تاثير ارتفاع در فرايند جدايش غيردائم موشكهاي چند مرحله‌اي

حسين احمدي كيا*[1] و احمدرضا پيشه‌ور[2]

[1]استاديار دانشكده مهندسی - دانشگاه بوعلی سينا

[2]دانشيار دانشكده مهندسي مكانيک - دانشگاه صنعتی اصفهان

(تاريخ دريافت ۸۲/۷/۱۰ ، تاريخ دريافت روايت اصلاح شده ۸۶/۶/۲۴ ، تاريخ تصويب ۸۶/۷/۷)

چكيده

اثر ارتفاع پرواز بر فرايند جدايش غير دائم موشكهاي چند مرحله‌اي با حل عددي معادلات تقارن محوري ناوير- استوكس متلاطم، غيردائم و تراكم‌پذير با تقريب لايه نازک در اين مقاله مورد مطالعه قرار مي‌گيرد. براي حل عددي معادلات از يک روش زمان دقيق TVD نوع گودنف با دقت مكاني و زماني مرتبه دوم با منظور كردن حركت شبكه استفاده شده است. جدايش سر موشك از بدنه آن در ارتفاعات ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ كيلومتري از سطح دريا و در عدد ماخ جريان آزاد ۱۰ توسط تزريق سيال از نازل موتورهاي ترمزي در خلاف جهت حركت موشک صورت مي‌پذيرد. بدليل بالا بودن ممنتوم دو جريان امواج ضربه‌اي حاصل از اندركنش جت تزريق و جريان پايه تاثير زيادي در آرايش جريان داشته و نيروهاي آيروديناميكي وارد بر بدنه و سر موشک را به شدت تغيير مي‌دهد. نتايج نشان مي‌دهند كه نيروي مقاوم وارد بر سر جنگي و بدنه موشک در طي فرآيند جدايش نامنظم و شديداً نوساني است و با افزايش ارتفاع پرواز، دامنه نوسانات بيشتر مي‌شود. در لحظات اوليه همچنين تغييرات زماني جابجايي سرجنگي نسبت به بدنه در ارتفاعات مختلف رفتاري غير قابل پيش‌بيني دارد.

واژه هاي كليدي : موشك - چند مرحله‌اي - ابرصوتي - تقسيم شار

مقدمه

از آنجائي كه عمل جدايش در موشكهاي چند مرحله‌اي معمولاً در قسمتهاي فوقاني جو اتفاق مي‌افتد، افزايش ارتفاع و در نتيجه كاهش فشار و چگالي تاثير زيادي در نيروهاي آئروديناميكي وارد بر موشک داشته و در نتيجه كنترل و هدايت موشک را دشوار مي‌كند. براي كنترل حركت يك جسم پرنده و يا فرآيند جدا شدن بخشي از آن مي‌توان از تزريق جت سيال در اطراف بدنه آن استفاده نمود. وقتي كه يك جت سيال به جريان فراصوتي يا ابرصوتي[1] تزريق مي‌شود، ميدان جريان پيچيده‌اي ايجاد مي‌گردد. حضور امواج ضربه‌اي و انبساطي قوي و اندركنش‌هاي مختلف آنها با لايه لزج نزديك ديوار و نيز تغييرات شديد خواص درحوالي نازلهاي جت تزريق شده و ناحيه حفره تشكيل شده بين سر و بدنه در فرآيند جدايش، تحليل جريان را بسيار مشكل مي‌كند.

مسأله تزريق جت به داخل يك ميدان فراصوتي توسط محققين زيادي به صورت تجربي و تحليلي مورد بررسي قرار گرفته است. نتايج تجربي براي جريان فراصوتي با تزريق در مراجع[۱] تا [۵] ارائه شده‌اند. در اين آزمايشات نشان داده شده است كه نيرو وگشتاور آيروديناميكي وارد بر جسم پرنده تغييرات زيادي نسبت به پارامترهاي مختلف از جمله زاويه حمله موشک، عدد ماخ جريان آزاد و نسبت فشار جت تزريق شده به جريان آزاد دارد. همچنين دامنه تغييرات نيروها در زاوياي حمله صفر بيشتر از بقيه حالتها است. همچنين در اين آزمايشات تأكيد شده است[۵] كه تزريق سيال موجب جدايش در لايه مرزي ودر نتيجه تغييرات ضرايب آيروديناميكي و ايجاد نوسانات فشاري زياد مي‌شود.

پديده تزريق جت جانبي به يک جريان پايه فراصوت بصورت عددي نيز مورد مطاله قرار گرفته است. كنالت و برن[۶] جريان فراصوتي روي صفحه تخت با تزريق سيال را به صورت عددي شبيه سازي نموده‌اند. دراين شبيه سازي از مدلهاي k-ε و تنش رينولدز استفاده شده است. آنها با مقايسه توزيع فشار روي سطح نشان دادند كه مدل تنش رينولدز براي نسبت فشار جت تزريق به جريان آزاد نسبتا كم دقت بهتري نسبت به مدل k-ε دارد و در نسبتهاي فشار زياد نتايج هر دو مدل تفاوت قابل ملاحظه‌اي با نتايج تجربي دارد. پيشه‌ور و احمدي‌كيا [۷] نشان دادند كه نتايج بدست آمده براي اين مسأله توسط

* نويسنده مسئول : تلفن : ۰۹۱۲۳۷۰۲۳۸۰ ، فاكس : ۰۸۱۱-۸۲۵۷۴۰۰ ، Email: ahmadikia@yahoo.com

مدل جبري بسيار دورتر از مدلهاي چند معادله‌اي نيست. لازم به ذكر است كه در هيچيک از تحقيقات فوق مسأله جدايش بصورت اخص مورد مطالعه قرار نمي‌گيرد.

در مراجع [۷]، [۸] فرايند جدايش با فرض شبه استاتيك با وجود تزريق جت از موتورهاي ترمزي بررسي گرديده و كارايي و دقت يک روش حل عددي مورد مطالعه قرار گرفته است. در اين تحليل‌ها فرض شده است كه شتاب حركت سرجنگي بسيار كمتر از شتاب حركت جريان سيال است. بنابراين در فرض فرآيند شبه استاتيک، سرجنگي نسبت به بدنه موشك در فاصله معيني ثابت نگاه داشته شده و ميدان جريان تا رسيدن به جواب دائمي در يک متغير شبه زماني حل مي شود. اين فرض در لحظات اوليه فرايند جدايش و نيز در شرايطي كه وزن بدنه و سرجنگي بزرگ باشد (در اين حالت شتاب سرجنگي و بدنه كم است) تا حدودي صحيح است. بنابراين در حالت كلي فرض شبه استاتيك بودن جريان قابل تأمل است. در اين مقاله جريان غيردائم روي موشك در فاز جدايش با در نظر گرفتن حركت نسبي سر و بدنه حل شده است. همچنين در اين تحقيق تاثير ارتفاع بر آرايش جريان و خصوصيات آئروديناميک بررسي مي‌شود.

معادلات حاكم بر جريان

معادلات ناوير- استوكس براي سيال تراكم پذير غيردائم با فرض تقريب لايه نازك درشكل بقايي درحالت تقارن محوري به صورت برداري زير نوشته مي‌شوند:

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \vec{S} = \mathrm{Re}^{-1} \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial y} \qquad (1)$$

كه در آن بردار متغير بقايي، $\vec{Q}$، بردار عبارت چشمه،S وشارهاي غيرلزج $\vec{F}$ و $\vec{G}$ و بردار شار لزج $\vec{G}_v$ عبارتند از:

$$\vec{Q} = y\left[\rho,\ \rho u,\ \rho v,\ \rho e\right]^T \qquad (2)$$

$$\vec{F} = y\left[\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e+p)u\right]^T \qquad (3)$$

$$\vec{G} = y\left[\rho v,\ \rho uv,\ \rho v^2 + p,\ (e+p)v\right]^T \qquad (4)$$

$$\vec{S} = y\left[0,\ 0,\ -p,\ 0\right]^T \qquad (5)$$

$$G_v = y\begin{bmatrix} 0 \\ \mu u_y \\ \frac{4}{3}\mu v_y \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \mu \mathrm{Pr}^{-1}(\gamma-1)^{-1}\partial_y a^2 \end{bmatrix} \qquad (6)$$

باتوجه به روابط مربوط به گاز ايده‌آل داريم:

$$p = \rho RT, \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}, \quad a = \sqrt{\gamma RT} \qquad (7)$$

$$p = (\gamma - 1)\left[e - \frac{1}{2}\rho\left(u^2 + v^2\right)\right] \qquad (8)$$

هنگامي كه جريان متلاطم باشد، لزجت متلاطم μ_t به لزجت ملكولي μ افزوده مي‌شود. تغييرات لزجت ملكولي نسبت به دما با استفاده از رابطه سادرلند[۹] محاسبه مي‌شود.

از آنجائي كه موشك در ارتفاع فوقاني جو پرواز مي‌كند و در آنجا چگالي پايين مي‌باشد، جريان به ندرت متلاطم مي‌شود. در مثال مورد بررسي در اين تحقيق جريان روي سطح سرجنگي آرام است، اما به واسطه پديده اختلاط در دهانه خروجي جت و چگالي زياد جت و نيز ناحيه جدا شده بين سر و بدنه موشك، جريان در اين نواحي متلاطم مي‌باشد،، لازم است اثرات اغتشاش جريان در اين نواحي در نظر گرفته شود. پيشه‌ور و احمدي كيا[۱۰] جريان فراصوتي روي صفحه تخت با تزريق سيال را حل نموده و نشان دادند كه با وجود سادگي مدل جبري بالدوينگ-لوماكس، نتايج اين مدل به خوبي مدل‌هاي k-ε و تنش رينولدز است. بنابراين در اين تحقيق از مدل بالدوين-لوماكس[۱۱] براي در نظر گرفتن اثر اغتشاش استفاده شده است.

روش حل عددي جريان

در اين بررسي از يك روش TVD با دقت مكـاني و زماني مرتبه دوم براي حل معارلات بر روي شبكه با سازمان كه در حد فاصل سر و بدنه موشک در حـال انبسـاط اسـت استفاده مي‌شود. دراين روش معادلات نـاوير- اسـتوكس در شـكل بقـايي بـه دوبخـش هـذلولوي و سـهموي تقسـيم مي‌گردد[۱۲]. بخش هذلولي توسط يـك روش مرتبـه دوم نوع گودنف[۱۳] كه بـه كمـك روش تقسـيم اپراتورهـا بـه

دوبعد فضا تعميم يافتـه اسـت و بخـش سـهموي بـه روش ضمني ADI با دقت مرتبه دوم مكاني حل مي‌گـردد. بـراي بررسي روش عددي بخـش هـذلولي معادلـه (۱) را درنظـر بگيريد كه تنها شامل شار جابجـايي درجهـت x اسـت (در حالت كلي در يكي از مختصات شبكه). با انتگـرال‌گيـري از اين معادله روي سلولي درفاصـله مكـاني يـک سـلول $[x_{j-1/2},x_{j+1/2}]$ و گام زماني $[t^n,t^{n+1}]$ داريم :

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega(t)} U d\Omega + \oint_{\Gamma(t)} F d\Gamma = 0$$

(۹)

كه در آن حجم كنترل Ω و مرز آن، Γ با زمان تغيير مي كنند. براي يک شبكه يک بعدي كه در راستاي محور x در حركت است بردار شار عبارت است از :

$$F = \begin{bmatrix} \rho(u-\dot{x}) \\ \rho(u-\dot{x})u + p \\ \rho E(u-\dot{x}) + pu \end{bmatrix}$$

(۱۰)

كه در آن $\dot{x}$ سرعت حركت شبكه است. با انجام انتگرال (٦) خواهيم داشت:

$$\Omega_i^{n+1}\overline{U}_i^{n+1} = \Omega_i^n \overline{U}_i^n - \Delta t[\hat{F}_{j+1/2} - \hat{F}_{j-1/2}]$$

(۱۱)

$\overline{U}_j^n$ متوسط مقدار سلول در زمان t^n است و $\hat{F}_{j+1/2}$ مقدار تابع شار عددي مي‌باشد كه توسط رابطه زير تعريف مي‌شود.

$$\hat{F}_{j+1/2} = \int_{t^n}^{t^{n+1}} F\left[U(x_{j+1/2}, \dot{x}_{j+1/2}, t)\right] dt$$

(۱۲)

در اين روش عددي بردار شار (۱۲) توسط يک روش مرتبه دوم از نوع گودنف محاسبه مي‌شوند[۱۴]. بكارگيري اين روش درسه قدم متمايز زير انجام مي‌شود (هرچند در عمل قدمهاي ۲ و ۳ معمولا با يكديگر ادغام مي‌گردند).

۱- بازسازي جواب از مقادير متوسط سلولي $\overline{U}_j^n$ در زمان اوليه t^n تا دقت مرتبه دوم بوسيله يك تابع خطي در هر فاصله سلولي :

$$U^n(x,t^n) = \overline{U}_j^n + \frac{x-x_j}{2} S_j^n$$

براي $x \in \left[x_{j-1/2}, x_{j+1/2}\right]$

(۱۳)

۲- حل قوانين بقاء به صورت دقيق با شرايط اوليه بالا درهر سلول دريك گام زماني كوچك $t^n<t<t^{n+1}$.

۳- متوسط گيري از متغيرها در زمان t^{n+1} به منظور تعيين $\overline{U}_{j+1}^n$.

شرط لازم براي داشتن الگوريتم با دقت مرتبه دوم اين است كه شيبهاي S_j^n به طور موضعي از اختلافهاي طرف چپ و راست متوسط گيري وزني شوند. ازطرف ديگر به منظور اجتناب از نوسانات غيرواقعي نياز به وارد نمودن قيدي برروي مقدار شيب در هر سلول توسط تابع محدود كننده خواهيم داشت. در اغلب محاسبات انجام شده از محدود كننده شيب با اختلاف مركزي يكنوا شده MCD كه توسط فون لير [۱۵] در روش $MUSCL$ ارائه شده است، استفاده مي‌گردد. براي حفظ دقت مرتبه دوم زماني، شار عددي $\hat{F}_{j+1/2}$ در وسط گام زماني در مرز مشترك هر سلول به شكل زير محاسبه مي‌شود.

$$\hat{F}_{j+1/2} = F_{j+1/2}^R + \frac{\Delta t}{2}\left(\frac{\partial F}{\partial t}\right)_{j+1/2}^n$$

(۱۴)

كه درآن شار $F_{j+1/2}^R$ جواب مسئله ريمان بدست آمده از مقادير اوليه متغيرها در مرز مشترك سلولهاست. به دليل عدم وجود يك جواب بسته براي مسئله ريمان، در نواحي پيوسته جواب از يك حل تقريبي مبتني بر درنظرگرفتن دو موج اكوستيك خطي استفاده مي‌شود. با اين وجود در نواحي ناپيوسته الگوريتم از حل دقيق مسئله ريمان استفاده خواهد كرد. در اين صورت استفاده از حل تقريبي به عنوان يك تخمين اوليه همگرايي را تسريع خواهد نمود. همچنين در صورت عدم همگرايي حل كننده دقيق ريمان به دليل وجود انبساطهاي بسيار شديد، از جواب تقريبي روش $HELLE$ [۱۶] استفاده خواهد شد. مشتقهاي زماني $\partial F/\partial t$ توسط يك رابطه بسته كه بوسيله بن و آرتزي[۱۳] ارائه شده است، محاسبه مي‌شوند. حال اگر $L_x^{\Delta t}$ و $L_y^{\Delta t}$ عملگرهايي باشند كه بخش هذلولي جواب را به ترتيب در جهت‌هاي x و y تكامل مي‌دهند و همچنين $L_{yv}^{\Delta t}$ عملگري باشد كه بخش سهمومي جواب را در زمان تكامل دهد، آنگاه براي بدست آوردن دقت مرتبه دوم عملگرهاي تقسيم شده فوق براي معادلات با تقريب لايه نازك، به صورت زير بكار گرفته خواهند شد.

$$\bar{U}^{n+1}_{j,k} = L^{\Delta t/2}_{yv} L^{\Delta t/2}_{y} L^{\Delta t}_{x} L^{\Delta t/2}_{y} L^{\Delta t/2}_{yv} \bar{U}^{n}_{j,k}$$

(۱۵)

که براي نمونه $L_x^{\Delta t}\bar{U}^n_{j,k}$ عبارتست از :

$$L_x^{\Delta t}\bar{U}^n_{j,k} = \bar{U}^n_{j,k} - \frac{\Delta t}{\Delta x}[\hat{F}_{j+1/2,k} - \hat{F}_{j-1/2,k}]$$

(۱۶)

اين نحوه تقسيم اپراتورها دقت مرتبه دوم جواب را در فضا و مكان تضمين خواهد نمود. در عمل از گامهاي زماني تركيبي براي كاهش تقسيمات استفاده مي‌شود.

شرايط مرزي

شرط عدم لغزش براي جريان لزج روي سطوح جامد اعمال شده است. همچنين دراين سطوح گراديان فشار و چگالي صفر درنظر گرفته شده‌اند. از شرط مرزي بي‌دررو براي معادله انرژي در روي اين سطوح استفاده مي‌شود و اثر حركت شبكه بصورت يک ترم انجام كار منظور مي شود. از آنجائي كه جريان فراصوتي است، جريان ورودي همواره درشرط ثابت جريان آزاد با عدد ماخ جريان آزاد M_∞=۱۰ و ارتفاع معيني از سطح دريا قرار مي‌گيرد. جريان خروجي نيز غالبا فراصوتي است، بنابراين برونيابي مرتبه صفر كافي مي‌باشد. در روي محور تقارن شرط انعكاسي قرار داده شده است. باتوجه به ارتفاع پرواز و هندسه سطح مقطع گلوگاه نازل، عملكرد نازل به صورت يك جت با انبساط ناقص[۲] است. در اين صورت مي‌توان فشار، چگالي و سرعت خروجي از دهنه نازلها را به صورت يك شرط مرزي ديريكله درنظر گرفت. مقادير اوليه در تمام نقاط به جز روي سطوح صلب همانند مقدار متغيرها در دوردست جريان در نظر گرفته مي‌شوند.

متدولوژي حل عددي

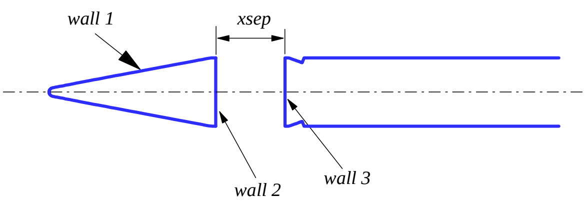
فرايند جدايش از بدنه توسط تزريق جت سيال از دو عدد نازل با سطح خروجي دايروي شكل انجام مي‌پذيرد. در تحليل تقارن محوري، فرض مي‌شود كه جت سيال از موتورها به صورت تقارن محوري مي‌باشند. در اين حالت ممنتم جت برابر حالت واقعي قرار داده مي‌شود. براي اين منظور سطح خروجي نازل حلقوي برابر با سطح خروجي نازلهاي اصلي در نظر گرفته مي‌شوند.

ابتدا جريان دائم روي بدنه و سرجنگي (بدون تزريق سيال از موتورهاي ترمزي) با فاصله بسيار كوچكي از هم حل مي‌شود. با تزريق جت سيال از موتورهاي ترمزي ابتدا بدنه به عقب و سپس سرجنگي به سمت جلو حركت مي‌كند و فرايند جدايش انجام مي‌شود. در اين حالت شرط مرزي سرعت و فشار در لبه نازل جت قرار داده مي‌شود.

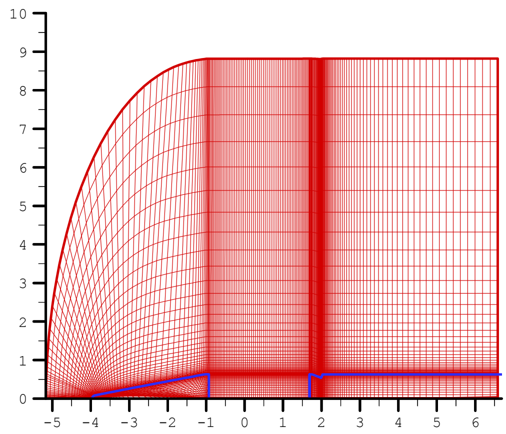
دستگاه مختصات از ديد ناظري كه با عدد ماخ جريان آزاد دائم حركت مي‌كند، در نظر گرفته مي‌شود. بنابراين سرعت دستگاه مختصات ثابت بوده و شتابي نخواهد داشت. در هر گام زماني، توزيع فشار و تنش برشي روي سطح سرجنگي و بدنه تعيين شده و با انتگرال گيري از آنها بر روي اين سطوح، نيروي مقاوم وارد بر سرجنگي و بدنه تعيين مي‌شوند. همچنين نيروي عكس العمل جت محاسبه مي‌شود. با تعيين اين نيروها، سرعت سرجنگي و بدنه با انتگرال گيري از معادلات ديناميكي در هر گام زماني محاسبه مي‌شود. با استفاده ازاختلاف اين سرعتها سرعت شبكه در حد فاصل سر و بدنه بكمک ميانيابي خطي تعين شده و در پايان هر گام زماني موقعييت جديد گره‌ها بكمک آن بدست مي‌آيد.

بررسي نتايج

هندسه موشک و شبكه ميدان حل روي آن به ترتيب در شكلهاي (۱) و (۲) نشان داده شده است. اين شبكه با استفاده از روش جبري ايسمن [۱۷] بدست آمده است. براي ايجاد يك شبكه مناسب سازمان يافته، مجبور شده‌ايم داخل موشك را نيز شبكه بندي نمائيم. در اين حالت شارهاي وارد بر سطوح سلولهاي داخل موشك صفر قرار داده مي‌شود. بديهي است كه كيفيت شبكه در داخل ناحيه سر و بدنه تأثيري در دقت حل عددي ندارد و تنها براي ايجاد يك شبكه سازمان يافته از آنها استفاده شده است. تعداد سلولها در ناحيه حدفاصل سر و بدنه ثابت نگاه داشته مي‌شود. بنابراين با افزايش فاصله سر و بدنه، اين سلولها كشيده‌تر مي‌شوند. با افزايش زياد فاصله سر و بدنه، دقت حل عددي به دليل بزرگ شدن سلولها كاهش مي‌يابد



شكل ۱: هندسه موشك در فاز جدايش .



شكل ۲ : شبكه متحرك ميدان حل درجريان روي موشك در فاز جدايش.

ابتدا جدايش غيردائمي موشک در شرايط فشار و دماي محيط ۱۷۰ kPa، ۲۹۶ K و عدد ماخ جريان آزاد ۱۰ مورد بررسي قرار مي‌گيرد. زاويه تزريق سيال در موتورهاي ترمزي °۲۰ نسبت به خلاف جهت حركت موشك بوده و خواص جريان جت خروجي از نازل موتورهاي ترمزي عبارت است از:

$M_{jet}=۳$ $P_0=۳٤۷kPa$ $\rho=۱/۲۵۹\ kg/m^2$ $T=۹٦۰/۳\ K$

خطوط همتراز فشار روي جسم و داخل ناحيه بين سر و بدنه در برخي از مراحل فرايند جدايش در شكل‌هاي (۳) رسم شده‌اند. در لحظه اوليه فرايند جدايش كه شرط مرزي تزريق جت سيال اعمال نشده است، موج ضربه‌اي خميده جسم[٦] كاملا در نزديک سطح جسم قرار مي‌گيرد. با تزريق جت سيال، موج ضربه‌اي حاصل از جت[۷] از روي ناحيه حفره بين سر و بدنه گذشته و به سمت دماغه جسم حركت مي‌كند. موج ضربه‌اي خميده جت با موج ضربه‌اي جسم و لايه مرزي نزديك سطح سرجنگي اندركنش كرده و آرايش پيچيده‌اي از جريان بوجود آورده است كه طبيعت كاملاً غير دائم دارد. امواج ضربه‌اي جسم، جت و جدايش و اندركنش آنها و نيز امواج انبساطي در كليه شكلها مشخص هستند.

به دليل كوچك بودن ناحيه حفره در لحظات اوليه جدايش و اينرسي زياد بدنه و سرجنگي، مقياس زماني ديناميك حركت جت تزريق شده بسيار بيشتر از ديناميك حركت سر و بدنه مي‌باشد. يعني قبل از آنكه فاصله سر و بدنه به مقدار قابل ملاحظه‌اي برسد، جريان جت يا شعله حاصل از جت موتورهاي ترمزي كاملاً به داخل جريان آزاد نفوذ كرده و حتي به سرجنگي مي‌رسد. بنابراين در اين لحظات، فرض شبه استاتيك بودن كه در مراجع[۷] و [۸]بررسي شده است، معقول به نظر مي‌رسد.

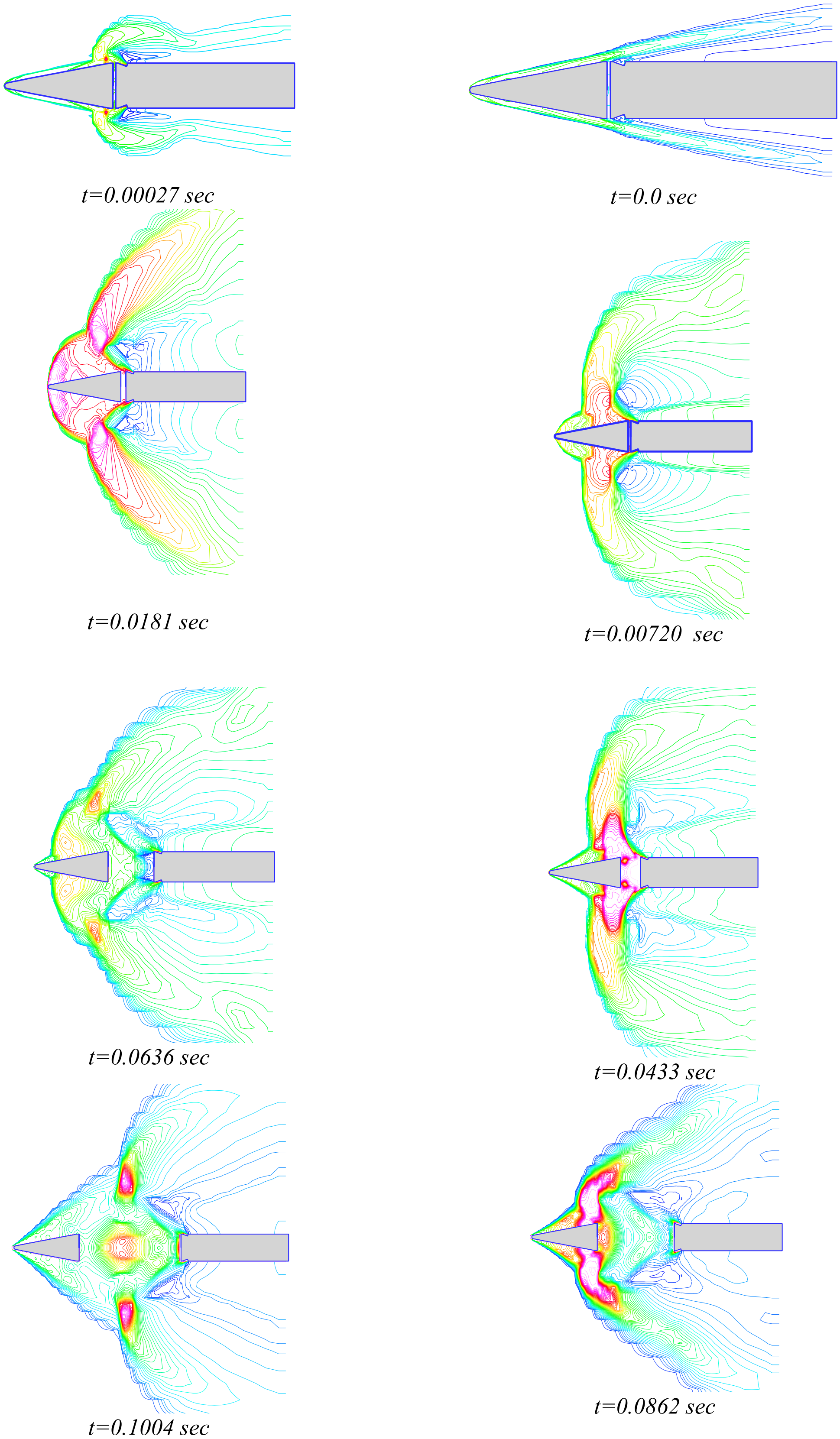
با كاهش سرعت بدنه بخاطر عكس‌العمل جت موتورهاي ترمزي فاصله سرجنگي و بدنه بيشتر شده و جريان وارد ناحيه حفره بين سر و بدنه مي‌شود. وجود جريانهاي برگشتي در ناحيه داخل حفره و تأثير آن به ناحيه بالادست جت تزريق و نيز اندركنش امواج ضربه‌اي با ناحيه حفره باعث تغيير زيادي در آرايش جريان در طي فرآيند جدايش شده و موقعيت امواج ضربه‌اي را تغيير داده است. در اين حالت در نتيجه تغييرات بسيار زياد فشار در ناحيه سرجنگي و بدنه تغييرات نيروهاي آئروديناميكي بسيار زياد است.

بردارهاي سرعت در ناحيه بين سر و بدنه در دو مرحله مختلف فرايند جدايش در شكل (۴) نشان داده شده‌اند. در اين شكلها ايجاد جريانهاي چرخشي بسيار قوي در ناحيه سر و بدنه كه كاملاً طبيعت غير دائم دارند بوضوح ديده مي‌شوند.

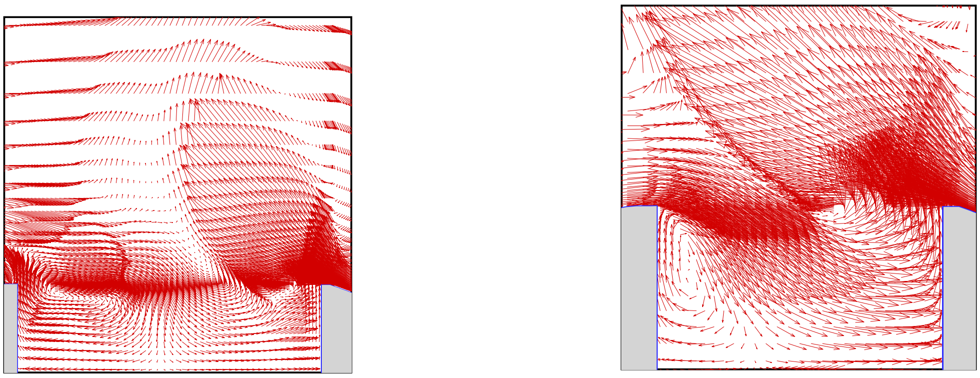
با نفوذ بيشتر جريان موتورهاي ترمزي به داخل اين ناحيه، آرايش جريان تغيير زيادي يافته است. نتايج نشان مي‌دهند كه با افزايش فاصله سر و بدنه جريان چرخشي پشت سرجنگي ابتدا شدت يافته و سپس كاهش ميابد.

منحني ضريب نيروي مقاوم سرجنگي در طي فرايند جدايش براي دو شبكه ۱۹۱*٦۰ و ۲٤۱*۷۰ در شكل (۵) ترسيم شده است. در لحظات اوليه جدايش تفاوت چنداني بين نتايج بدست آمده از دو شبكه ديده نمي‌شود، اما با افزايش فاصله سر و بدنه، اختلاف بين دو شبكه افزايش مي‌يابد اين مسأله ناشي از ثابت نگاه داشتن تعداد سلولهاي داخل ناحيه بين سر و بدنه با افزايش اين فاصله است كه با بزرگ شدن ابعاد سلولها دقت حل عددي در اين ناحيه را كاهش مي‌دهد.

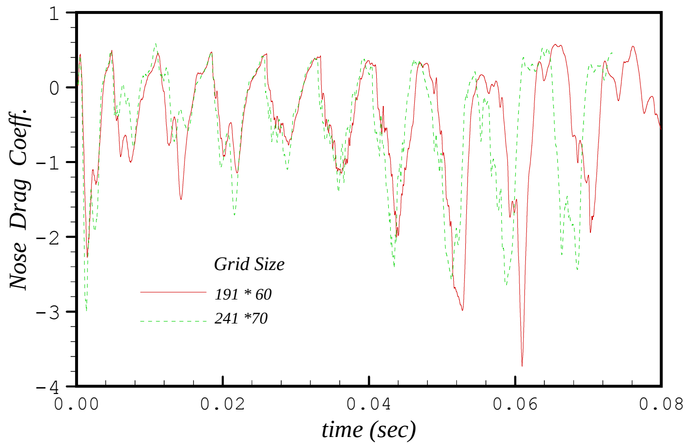
از شكل (۵) مشاهده مي‌شود كه ضريب نيروي مقاوم كاملاً نوساني مي‌باشد. شدت اندركنش بين جريان ابرصوتي پايه و جريان جت به حدي است كه بسياري از خصوصيات دو جريان را تغيير داده است.



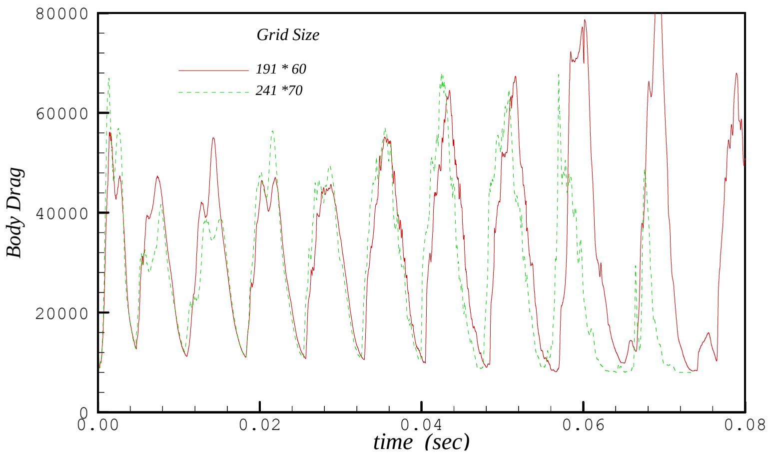
شکل ۳ : خطوط همتراز فشار در زمانهاي مختلف فرايند جدايش.



شكل ۴ : بردارهاي سرعت در دو موقعيت سر از بدنه.



شكل ۵ : تغييرات زماني ضريب نيروي مقاوم روي سرجنگي در فرايند جدايش.



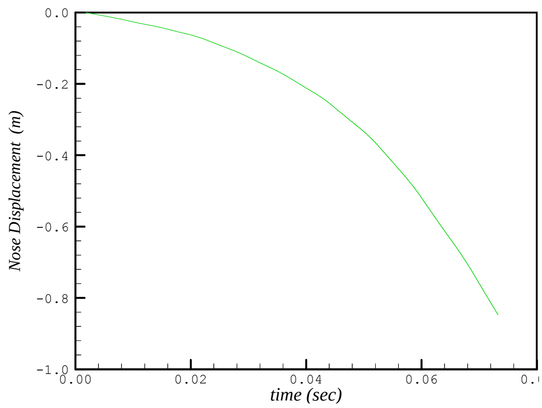
شكل ۶ : تغييرات زماني نيروي وارد بر بدنه در فرايند جدايش.

در لحظات اوليه فاز جدايش، ضريب مقاوم به طور ناگهاي كاهش يافته و منفي مي‌شود. به عبارت ديگر سرجنگي بر خلاف جهت حركت اوليه خود به سمت جلو شتاب مي‌گيرد. با افزايش فاصله سر و بدنه، جريان بيشتري داخل اين ناحيه نفوذ كرده و فشار در اين ناحيه تحت تأثير فشار جت موتورهاي ترمزي (كه بسيار بيشتر از فشار جريان آزاد است) قرار گرفته و نيرويي به سرجنگي به سمت جلو وارد مي‌كند. با افزايش بيشتر ابعاد حفره، امواج انبساطي روي اين ناحيه تشكيل شده و با امواج ضربه‌اي جت تداخل مي‌نمايد كه در نتيجه آن تغييرات زيادي در فشار ايجاد

مي‌شود. در شكل (۵) ديده مي‌شود كه بيشتر مواقع، نيروي مقاوم در جهت خلاف حركت موشك بوده و باعث شتاب مثبت در سر جنگي مي‌گردد.

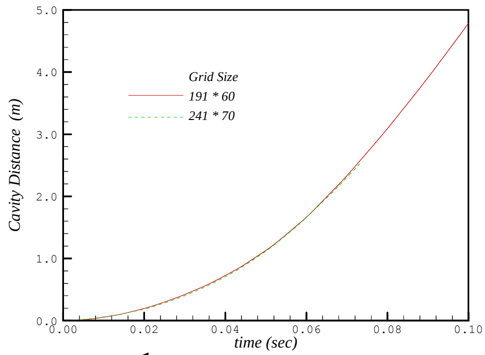
در شكل (۶) نيروي مقاوم وارد بر بدنه براي دو شبكه۶۰*۱۹۱ و ۷۰*۲٤۱ ترسيم شده است. مشابه ضريب نيروي مقاوم سرجنگي، اين نيرو نيز نوساني مي‌باشد. اين نوسانات حول مقدار ثابت و مثبتي مي‌باشد كه اين مقدار ثابت به خاطر نيروي عكس‌العملي حاصل از جت موتورهاي ترمزي مي‌باشد كه همواره مقدار ثابتي است.

در هر گام زماني نيروي وارد بر سرجنگي اندازه گيري شده و با توجه به جرم آن، شتاب و در نتيجه سرعت نسبي آن محاسبه مي‌شود. با انتگرال گيري از اين سرعت، جابجايي نسبي سرجنگي نسبت به مختصات متصل به جريان آزاد محاسبه مي‌شود. مشابهاً با اين روش جابجايي نسبي بدنه بدست مي‌آيد. ميزان جابجايي نسبي سرجنگي بر حسب زمان در شكل (۷) رسم شده است.



شكل ۷ : تغييرات ميزان جابجايي نسبي سرجنگي نسبت به مختصات منطبق بر شرايط جريان آزاد.

مشاهده مي‌شود كه شيب اين منحني منفي بوده و شكل هموارتري نسبت به ضريب نيروي مقاوم (و در نتيجه شتاب) و سرعت دارد. با جمع دو جابجايي نسبي سرجنگي و بدنه، فاصله سرجنگي و بدنه نسبت به هم بدست مي‌آيد. تغييرات جابجايي سر و بدنه در طي فرايند جدايش براي دو نوع اندازه شبكه در شكل (۸) رسم شده است. مشاهده مي‌شود كه دو شبكه نتايج كاملاً مشابهي دارند و در لحظات اوليه فرايند جدايش، اندازه تغييرات ابعاد حفره كم بوده و بتدريج افزايش مي‌يابد.



شكل ۸ : تغييرات زماني فاصله سرجنگي و بدنه.

مقايسه نتايج در ارتفاعات مختلف پرواز

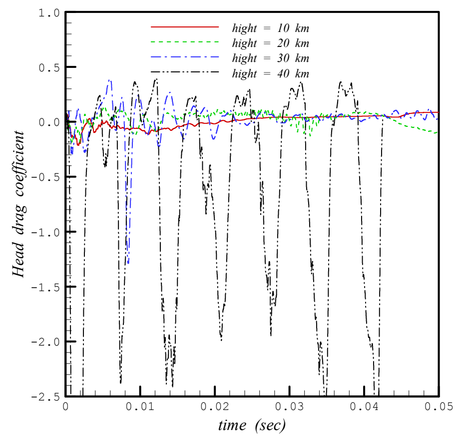
در اين قسمت نتايج بدست آمده از شبيه سازي عددي فاز جدايش به صورت غير دايم در ارتفاعات ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ كيلومتر از سطح دريا ارايه مي‌شود. خواص جريان آزاد در ارتفاعات مختلف عبارتند از :

جدول ۱: خواص جريان آزاد در ارتفاعات مختلف پرواز.

چگالي kg/m^3	دما K	فشار kPa	ارتفاع از سطح دريا
۰/۴۱۳۵۶	۲۲۲/۳	۲۶۴۹۶/۵	۱۰km
۰/۰۸۸۹	۲۱۶/۷	۵۵۲۹/۳	۲۰km
۰/۰۲۵۱	۲۲۶/۵	۱۱۹۶/۶	۳۰km
۰/۰۰۴	۲۵۰/۴	۲۸۷/۲	۴۰km

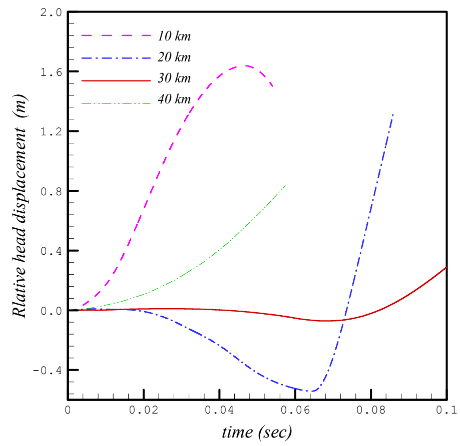
براي همه موارد، عدد ماخ پرواز ۱۰ در نظر گرفته شده است. خواص جريان جت خروجي از نازل موتورهاي ترمزي در تمامي شرايط پرواز مشابه مثال قبل است.

ضريب نيروي مقاوم سرجنگي در ارتفاعات ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ كيلومتري از سطح دريا در شكل (۹) مقايسه شده است. اين شكل نشان مي‌دهد كه هرچند نوسانات نيروي مقاوم وارد بر سرجنگي در ارتفاعات ۱۰، ۲۰ و ۳۰ كيلومتري از سطح دريا زياد است، اما دامنه اين نوسانات در ارتفاع ۴۰ كيلومتري بسيار بيشتر از ارتفاعات پايين‌تر است. علت اين نوسانات با دامنه زياد اختلاف زياد بين خواص جت تزريق از نازلها و محيط مي‌باشد (در اين ارتفاع نسبت فشار و چگالي جت سيال به فشار و چگالي محيط به ترتيب ۱۲۰۸ و ۳۱۵ مي‌باشد). بنابراين شدت امواج ضربه‌اي حاصل از جت موتورهاي ترمزي در اين شرايط بسيار زياد بوده و اندركنش‌هاي آن نيز زياد مي‌باشد.



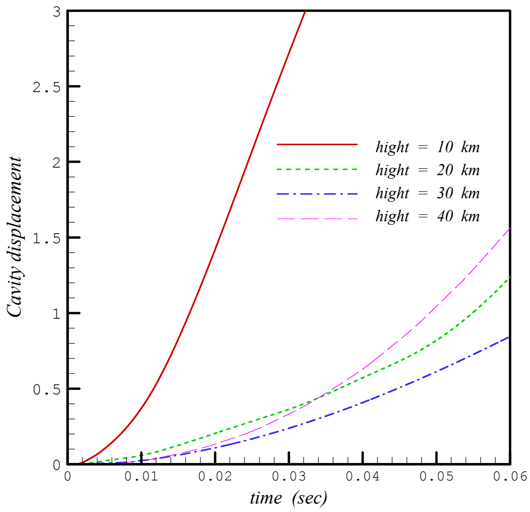
شکل ۹ : مقايسه ضريب نيروي مقاوم سرجنگي در ارتفاعات مختلف.

در شکل (۱۰) تغييرات زماني جابجايي سرجنگي نسبت به جريان آزاد در ارتفاعات ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کيلومتري رسم ومقايسه شده است. مشاهده مي‌شود که اين تغييرات نيز متفاوت بوده و رفتار غير قابل پيش‌بيني دارد. در لحظات اوليه جدايش، به دليل اينرسي زياد سرجنگي تغييرات کم است، اما با افزايش فاصله سر و بدنه اين تغييرات بيشتر مي‌شود. شکل (۱۰) نشان مي‌دهد که با افزايش ارتفاع پرواز شيب زماني جابجايي نسبي کاهش مي‌يابد (و حتي در ارتفاع ۳۰ کيلومتر تغييرات تقريباً ثابت است).



شکل ۱۰: مقايسه جابجايي نسبي سرجنگي در ارتفاعات مختلف.

تغييرات زماني فاصله بين سرجنگي و بدنه در ارتفاعات ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۴۰ کيلومتري از سطح دريا در شکل (۱۱) ترسيم شده است. مشاهده مي‌شود که به جز در ارتفاع ۴۰ کيلومتري، با افزاش ارتفاع، نرخ تغييرات فاصله بين سر و بدنه کاهش مي‌يابد. اين تغييرات در ارتفاع ۱۰ کيلومتري بسيار زياد است. زيرا در اين شرايط امواج ضربه‌اي ضعيف‌تر از ارتفاعات ديگر بوده و شتاب جسم کمتر مي‌باشد، در حالي که به دليل ثابت بودن ممنتم جت تزريق، تغييرات فاصله سرجنگي تفاوت زيادي ندارد. پايين بودن شتاب جلوبرنده موجب کاهش جابجايي سرجنگي مي‌شود (همانطور که در بخش قبل گفته شد، در لحظات اوليه جدايش شتاب وارد بر سرجنگي مثبت است). با افزايش ارتفاع نمي‌توان پيش بيني صحيحي از تغييرات فاصله بين سر و بدنه داشت. زيرا رفتار جريان کاملاً غير دائمي بوده و اندرکنش‌هاي شديد بين امواج ضربه‌اي و نيز انعکاسات برخورد اين امواج با سطوح موشک وجود دارد.



شکل ۱۱ : مقايسه تغييرات فاصله بين سرجنگي و بدنه در ارتفاعات مختلف.

جمع بندي

فرايند غيردائمي جدايش با حضور تزريق سيال از موتورهاي ترمزي در ارتفاعات مختلف پرواز با استفاده از معادلات ناوير-استوکس متلاطم با تقريب لايه نازک شبيه سازي عددي شده است. نتايج نشان مي‌دهند که نيروي مقاوم به صورت نامنظم نوساني بوده و در لحظات اوليه فاز جدايش، ضريب مقاوم به طور ناگهاني کاهش يافته و منفي مي‌شود. در لحظات اوليه جدايش نيروي مقاوم وارد بر موشك در خلاف جهت حرکت آن است، با افزايش فاصله سر و بدنه به دليل افزايش نيروهاي فشاري حاصل از جت در پشت سرجنگي، سرجنگي در راستاي حرکت خود شتاب مي‌گيرد. با افزايش فاصله سر و بدنه اين نيرو کاسته شده و در جهت خلاف حرکت موشك خواهد شد. تغييرات

سريع نيروهاي آيروديناميكي نسبت به زمان در لحظه جدايش موجب نوسانات حركت سرجنگي مي‌شود.

مقايسه نيروي مقاوم در ارتفاعات مختلف پرواز نشان مي‌دهد كه كه هرچند نوسانات نيروي مقاوم وارد بر سرجنگي در ارتفاعات ۱۰، ۲۰ و ۳۰ كيلومتري از سطح دريا زياد است، اما دامنه اين نوسانات در ارتفاع ۴۰ كيلومتري بسيار بيشتر از ارتفاعات پايين‌تر است. همچنين تغييرات زماني جابجايي سرجنگي نسبت به جريان آزاد در ارتفاعات مختلف، رفتاري غير قابل پيش‌بيني دارد. در لحظات اوليه جدايش، به دليل اينرسي زياد سرجنگي تغييرات كم است، اما با افزايش فاصله سر و بدنه اين تغييرات بيشتر مي‌شود. همچنين به جز در ارتفاع ۴۰ كيلومتري، با افزاش ارتفاع، نرخ تغييرات فاصله بين سر و بدنه كاهش مي‌يابد. اين تغييرات در ارتفاع ۱۰ كيلومتري بسيار زياد است.

تشكر و قدرداني

اين تحقيق با حمايت دانشگاه‌هاي بوعلي سينا و صنعتي اصفهان در قالب طرح تحقيقاتي بين دانشگاهي صورت پذيرفته است. بدينوسيله نگارندگان از همكاري اين دو دانشگاه كمال تشكر و قدرداني را دارند.

فهرست علائم

a : سرعت صوت
c_p : گرماي ويژه در فشار ثابت
c_v : گرماي ويژه در حجم ثابت
e : انرژي بر واحد جرم
F و G : بردارهاي شار غير لزج
G_v : بردار شار لزج
k : ضريب رسانايي
M : عدد ماخ
p : فشار استاتيك
Pr : عدد پرانتل
Q : متغير بقايي
R : ثابت گاز
Re : عدد رينولدز
S : بردار عبارت چشمه
T : دما
t : زمان
u و v : مؤلفه‌هاي دكارتي سرعت
x و y : مختصات دكارتي
Γ : سطح كنترل
γ : نسبت گرماي ويژه
μ : ضريب لزجت ملكولي
ρ : چگالي
τ : تنش برشي
Ω : حجم كنترل

مراجع

1 - Spaid, F. W. (1968). "A Study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flow." *AIAA Journal,* Vol. 6, No. 2, PP.205-211.

2 - Spaid, F. W., (1975). "Two-dimensional jet interaction studies at large values of Reynolds and Mach numbers." *AIAA Journal,* Vol. 133, No. 11, PP.1430-1434.

3 - Brandeis, J. and Gill, J. (1996). "Experimental investigation of side-jet steering for supersonic and hypersonic missiles." *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 3, PP.346-352.

4 - Brandies, J. and Gill, J. (1998). "Experimental investigation of super and hypersonic jet interaction on missiles configurations." *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 35, No.3, PP.296-302.

5 - Rosenbaum, H., Siegelman, D. and Boger, R. C. (1975). "Flow field interactions induced by massive lateral injection." *AIAA Journal,* Vol. 13, No. 11, PP.1441-1447.

6 - Chenault, C. F. and Beran, P. (1998). "$k-\varepsilon$ and Reynolds stress turbulence model comparisons for two-dimensional injection flows." *AIAA Journal,* Vol. 36, No. 8, PP.1401-1432.

7 - Pishevar, A. R. and Ahmadikia, H. (2002). "Quasi-static viscous simulation of missile staging." *Isteghlal Journal of engineering, IUT*, Vol. 20, No. 2, PP.141-151, Iran.

8 - Ahmadikia, H. and Pishevar, A. (2000). "Quasi-static inviscid simulation of missile staging." *Proceeding of The 6th Fluid Dynamics Conference,* Tehran, Iran, PP. 70-80.

9 - Schilichting, H. (1979). *Boundary-layer theory*, Mc Graw-Hil, Newyork.

10 - Pishevar, A. and Ahmadikia, H. (2001). :On credibility of an algebraic turbulence model in predicting two-dimensional injection flow." *Iranian Journal of Science and Technology, Transaction, B.,* Vol. 25, No. B2, PP.231-240.

11 - Baldwin, B. S. and Lomax, H. (1978). "Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow." *AIAA Paper,* PP.78-257.

12 - Yanenko, N. N. and Kovenja, V. M. (1984). "The splitting method for the numerical solution of gas dynamics." *Numerical Method in Fluid Dynamics,* MIR Publisher.

13 - Ben-Artizi, M. and Falcowitz, J. (1084). "A second-order Godonov-type scheme for compressible fluid dynamics." *Journal of Computational Physics,* Vol. 55.

14 - Yee, H. C., Warming, R. F. and Harten, A. (1985). "Implicit total variation diminishing (TVD) schemes for steady-state calculations." *Journal of computational Physics,* Vol. 57.

15 - Van Leer, B. (1979). "Toward the ultimate conservative difference schemes V, a second-order sequel to Godonov's method." *Journal of Computational Physics,* Vol. 32.

16 - Einfeldt, B. (1988). "On Godunov-type methods for gas dynamics." *SIAM Journal of Numerical Analysis,* No. 2.

17 - Eiseman, P. R. (1970). "A multi-surface method of coordinate generation." *Journal of Computational Physics,* Vol. 33, PP.118-150.

واژه هاي انگليسي به ترتيب استفاده در متن

1 - Hypersonic
2 - Under-Expanded Jet
3 - Cavity Flow
4 - Moving Boundary
5 - Separation Shock
6 - Body Bow Shock
7 - Jet Bow Shock