به کمک نرم افزار فلوئنت پرداخته می‌شود این معادلات به شرح زیراند:

برای مدل‌سازی جریان آشفته از مدل SST k- ω استفاده شده است و برای آن دو معادله زیر باید حل شوند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \bar{G}_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega v_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (7)$$

که در آن \bar{G}_k تولید انرژی جنبشی آشفته ناشی از شیب متوسط سرعت، G_ω تولید شده از ω ، Γ_k و Γ_ω به ترتیب انتشار مؤثر k و ω هستند. Y_k و Y_ω به ترتیب اتلاف k و ω به جهت آشفته‌گی هستند. S_k و S_ω ترم‌های منبع اختیاری در مدل هستند. معادله حالت:

$$PV = mRT \quad (8)$$

که m جرم، R ثابت جهانی گازها، V حجم و P فشار را نشان می‌دهد. عدد رایلی یک عدد بدون بعد می‌باشد که نشان دهنده‌ی نسبت نیروی شناوری به پخش گرما است.

$$Ra = \frac{g\beta L^3 \Delta T}{\nu \alpha} \quad (9)$$

در این رابطه β ضریب انبساط حرارتی و α ضریب نفوذ حرارتی و L طول مشخصه می‌باشد. عدد پرانتل یک عدد بدون بعد می‌باشد که نشان دهنده‌ی نسبت نفوذ اندازه‌ی حرکت به نفوذ گرمایی است.

$$Pr = \frac{c_p \mu}{k} \quad (10)$$

که در آن k مقدار ضریب انتقال حرارت هدایت و μ ویسکوزیته سیال می‌باشد.

۲-۲. معادلات حاکم

در قسمت اعتبار سنجی از معادلاتی استفاده شده که در ادامه به آن‌ها اشاره می‌شود. تئوری پیستون قاش برای حل قسمت اعتبار سنجی گوه استفاده شده که در زیر بیان می‌شود:

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + AM_p^2 + AM_p \sqrt{B + M_p^2} \quad (11)$$

$$A = \frac{\gamma(\gamma+1)}{4} \quad (12)$$

$$B = \left(\frac{4}{\gamma+1} \right)^4 \quad (13)$$

P_1 و P_2 به ترتیب فشار جریان در ورودی و خروجی گوه می‌باشد. و M_p عدد ماخ پیستون عمود بر سطح گوه می‌باشد. مقدار عدد ماخ نرمال در ورودی از زیر محاسبه می‌شود:

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta \quad (14)$$

که M_1 عدد ماخ در جریان بالادست و β زاویه‌ی موج شوک می‌باشد. خواص ترمودینامیکی چگالی، فشار و دما در سرتاسر یک موج شوک نرمال از زیر محاسبه می‌شود:

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (15)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1) M_{n,1}^2}{2 + (\gamma-1) M_{n,1}^2} \quad (16)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{n,1}^2 - 1) \quad (17)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2}{P_1} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{n,1}^2 - 1) \right] \frac{2 + (\gamma+1) M_{n,1}^2}{(\gamma+1) M_{n,1}^2} \quad (18)$$

که $M_{n,2}$ عدد ماخ نرمال در پشت موج شوک است و مقدار عدد ماخ در جریان پایین‌دست M_2 را می‌توان از $M_{n,2}$ یافت که به صورت زیر است:

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin(\beta-\theta)} \quad (19)$$

تغییرات در سرتاسر یک شوک مورب به دو پارامتر، M_1 و β بستگی دارد.

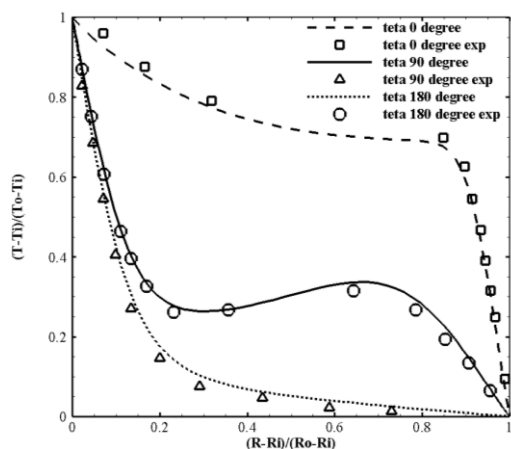
$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (20)$$

این رابطه $\theta - \beta - M$ نامیده می‌شود و زاویه انحراف θ را به عنوان تابعی منحصر به فرد از عدد ماخ M_1 و زاویه موج شوک β دست می‌آورد.

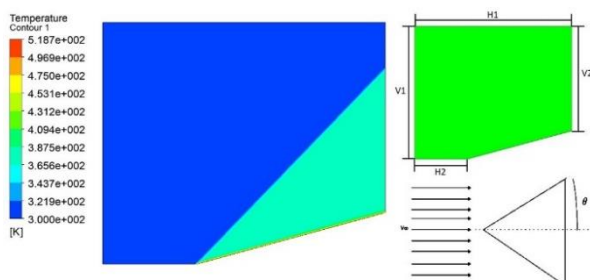
۳. اعتبارسنجی

زمانی که یک پرنده در جریان مافوق صوت پرواز می‌کند متناسب با سرعت و تشکیل امواج در اطراف بدنه، سطح خارجی پرنده در معرض شار حرارتی قرار گرفته که از طریق جداره وارد فضای درون کابین شده و موجب افزایش دما می‌شود. به دلیل ضریب هدایت پایین هوا به نظر می‌رسد که نفوذ هوا درون کابین به کندی انجام می‌شود و به دلیل زمان مشخصی که پرنده پرواز می‌کند قسمت میانی کابین تحت تأثیر انتقال حرارت قرار نگیرد. به همین دلیل هنوز برخی از مهندسين در صنعت ایجاد یک فاصله هوایی بین قطعات حساس به دما و جداره پرنده را کافی می‌دانند و اعتقادی به عایق حرارتی ندارند. از آنجایی که مکانیزم انتقال حرارت درون کابین هدایت و جابجایی است و در این مقاله هدف بررسی تأثیر انتقال حرارت به روش جابجایی آزاد است بنابراین لازم است ابتدا از میزان دقت نتایج شبیه‌سازی انتقال حرارت جابجایی توسط نرم‌افزار اطمینان حاصل کرد. برای این منظور از نتایج تحقیق آزمایشگاهی آقای کوهن و گلدستین^{۲۷} [۲۱] در این قسمت استفاده شده است. در این آزمایش دو استوانه

برای بررسی جریان خارجی و توزیع دما در اطراف موج مایل، نتایج شبیه‌سازی با نتایج روابط تحلیلی تحقیق افغان‌خان^{۲۸} و همکارانش [۲۲] مقایسه شده است. برای این منظور مطابق شکل ۴-الف گوه دوبعدی مدل‌سازی شده و در عدد ماخ ۲ شبیه‌سازی شده است. فاصله افقی H1 و H2 به ترتیب ۱/۵ متر و ۰/۵ متر و فاصله عمودی V1 برابر ۱/۲۵۹ متر و V2 وابسته به زاویه نیم گوه در نظر گرفته شده است. برای این مدل یک شبکه با سازمان با تعداد سلول حدود ۵۵۰۰۰ ایجاد شده است. برای زاویه گوه ۳۰ درجه توزیع دما در میدان جریان اطراف گوه مطابق شکل ۴-ب آمده است. افزایش ناگهانی دمای استاتیک در اطراف موج مایل در این شکل قابل مشاهده است. برای گوه‌هایی با زوایای مختلف شبیه‌سازی انجام شده و نسبت دمای به دست آمده در شکل ۵ آمده و با نتایج تحلیلی (رابطه ۱۸) مقایسه شده است. مطابق شکل بیشترین اختلاف مربوط به گوه ۴۰ درجه است که حدود ۱۴ درصد می‌باشد. از آنجایی که در شبیه‌سازی عددی جریان لرج و آشفتگی لحاظ شده نسبت به جریان پتانسیل قابل قبول باشد.

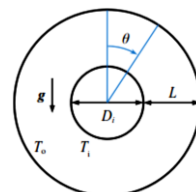


شکل ۳. مقایسه نتایج آزمایشگاهی و عددی



شکل ۴-الف: نمای کلی مدل ب: توزیع دمای مدل

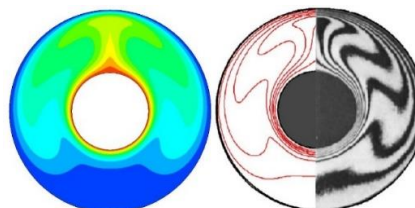
هم مرکز به شعاع های ۱/۷۶ و ۴/۶۲۵ سانتی‌متر با طول مطابق شکل ۱ ساخته شده است. با برقراری جریان درون استوانه داخلی و خنک‌کاری سطح بیرونی شرایط مرزی دما ثابت مطابق جدول ۱ برای دیواره داخلی و بیرونی ایجاد شده است. بررسی نتایج آزمایشگاهی نشان داد که بجز نواحی نزدیک به دوانتهای محفظه آزمایش در حالت پایا که پس از مدت زمان مشخصی ایجاد می‌شود جریان به صورت دوبعدی درون محفظه ایجاد می‌شود. بنابراین مدل‌سازی به صورت دوبعدی انجام شده است و توزیع دما در حالت پایا بدست آمده است. شکل ۲ توزیع دما در میدان جریان را نشان می‌دهد. به دلیل اختلاف دمای بین سطح درونی و بیرونی مدل، جریان سیال درون میدان برقرار شده است. در مجاورت سطح درونی به دلیل دمای بالا، سیال گرم شده و به طرف بالا جریان می‌یابد و با برخورد با دیواره بیرونی سرد شده و مجاورت دیواره بیرونی به سمت پایین برگشت داده می‌شود. مقایسه توزیع دمای بین نتایج شبیه‌سازی و آزمایشگاهی بیانگر مطابقت کیفی خوب نتایج را دارد. برای بررسی کمی بین نتایج مطابق شکل ۳ در راستای سه جهت تغییرات دما مقایسه شده است. بیشترین خطای مربوط به این نمودارها حدود ۸ درصد است.



شکل ۱. شماتیکی از مسئله

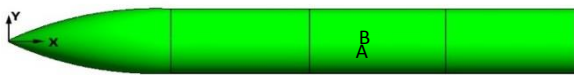
جدول ۱. شرایط مسئله

| | تحقیق حاضر | تحقیق کوهن |
|---------------|-------------------|-------------------|
| عدد رایلی | $4/7 \times 10^4$ | $4/7 \times 10^4$ |
| عدد پراتل | ۰/۷۰۶ | ۰/۷ |
| $\frac{L}{D}$ | ۰/۸ | ۰/۸ |
| Ti (°C) | ۴۸/۳۶ | |
| To (°C) | ۲۲/۰۸ | |



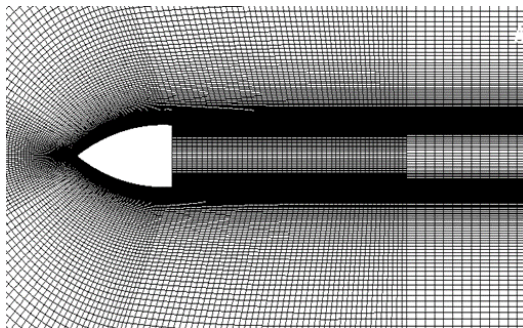
شکل ۲. توزیع دما در حالت پایا، چپ شبیه‌سازی، راست تجربی

باورند که ایجاد یک فاصله هوایی بین تجهیزات و بدنه پرنده می‌تواند مانع رسیدن حرارت به آن شود. در این مقاله هدف محاسبه توزیع دمای درون کابین پرنده در زمان‌های مختلف از شروع پرواز بوده و عواملی مثل ارتفاع پرواز و عایق حرارتی مورد بررسی قرار می‌گیرد.



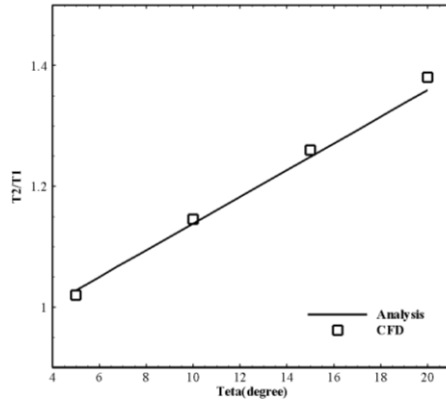
شکل ۶. نمای کلی از هندسه مدل

برای شبیه‌سازی جریان لازم است سه میدان مختلف ایجاد شده و جداگانه شبکه‌بندی شوند. مدل‌سازی میدان به صورت سه‌بعدی انجام شده است و به دلیل تقارن هندسه، تنها نصف آن مدل شده است. در تمام میدان جریان با ایجاد بلوک‌های مختلف شبکه با سازمان ایجاد شده و شبکه کنار دیوارها به اندازه کافی متراکم می‌باشد. شکل ۷ شبکه ایجاد شده در اطراف مدل را نشان می‌دهد. به دلیل اینکه قسمت دماغه مدل از جنس کامپوزیت بوده از انتقال حرارت آن صرف‌نظر شده و شبکه‌بندی برای مدل‌سازی انتقال حرارت انجام نشده است. ضخامت بدنه آلومینیومی شبکه‌بندی شده تا گرما از این طریق به فضای درون کابین‌ها منتقل شود. مطابق شکل ۸ درون هر سه کابین نیز یک شبکه با سازمان ایجاد شده است. خواص هوا، پوسته آلومینیومی و عایق به ضخامت ۲mm استفاده شده به ترتیب در جداول ۲، ۳ و ۴ آمده است.



شکل ۸. شبکه ایجاد شده در فضای درون کابین و ضخامت بدنه

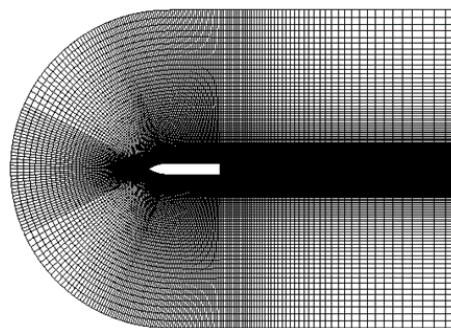
است. شرط فشار خروجی^{۳۰} نیز به عنوان شرط مرزی خروجی میدان بیرونی انتخاب شده است. میدان مربوط به ضخامت بدنه به صورت جامد و دو میدان بیرونی و درون کابین به صورت سیال



شکل ۵. تغییرات نسبت دمای قبل و بعد موج مایل برحسب نصف زاویه گوه

۴. بررسی نتایج

هندسه‌ای که برای شبیه‌سازی انتخاب شده مطابق شکل ۶ یک بدنه استوانه‌ای به قطر ۳۰ cm و طول ۱۶۲cm از جنس آلومینیوم به ضخامت ۴mm که یک دماغه اوجایو از جنس کامپوزیت به طول ۶۵cm در ابتدای بدنه قرار دارد. بدنه از سه کابین به طول مساوی ۵۴cm تشکیل شده که فضای درون کابین‌ها از فضای بیرون کاملاً جداست و تنها از طریق جداره کابین انتقال حرارت به فضای درون منتقل شده و موجب افزایش دمای فضای درون کابین‌ها می‌شود. معمولاً درون این کابین‌ها تجهیزاتی نصب می‌شود عملکرد آنها در دمای مشخص تعریف شده است و در صورت تجاوز دما از یک مقدار مشخص منجر به مختل شدن عملکرد آن می‌شود. با توجه به اینکه خیلی از چنین پرنده‌هایی تنها یک زمان محدودی را پرواز می‌کنند خیلی از مهندسين بر این



شکل ۷. شبکه ایجاد شده در میدان جریان اطراف مدل

شرط مرزی فشار دور دست^{۲۹} به عنوان شرط مرزی ورودی جریان برای میدان جریان بیرونی لحاظ شده است که مقدار عدد ماخ ۲ و دمای ۳۰۰ کلوین برای این شرط در نظر گرفته شده

۲ بوده و مقدار دمای دونقطه A و B مطابق شکل ۶ که نقطه A در قسمت بیرونی بدنه و نقطه B در وسط میدان درونی قرار دارد بررسی شده است. در جدول ۵ نتایج مربوط به بررسی شبکه آوده است. فاصله اولین سلول از دیواری مقداری انتخاب شد که شرط $y+1 < 1$ برقرار شود. تعداد لایه‌ها و نرخ رشد برای حالت‌های مختلف متفاوت انتخاب شده و حساسیت نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. برای میدان جریان درون کابین بعد از حالت دوم که تعداد سلول ۵۳۶۲۵ است تغییر دمای نقطه‌ی B کمتر از ۲٪ بوده است برای نقاط دیگر هم این بررسی انجام شده که نتایج مشابه است. چنین وضعیتی برای میدان بیرونی در شبکه با تعداد ۷۷۲۵۲۵ حاصل شده است. طوری که برای میدان داخلی فاصله اولین سلول تا دیواره ۰/۰۰۹ mm و تعداد لایه‌ها ۱۰ عدد و نرخ رشد ۱/۲ استفاده شد و برای میدان بیرونی فاصله اولین سلول تا دیواره ۰/۰۰۵ mm ، تعداد لایه‌ها ۱۲ و نرخ رشد ۱/۲ استفاده شد.

جدول ۵. تغییر دمای نقاط A و B به ازای شبکه‌های مختلف

| تعداد سلول میدان بیرونی | TA(K) | تعداد سلول میدان کابین | TA(K) |
|-------------------------|--------|------------------------|--------|
| ۴۸۵۲۰۰ | ۵۱۵/۳۵ | ۳۵۸۵۳ | ۵۱۳/۷۳ |
| ۵۲۶۴۱۲ | ۵۲۰/۵۷ | ۵۳۶۲۵ | ۵۱۷/۴۳ |
| ۷۷۲۵۲۵ | ۵۲۳/۸۴ | ۶۴۶۳۲ | ۵۱۸/۵۶ |
| ۸۶۵۲۳۰ | ۵۲۴ | ۷۴۵۶۸ | ۵۱۹ |

برای بررسی استقلال حل عددی از گام زمانی باید به این نکته اشاره کرد که به دلیل اینکه پرنده در ماخ پروازی ۲ شبیه‌سازی شده به ازای گام‌های زمانی بزرگتر از ۰/۰۰۷ ثانیه مسأله واگرا می‌شد و حل انجام نمی‌شد. با انتخاب گام زمانی برابر ۰/۰۰۵ ثانیه این مشکل برطرف شد. برای گام‌های زمانی کمتر از این مقدار تغییری در نتایج بدست آمده مشاهده نشد و نمودار مربوط به تغییرات دما برحسب زمان کاملاً برهم منطبق می‌شد. با توجه به زمان‌بر بودن تحلیل‌ها و تعداد زیاد آنها برای کلیه موارد گام زمانی مقدار ۰/۰۰۵ ثانیه با تعداد تکرار ۳۰ در هر گام زمانی انتخاب شد. شکل ۹ یک نمونه از باقیمانده و روند همگرایی مربوط به شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

شکل ۱۰ توزیع عدد ماخ را در میدان جریان برای لحظه ۷۰ ثانیه را نشان می‌دهد. به دلیل شکل دماغه، دو موج مایل تراکمی در قسمت جلوی مدل تشکیل می‌شود و دو موج انبساطی نیز در انتهای مدل ایجاد شده است. به دلیل اینکه هیچ جتی در انتهای

انتخاب شده است. برای برقراری شار حرارتی بین این سه میدان، مرز مشترک بین میدان‌های جامد و سیال به صورت Interface انتخاب شده است. با توجه به اینکه هندسه به صورت نصفه مدل‌سازی شده، از شرط مرزی تقارن^{۳۱} برای صفحه میانی در نظر گرفته شده است. روش حل میدان به صورت حجم محدود، برمبنای چگالی، الگوریتم کوپل و به صورت گذرا انجام شده است. تمامی گسسته‌سازی‌ها به صورت مرتبه ۲ انجام شده است. سیال مورد بررسی این مسئله هوا بوده که به صورت گاز ایده‌آل فرض شده است. شرط بوزینسک برای تغییرات چگالی هوا با دما انتخاب شده و برای اینکه لایه مرزی حرارتی مجاور بدنه مستقیم شبیه‌سازی شود مدل آشفته SST k- ω استفاده شده است.

جدول ۲. خواص هوا

| | |
|--|-------------|
| گرمای ویژه در فشار ثابت $(\frac{j}{kg.K})$ | ۱۰۰۶/۴۳ |
| ضریب انتقال حرارت هدایت $(\frac{w}{m.K})$ | ۰/۰۲۴۲ |
| لزجت $(\frac{N.s}{m^2})$ | ۱/۷۸۹۴×۵-۱۰ |
| وزن مولکولی $(\frac{kg}{Kmol})$ | ۲۸/۹۶۶ |
| دما در ارتفاع ۲۰۰۰ (K) | ۲۷۵ |
| دما در سطح دریا (K) | ۳۰۰ |

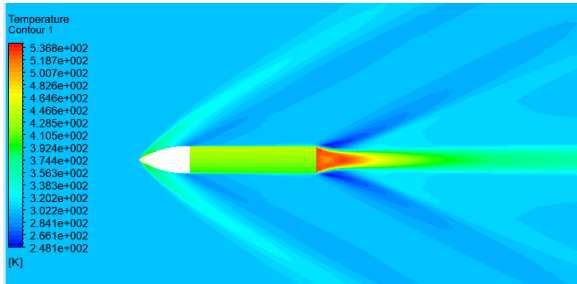
جدول ۳. خواص آلومینیوم

| | |
|--|-------|
| گرمای ویژه در فشار ثابت $(\frac{j}{kg.K})$ | ۸۷۱/۳ |
| ضریب انتقال حرارت هدایت $(\frac{w}{m.K})$ | ۲۰۲/۲ |
| چگالی $(\frac{kg}{m^3})$ | ۲۷۱۹ |

جدول ۴. خواص عایق

| | |
|--|------|
| گرمای ویژه در فشار ثابت $(\frac{j}{kg.K})$ | ۱۰۶۰ |
| ضریب انتقال حرارت هدایت $(\frac{w}{m.K})$ | ۰/۱۵ |
| چگالی $(\frac{kg}{m^3})$ | ۱۲۵۰ |

برای شروع تحلیل گرمایش آیرودینامیکی ابتدا حساسیت نتایج به نوع و تعداد سلول‌های محاسباتی بررسی شد. این بررسی برای میدان جریان بیرونی و درون کابین به صورت جداگانه بررسی شد. نکته اولی که از این بررسی‌ها بدست آمد این بود که ایجاد یک شبکه متراکم در نزدیکی دیواره تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر توزیع دمای درون کابین داشت. به همین دلیل در نزدیکی دیواره برای هر دو میدان بیرونی و درونی از یک شبکه لایه مرزی استفاده شد. برای بررسی حساسیت نتایج نسبت به تعداد سلول‌ها، تحلیل به صورت پایا انجام شد. در این حالت ماخ پروازی

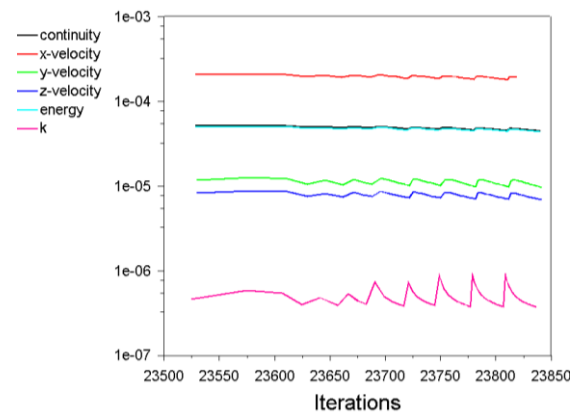


شکل ۱۲. توزیع دما در زمان ۷۰ ثانیه برای حالت عایق کاری شده

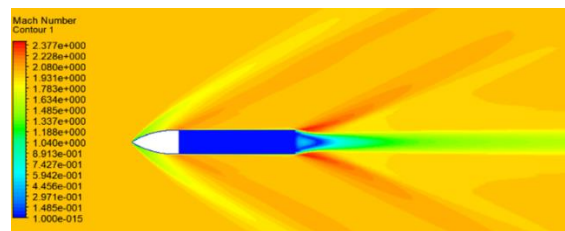
برای بررسی دقیق‌تر، مطابق شکل ۱۳ توزیع دما تنها در سه کابین آمده است. به دلیل جابجایی آزاد اختلاف دمای حدود ۱۰ درجه در زمان ۷۰ ثانیه درون کابین وجود دارد. با انتقال گرما از بدنه کابین به هوای مجاور، دمای هوا افزایش یافته و با تغییرات چگالی هوای گرم به سمت فضای بالای کابین جابجا می‌شود. شکل ۱۴ تغییرات دمای نقاط مختلف از کابین وسط را در راستای محور y برحسب زمان نشان می‌دهد. روند تغییر دمای کلیه نقاط بدین صورت است که ابتدا با شیب تند افزایش یافته و سپس به مقدار نهایی همگرا می‌شود. زمان رسیدن به دمای نهایی برای نقاط با موقعیت متفاوت، اختلاف زیادی با یکدیگر دارد. برای نقطه‌ای با مختصات $y=15\text{cm}$ که نزدیک قسمت بالایی بدنه است، بلافاصله از لحظه شروع دما با شیب تندی افزایش می‌یابد و در مدت زمان ۲۰ ثانیه به مقدار نهایی 525K می‌رسد. در صورتیکه در این لحظه دمای نقطه $y=-25\text{cm}$ تنها 325K است. به عبارتی حدود 200K در این لحظه اختلاف دمایی بین قسمت بالا و پایین کابین وجود دارد. با گذشت زمان اختلاف دمایی بین نقاط مختلف کابین کمتر شده و توزیع دما درون کابین به حالت همگن میل می‌کند. بنابراین اگر زمان پرواز یک پرنده با این شرایط کمتر از ۷۰ ثانیه باشد محل قرارگیری تجهیزات حساس به دما مهم می‌باشد.

شکل ۱۵ توزیع دما را در مقطع عرضی کابین در زمان‌های مختلف را برای حالتی که بدنه عایق شده را نشان می‌دهد. مطابق حالت‌های قبلی با نفوذ گرما از بدنه هوای مجاور گرم شده و به طرف بالای کابین حرکت می‌کند. مطابق شکل در زمان ۱۰ ثانیه قسمت زیادی از کابین هنوز در دمای اولیه است و تنها بخشی از قسمت بالایی کابین گرم شده و با گذشت زمان این ناحیه گرم توسعه پیدا می‌کند. شکل توزیع دما در زمان ۵۰ ثانیه تقریباً ثابت شده ولی مقدار دما هنوز در حال افزایش است. در لحظه ۷۰ ثانیه مقدار بیشینه دما به 447K رسیده که نسبت به حالتی که بدنه

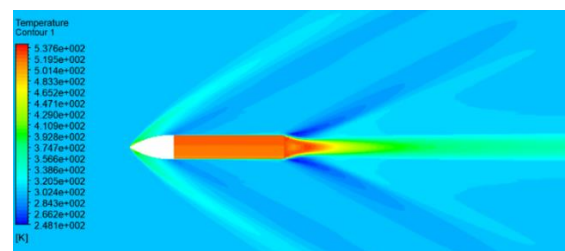
مدل شبیه‌سازی نشده، ناحیه ویک در انتهای مدل ایجاد شده و امتداد یافته است. درون کابین‌ها هم مقدار سرعت جریان در مقایسه با بیرون ناچیز دیده می‌شود. توزیع دمای استاتیک در صفحه میانی مدل در زمان ۷۰ ثانیه برای حالتی که هیچ عایقی در بیرون بدنه استفاده نشده در شکل ۱۱ آمده است. دمای هوای درون هر سه کابین تا دمای بیرون بدنه افزایش یافته به طوری که به دمای استاتیک ویک پشت مدل نزدیک شده است. مقدار کمی این تغییرات دمایی در ادامه به صورت نمودار آمده است. شکل ۱۲ توزیع دما را در شرایط مشابه شکل قبل با این تفاوت که بدنه عایق کاری شده است را نشان می‌دهد. همانطوری که قابل پیش‌بینی بود استفاده از عایق نفوذ حرارتی از بدنه مدل را کند کرده و در نتیجه در زمان ۷۰ ثانیه مقدار دمای درون کابین از حالت بدون عایق حدود ۹۰ درجه کمتر است.



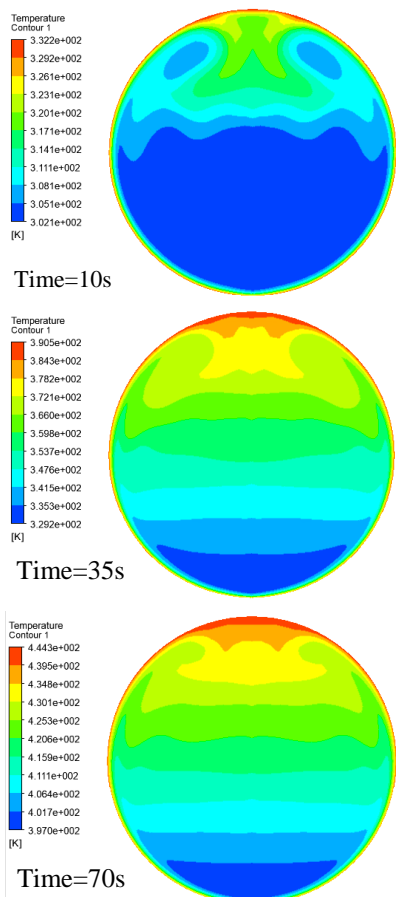
شکل ۹. روند همگرایی حل عددی



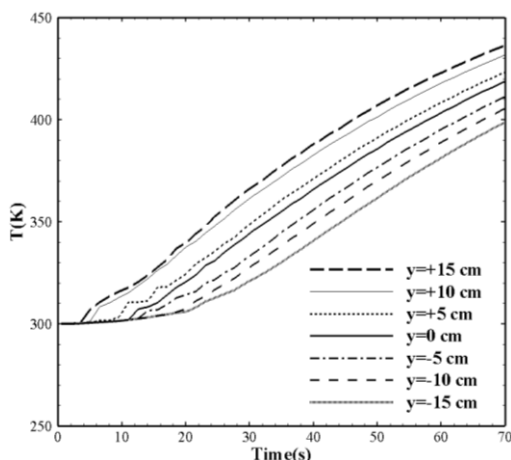
شکل ۱۰. توزیع عدد ماخ در میدان جریان



شکل ۱۱. توزیع دما در زمان ۷۰ ثانیه برای حالت بدون عایق



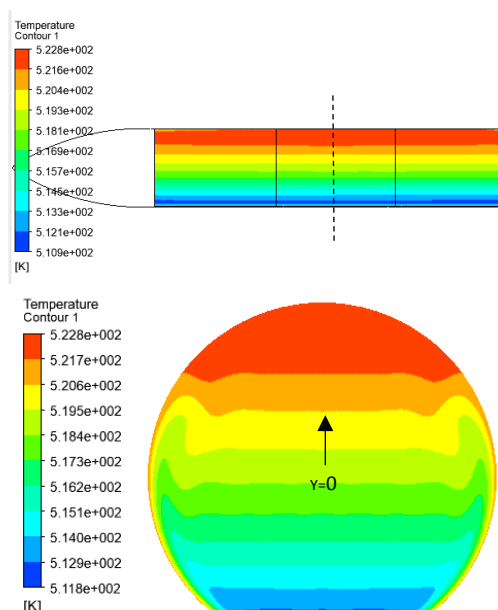
شکل ۱۵. توزیع دما در مقطع میانی برای بدنه عایق شده



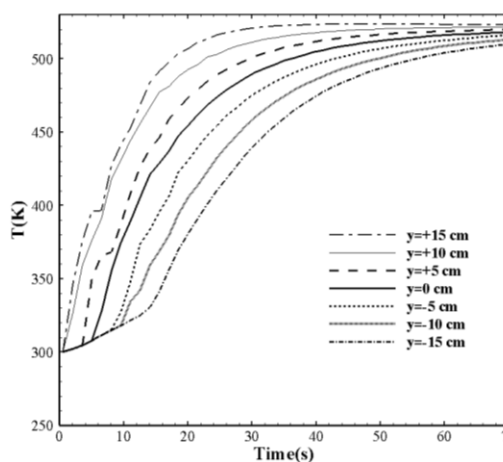
شکل ۱۶. تغییرات دما در مکان های مختلف برحسب زمان برای حالت عایق

باتوجه به هزینه بالای عایق کاری به نظر می رسد که اگر تجهیز مورد نظر قرار است درون کابین وسط قرار بگیرد تنها عایق کاری این کابین برای حفاظت از افزایش دما کفایت خواهد کرد. برای بررسی این موضوع، در شبیه سازی دیگر تنها کابین وسط عایق شده و برای دو کابین دیگر عایق استفاده نشده است.

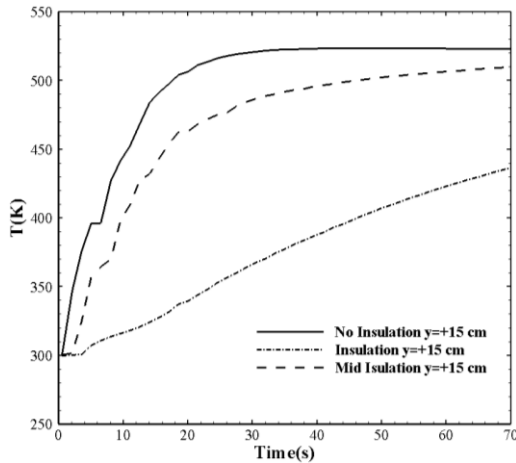
عایق نبوده $78K$ کمتر است. مقدار ناحیه ای که در دمای بیشینه قرار دارد نیز کمتر است. تغییرات دمای نقاط مختلف از کابین برحسب زمان در شکل ۱۶ آمده است. روند تغییرات دما با زمان نسبت به حالتی که عایق استفاده نشده (شکل ۱۴) متفاوت است. شیب افزایش دمای نقاط کمتر شده و تا 70 ثانیه همگرایی در دمای نقاط اتفاق نمی افتد. اختلاف بین دمای نقاط مختلف تا زمان 70 ثانیه تقریباً یکسان است و دمای نقاط به صورت یکنواخت تغییر می کند. روند تغییرات دمای نقاط مختلف بیانگر تأثیر قابل ملاحظه استفاده از عایق حرارتی برای پرندهای مافوق صوت می باشد.



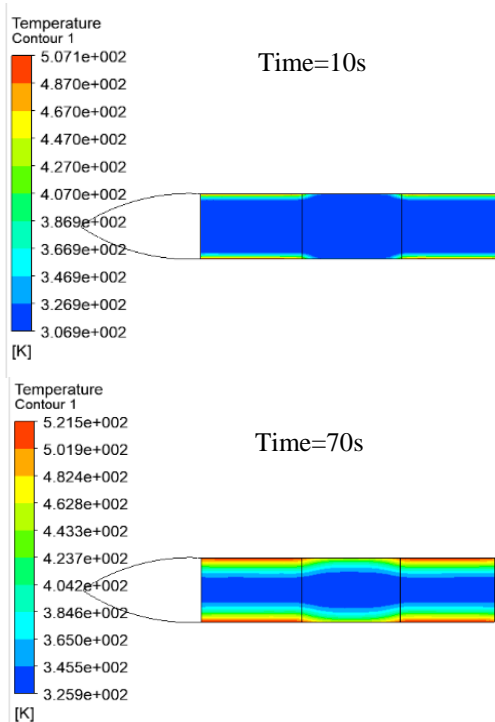
شکل ۱۳. توزیع دما در لحظه ۷۰ ثانیه در حالت بدون عایق کاری



شکل ۱۴. تغییرات دما در مکان های مختلف برحسب زمان برای حالت بدون عایق



شکل ۱۸. تغییر دما برحسب زمان برای سه حالت مختلف

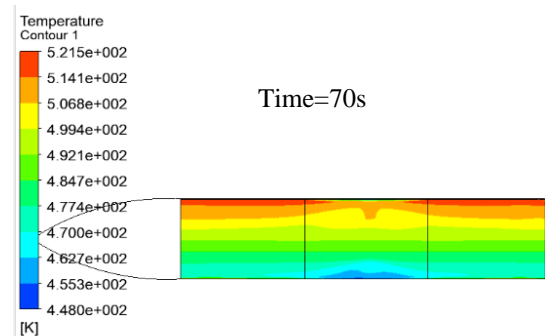
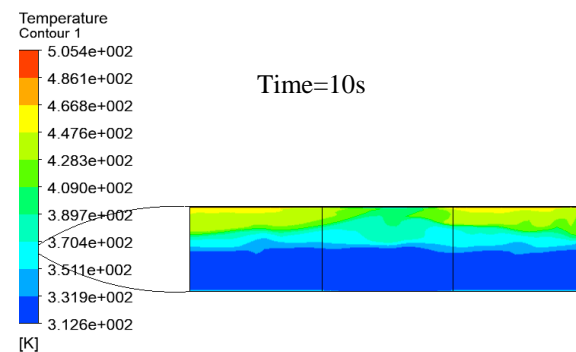


شکل ۱۹. توزیع دما در حالت کابین وسط عایق بدون نیروی شناوری

تغییرات دمای دو نقطه $y=15\text{cm}$ و $y=-15\text{cm}$ برای حالتی که نیروی شناوری لحاظ شده و لحاظ نشده در شکل ۲۰ آمده است. برای حالت بدون نیروی شناوری به دلیل تقارن، نمودار تغییرات دمای دو نقطه برهم منطبق است. شیب تغییرات دمای برای حالتی که شناوری لحاظ نشده کم بوده و نفوذ حرارت در این حالت به کندی اتفاق می‌افتد. بنابراین مکانیزم اصلی در تغییر دمای درون کابین انتقال حرارت به صورت جابجایی است که لازم است در تحلیل‌های عددی لحاظ شود. از آنجایی که معمولاً پرندهایی که با سرعت بالا پرواز می‌کنند ارتفاع پروازی بالایی

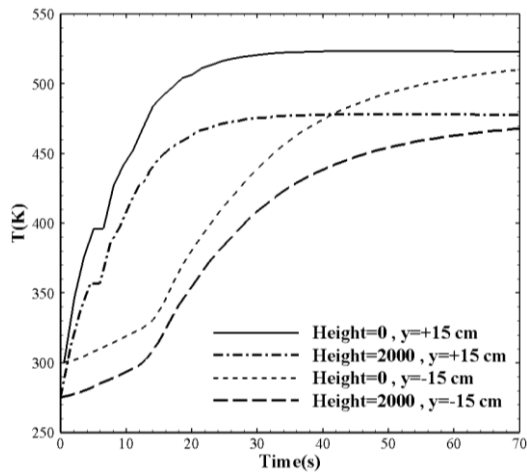
شکل ۱۷ توزیع دما در صفحه میانی مدل را در دو لحظه ۱۰ و ۷۰ ثانیه نشان می‌دهد. به دلیل جابجایی هوا انتقال گرما از کابین‌های مجاور به کابین وسطی نفوذ کرده و دمای آنجا نیز افزایش می‌یابد. شکل ۱۸ تغییرات دمایی نقطه $y=15\text{cm}$ را برحسب زمان برای سه حالت مختلف نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که روند تغییرات دمای این نقطه به حالتی که عایق استفاده نشده نزدیک‌تر است. شیب تغییرات دمایی برای این حالت نیز تند بوده به طوری که در ثانیه ۳۰ مقدار دما برای این نقطه حدود 470K است در صورتیکه برای مدلی که سه کابین داخل کابین‌ها به همدیگر راه دارند می‌باشد. به دلیل اینکه فضای داخل کابین‌ها به همدیگر راه دارند لازم است عایق کاری برای تمام کابین‌ها انجام شود.

برای بررسی تأثیر جابجایی بر روی توزیع دمای درون کابین، نیروی جاذبه از مدل مربوط به شکل ۱۷ حذف شده و شبیه‌سازی انجام شده است. توزیع دمای مربوط به این حالت در لحظه ۱۰ و ۷۰ ثانیه در شکل ۱۹ آمده است. با حذف نیروی گرانش دیگر اختلاف دما موجب جابجایی هوا نشده به همین دلیل توزیع دمای متقارن درون کابین ایجاد شده است. تنها مکانیزم انتقال گرما در این حالت هدایت است.



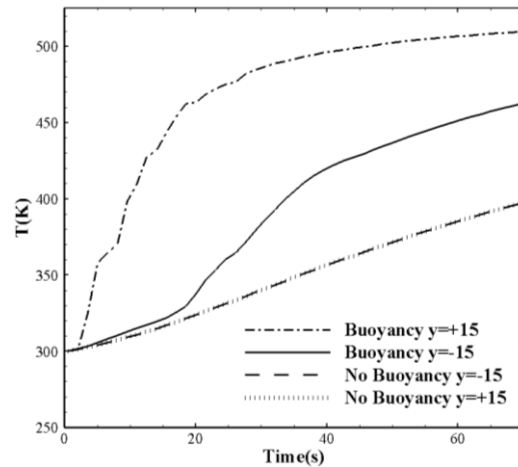
شکل ۱۷. توزیع دما در صفحه میانی کابین در حالتی تنها کابین وسط عایق شده

دلیل پایین بودن دمای استاتیک در ارتفاع بالا، شروع گرمایش از دمای پایین‌تری شروع می‌شود.



شکل ۲۱. تغییرات دما بدون عایق در ارتفاع سطح دریا و ۲۰۰۰ متری

نیز دارند، در این قسمت شبیه‌سازی برای شرایطی که ارتفاع پروازی ۲۰۰۰m است نیز انجام شده است. تغییرات دمای دونقطه از کابین در مقایسه با ارتفاع سطح زمین در شکل ۲۱ آمده است. به



شکل ۲۰. تغییرات دما برحسب زمان

۲. تا یک زمان مشخص از پرواز اختلاف قابل ملاحظه‌ای بین دمای نقاط مختلف کابین وجود دارد که می‌تواند برای جانمایی تجهیزات استفاده شود. با گذشت زمان از یک مقدار مشخص، توزیع دمای درون کابین یکنواخت می‌شود.

۳. باتوجه به اینکه کابین‌های مجاور به یکدیگر راه دارند لازم است همه آنها عایق کاری شوند.

۴. شبیه‌سازی برای ارتفاع پروازی ۲۰۰۰m نیز انجام شد که با توجه به تغییر خواص سیال و شرایط پیرامونی، تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر تغییرات دمایی ایجاد نشد.

۵. نتیجه گیری

با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی با رویکرد حجم محدود اثر گرمایش آیرودینامیکی بر توزیع دمای درون کابین پرنده مافوق صوت شبیه‌سازی شد. دو مکانیزم انتقال حرارت هدایت و جابجایی به صورت گذرا در شبیه‌سازی لحاظ شد. مهم‌ترین نتایج بدست آمده عبارتند از:

۱. به دلیل وجود جابجایی آزاد فاصله هوایی نمی‌تواند عامل مؤثری برای محافظت از تجهیزات درون کابین پرنده باشد.

۶. مأخذ

- [1] J.G. Bernard, W. Paul, Parabolized Navier-Stokes Computation of Surface Heat Transfer Characteristics for Supersonic and Hypersonic KB Projectiles, US Army Research Laboratory, August 1993, Report Number ARL-TR-191
- [2] M.M. Doustdar, M. Mardani, F. Ghadak, Numerical Simulation of Radiance Effects on the Aerodynamic Heating of Ablative Nose with VSL-VBLS Method, Journal of Solid and Fluid Mechanics, Vol.7, pp. 175-186. (In Persian)
- [3] S. Noori, M. Ebrahimi, An Approximate Engineering Method for Aerodynamic Heating Solution around Blunt Body Nose, World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering. Vol. 6, No. 10, 2012, pp. 2221-2225.
- [4] K. Miyaji, K. Fujii, Numerical analysis of three-dimensional shock/shock interactions and the aerodynamic heating, Paper presented at 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, United States, 1999
- [5] H. Parhizkar, S. Karimian, Application of axisymmetric analog to unstructured grid for aeroheating prediction of hypersonic vehicles, International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2009, Vol. 19 No. 3/4, pp. 501-520.
- [6] A.A. Dyakonov, F.R. DeJarnette, Streamlines and aerodynamic heating for unstructured grids on high speed vehicles, AIAA paper 2003-151, 2003

- [7] C.J. Riley, F.R. DeJarnette, Engineering aerodynamic heating method for hypersonic flow, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 29, No 3, 1992, pp. 327-234.
- [8] A.Y. Sajjadi, M. Hoseinalipour, The Simulation Of Transient Temperature Distribution Inside A Blunt Body Nose And An Internal Device Using A Fast Proposed Engineering Method In Supersonic And Hypersonic Flow Regimes, *Proceedings of the 3rd BSME-ASME International Conference on Thermal Engineering*, Dhaka, Bangladesh, 2006
- [9] F. Hamid, R. M. Payam, M. Shahryari, S. Madani, Investigation & simulation of Nanoparticle application in satellite equipment cooling; simultaneous use of Nano fluid and a heat pipe with three evaporators, *Aerospace Knowledge and technology journal*, Vol.6, pp.41-56.(In Persian)
- [10] R. D. Quinn, L. Gong, Real-Time Aero dynamic Heating and Sur face Temperature Calculations for Hypersonic Flight Simulation, Report NASA Technical Memorandum 4222, Ames Research center, Dryden Flight Research Facility, Edwards, Cal, USA, 1990
- [11] J.P. Shimshi, G.D. Walberg, Aerodynamic Heating to Spherically Blunted Cones at Angle of Attack, *JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS*. Vol. 32, No. 3, 1995, pp 559-560
- [12] J.P. Shimshi, G.D. Walberg, An Investigation of Aerodynamic Heating to Spherically Blunted Cones at Angle of Attack, *AIAA Paper 93-2764*, July 1993.
- [13] R.C. Mehta, Heat transfer study of high speed flow over a spiked blunt body, *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, Vol. 10 No. 7, 2000, pp. 750-769.
- [14] E.R. Van Driest, On the Aerodynamic Heating of Blunt Bodies, *Journal of Applied Mathematics and Physics (ZAMP)*, 1958, pp. 233-248
- [15] S. Abdolahi, F. Etemadi, M, Ebrahimi, Aerodynamic heating prediction of flyinig body using fluid-solid conjugate heat transfer, *J. of space science and technology*, Vol. 8, pp. 41-53.(In Persian)
- [16] W.B. Sturek, H.A. Dwyer, E.N. Ferry, Prediction of In-Bore and Aerodynamic Heating of KE Projectile Fins, BRL-MR-3852, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, August 1990. (AD 226402)
- [17] W.B. Sturek, L.D. Kayser, D.C. Mylin, H. Hudgins, Computational Modeling of Aerodynamic Heating for XM797 Nose Cap Configurations, ARBRL-TR-02523, U.S. Army Ballistic Research Laboratory/AARADCOM, Aberdeen P Roving Ground, Maryland, September 1983. (AD A133684)
- [18] W.B. Sturek, L.D. Kayser, P. Weinacht Computational Study of Swept-Fin Aerodynamic Heating for the 105mm M774, ARBRL-MR-03315, US Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, October 1983. (AD A134992)
- [19] M.J. Nusca, Supersonic/Hypersonic Aerodynamics and Heat Transfer for Projectile Design Using Viscous-Inviscid Interaction, BRL-TR-3119, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, June 1990. (AD A224354)
- [20] Z. Yuxiang, X. Jinbiao, X. Fuhou, L. Huacheng, Research on Influence of Aerodynamic force on the Aerodynamic heat for the Hypersonic Vehicle, *Applied Mechanics and Materials*. ISSN: 1662-7482, 2012, Vols. 198-199, pp 207-211
- [21] T.H. Kuehn, R.J. Goldstein, An experimental and theoretical study of natural convection in the annulus between horizontal concentric cylinders, *Journal of Fluid Mechanics*, 1976, Vol. 74, part 4, pp. 695-719
- [22] A.J. Sher, A. Abdul, S. Ahmed, CFD Simulation with Analytical and Theoretical Validation of Different Flow Parameters for the Wedge at Supersonic Mach Number, *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS*, March 2019, Vol. 19, No. 01, pp. 170-177.

پی‌نوشت

-
1. Zobi
 2. Viscous Shock Layer
 3. Parabolized Navier Stocks
 4. Thin Layer Navier Stocks
 5. INCHES
 6. AEROHEAT
 7. Bernard J. Guidos and Paul Weinach
 8. Computational fluid dynamics
 9. Viscous Shock Layer & Viscous Boundary Layer- Similar Solution, Space Marching
 10. Koji MIYAJI And Kozo FUJII
 11. Christopher J. Riley And Fred R. Dejarnette

-
- 12 . Artem A. Dyakonov And Fred R. Dejarnette
 - 13 . Approximate Three-Dimensional In Viscid Technique
 - 14 . Robert D. Quinn And Leslie Gong
 - 15 . Real-Time
 - 16 . Jason P. Shimshi
 - 17 . High Alpha Inviscid Solution
 - 18 . Aeroassisted Space Transfer Vehicles
 - 19 . R.C. Mehta
 - 20 . Multistage Runge-Kutta Time-Stepping Scheme
 - 21 . Edward R. Van Driest
 - 22 . Walter B. Sturek
 - 23 . Sweep angle
 - 24 . Michel J. Nusca
 - 25 . Yuxiang Zhang
 - 26 . Shear Stress Transport k-omega Model
 - 27 . Kuehn and Goldstein
 - 28 . Sher Afghan Khan
 - 29 . Pressure fare field
 - 30 . Pessure outlet
 - 31 . symmetry