مجله مهندسی مکانیک مدرس، دی 1394، دوره 15، شماره 10، ص‌ص 32-40

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir



آیرودینامیک هندسه‌های مختلف دماغه انعطاف‌پذیر در یک موشک مافوق صوت

عباس خلقانی[1]، محمد حسن جوارشکیان[2*]، محمود پسندیده فرد[3]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد
2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد
3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد
* مشهد، صندوق پستی 91755-1111، javareshkian@um.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 23 خرداد 1394
پذیرش: 05 مرداد 1394
ارائه در سایت: 03 شهریور 1394

کلید واژگان:
آیرودینامیک
دماغه متحرک
بدنه انعطاف‌پذیر
قدرت مانور
دینامیک پرواز

چکیده

در این تحقیق، آیرودینامیک نه هندسه از موشک هدایت‌شونده مافوق صوت، با دماغه انعطاف‌پذیر پیوسته، بررسی شده و بهترین هندسه بر اساس قدرت مانور بیشتر از دو دیدگاه آیرودینامیک و دینامیک پرواز ارزیابی شده است. هندسه مورد بررسی، شامل دماغه اجایو مماسی با نوک کروی، بالک‌های پایدارکننده در انتها و بدنه استوانه‌ای است که بخش میانی بدنه، جهت تولید فرمان هدایتی، به شکل قوسی از دایره خمیده می‌شود. بدنه استوانه‌ای از سه بخش تشکیل شده است، بخش ثابت در مجاورت دماغه، بخش انعطاف‌پذیر در وسط و بدنه اصلی در مجاورت بالک‌ها قرار دارد. در این تحقیق اثر طول بخش ثابت و طول بخش انعطاف‌پذیر بر آیرودینامیک و دینامیک پرواز بررسی شده است. برای حل معادلات کامل ناویر استوکس و تأثیر آشفتگی، از روش حجم محدود و مدل اغتشاشی بلدوین-لمکس استفاده شده است. همچنین برای حل همزمان جریان در اطراف بدنه و بالک‌ها، روش حل چند بلوکی بکار رفته است. یک کد 3 درجه آزادی نیز برای محاسبه دینامیک پرواز دو بعدی موشک‌ها تولید شده است. مشاهده گردیده است که با افزایش طول بخش ثابت و نیز افزایش طول بخش انعطاف‌پذیر قدرت مانور موشک افزایش می‌یابد ولی همزمان ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد. ولی محاسبات دینامیک پرواز نشان می‌دهد افزایش ضریب پسا اثر تعیین کننده در قدرت مانور پروازی موشک نداشته است و قدرت مانور از دو نگاه آیرودینامیک و دینامیک پرواز بر یکدیگر منطبق است.

Aerodynamic shape investigation of a supersonic missile flexible nose

Abbas Khalghani, Mohamad Hassan Djavareshkian*, Mahmoud Pasandideh-Fard

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran
* P.O.B. 91775-1111 Mashhad, Iran, javareshkian@um.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 13 June 2015
Accepted 27 July 2015
Available Online 25 August 2015

Keywords:
Aerodynamics
Deflectable nose
Body flexure
Maneuverability
Flight dynamic

ABSTRACT

The aerodynamic characteristics of nine configurations of supersonic continuous deflectable nose guided missiles have been investigated. Then the optimized geometry is achieved based on the maneuverability from aerodynamic and flight dynamic point of view. The studied configurations consist of a spherical nose tip, a tangent ogive, one set of stabilizing tail fins and a cylindrical body whose mid-section is flexible to form an arc of a circle. So the cylindrical body consists of a fixed part in the vicinity of nose, middle flexible part and main body with stabilizers. The effects of fixed length and flexible length parameters on the aerodynamic and flight dynamics of guided missile have been studied. A code has been developed to solve full Navier-Stokes equations using finite volume and modified Baldwin-Lomax turbulence model. Multi-block technique is also used to solve main body and fin parts flow field. Further, a 3 degree of freedom code has been developed to compare planar flight dynamic of missiles. It is found that missiles with bigger lengths for fix and flexible parts show more aerodynamic maneuverability, but drag force grows concurrently. Flight dynamic analysis shows that drag effect is negligible and aerodynamic maneuverability analysis is compatible with flight maneuverability.

1- مقدمه

موضوع استفاده از دماغه متحرک به عنوان ابزاری برای کنترل و هدایت پرنده‌ها از مدت‌ها پیش مطرح است. محققانی به بررسی دماغه انعطاف‌پذیر مفصلی پرداخته‌اند و بندرت دماغه انعطاف‌پذیر پیوسته مورد توجه قرار گرفته است. در واقع مشکلات تولیدی چنین طرح‌هایی باعث غفلت از آن‌ها شده است.

داردن و همکارانش [2،1]، در تحقیقی بر روی یک بال و بدنه نشان دادند که در زوایای حمله بالا یک گردابه نامتقارن از دماغه ثابت حاصل می‌شود که باعث القای غلطش می‌شود. آن‌ها برای حذف گردابه نامتقارن از یک دماغه انعطاف‌پذیر استفاده کردند. می‌توان گفت که داردن و همکارانش نیز دماغه انعطاف‌پذیر را به عنوان ابزاری جهت هدایت بکار بردند. هاتووی و همکارانش [3] دو مخروط با زاویه رأس 20 درجه را در ماخ 0/4 الی 3 قرار دادند. یک مخروط بدون زاویه حمله و مخروط دیگر در زاویه حمله 1 درجه قرار داده شد. این تحقیق نشان داد که حتی در زاویه حمله 1 درجه نیز نیروی جانبی کافی ایجاد می‌شود و دماغه انعطاف‌پذیر می‌تواند ابزاری برای هدایت گلوله باشد. فوقن و امان [4-6]، نرم‌افزار کامپیوتری سریعی برای

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

A. Khalghani, M. H. Djavareshkian, M. Pasandideh-Fard, Aerodynamic shape investigation of a supersonic missile flexible nose, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 15, No. 10, pp. 32-40, 2015 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]

بررسی آیرودینامیک موشک با دماغه خمیده تولید و نتایج آن را با تونل باد مقایسه کردند. نرم‌افزار آن‌ها تحلیل تونل اویلر نام گرفت. آن‌ها جریان مافوق صوت در اطراف موشک با دماغه انعطاف‌پذیر و نیز در اطراف موشک با بالک کانارد را که هر دو با هشت بالک دم پایدار می‌شوند، با این نرم‌افزار، که بر اساس حل معادلات اویلر کار می‌کند، مدل‌سازی کردند. آن‌ها نشان دادند که وقتی مجموع زاویه حمله و انحراف دماغه بیش از ده درجه باشد، تقریب اویلر باعث خطای زیاد می‌شود. فوقن [8،۷]، روش تسخیر گردابه را به نرم‌افزار مذکور افزوده و توانست اثر گردابه‌های حاصل از دماغه خمیده را بهتر ارزیابی کند. بلیک و کارنی [9]، تحقیقات تئوریک و آزمایشگاهی انجام شده بر روی موشک‌ها با دماغه انعطاف‌پذیر را به محیط نرم‌افزار ام-دی[1]، که نرم‌افزاری عمومی و پرکاربرد است، افزودند. نرم‌افزار بهبود یافته آنان می‌تواند شکستگی یا کمانش در بدنه و دماغه، در رژیم جریان مادون صوت تا مافوق صوت را در نظر بگیرد. شوزمیت و همکارانش [10]، میدان جریان در اطراف موشکی با دماغه خمیده را در ماخ 3 بررسی عددی کردند. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی محاسبه شده از حل عددی با نتایج تونل باد مقایسه شد. نیروی عمودی و گشتاور پیچشی محاسبه شده با نتایج آزمایشگاهی انطباق خوبی داشته است، ولی نیروی محوری محاسبه شده با نتایج تست اختلاف آشکاری داشت. این تحقیق بیان می‌دارد که طرح دماغه خمیده حتی در زوایای انحراف کم، نیروی کافی برای هدایت را تأمین می‌کند و اثر ناچیزی بر سطوح کنترلی پایین دست جریان دارد. شوزمیت و همکارانش، میدان جریان را بروش لزج و غیر لزج حل کردند. حل اویلر در زاویه حمله بیش از 6 درجه، ناپایداری موشک را پیش‌بینی می‌کند، همچنین حل لزج نیز در بعضی زوایای حمله ناپایداری موشک را پیش‌بینی می‌کند ولی نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد که موشک در تمام زوایای حمله پایدار است. آن‌ها همچنین به این نکته توجه کردند که در رژیم جریان مافوق صوت، جریان بر روی دماغه مستقل از پایین دست (جریان بر روی بدنه و دم) است و بنابراین اگر مجموع زاویه انحراف دماغه و زاویه حمله ثابت بماند، رژیم جریان بر روی دماغه تغییر نمی‌کند. همچنین گردابه‌های حاصل از دماغه، رژیم جریان در قسمتی از بدنه که به دماغه نزدیک‌تر است را بیشتر تحت تأثیر قرار می‌دهد ولی حدوداً در فاصله ده برابر کالیبر این اثر از بین می‌رود و در این تحقیق تقریباً نیمه دوم موشک (که بالک‌ها نیز در آن قرار دارد) تنها بر اساس زاویه حمله قابل تحلیل است. یانگ و همکارانش [11] هندسه بالک‌های کانارد و بالک‌های پایدارکننده یک موشک هدایت‌شونده را به نحوی بهینه کردند که موشک بیشترین برد را داشته باشد. آن‌ها نشان دادند بالک‌های بهینه شده قادرند در صورت هدایت 21/4 درصد و در صورت عدم هدایت 5/8 درصد برد موشک مبنا را افزایش دهند. نوبهاری و همکارانش [12]، بهینه‌سازی هندسه یک راکت را با هدف افزایش حداکثر برد و کاهش حداقل برد بررسی کردند. آن‌ها در هندسه راکت 8 متغیر هندسی مهم را متغیر در نظر گرفتند و در هر وضعیت هندسی، برای کل مسیر پرواز، حاصل جمع ضرایب نیروی عمودی را در ماخ‌ها و زوایای حمله مختلف بیشینه کردند. الغرنی و همکارانش [13] به دنبال متغیرهای هندسی بهینه (مانند طول، ابعاد و موقعیت بالک‌ها و غیره) برای یک موشک مافوق صوت بودند که بیشترین نسبت برآ به پسا را ایجاد کنند. پسندیده فرد و خلقانی [14] با تعریف 7 متغیر هندسی، شکل بهینه بالک‌های پایداری یک گلوله ضد زره را با هدف کاهش افت سرعت و افزایش پایداری در ماخ 5 بررسی کردند.

تا به حال تحقیقی در زمینه انتخاب بهترین هندسه دماغه انعطاف‌پذیر یک موشک مافوق صوت انجام نشده است. در این پژوهش ضمن بررسی عددی آیرودینامیک موشک با دماغه انعطاف‌پذیر پیوسته در ماخ‌های 3 و 5، اثر دو متغیر هندسی طول بخش ثابت و طول بخش انعطاف‌پذیر بررسی شده و بهترین هندسه در جهت افزایش قدرت مانور انتخاب گردیده است. از آنجا که افزایش قدرت مانور از نگاه آیرودینامیک با افزایش پسا همراه است، در این تحقیق اثر تجمعی متغیرها در یک رژیم پروازی نیز بررسی شده و قدرت مانور پروازی هندسه‌های مختلف با یکدیگر مقایسه کمی شده‌اند.

2- معادلات حاکم و روش حل عددی

محاسبات آیرودینامیک بر اساس حل معادلات ناویر- استوکس انجام شده است. معادلات ناویر- استوکس ناپایای سه بعدی، تراکم پذیر، بدون حضور نیروهای جسمی و انتقال حرارت در دستگاه مختصات منحنی‌الخط به صورت رابطه (1) نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial t}+\frac{\partial(\hat{E}_i-\hat{E}_v)}{\partial \xi}+\frac{\partial(\hat{F}_i-\hat{F}_v)}{\partial \eta}+\frac{\partial(\hat{G}_i-\hat{G}_v)}{\partial \zeta}=0 \qquad (1)$$

در رابطه فوق، اندیس i برای نشان دادن بردارهای شار غیر لزج و اندیس v برای بردارهای شار لزج استفاده شده و $\hat{q}$ شار حرارتی است. این بردارها به صورت روابط (2) نوشته می‌شوند:

$$\hat{E}_v=J^{-1}\begin{bmatrix}0\\ \xi_x\tau_{xx}+\xi_y\tau_{xy}+\xi_z\tau_{xz}\\ \xi_x\tau_{yx}+\xi_y\tau_{yy}+\xi_z\tau_{yz}\\ \xi_x\tau_{zx}+\xi_y\tau_{zy}+\xi_z\tau_{zz}\\ \xi_x\beta_x+\xi_y\beta_y+\xi_z\beta_z\end{bmatrix},\quad \hat{E}_i=J^{-1}\begin{bmatrix}\rho U\\ \rho uU+\xi_x P\\ \rho vU+\xi_y P\\ \rho wU+\xi_z P\\ (e+P)U\end{bmatrix},$$

$$\hat{F}_v=J^{-1}\begin{bmatrix}0\\ \eta_x\tau_{xx}+\eta_y\tau_{xy}+\eta_z\tau_{xz}\\ \eta_x\tau_{yx}+\eta_y\tau_{yy}+\eta_z\tau_{yz}\\ \eta_x\tau_{zx}+\eta_y\tau_{zy}+\eta_z\tau_{zz}\\ \eta_x\beta_x+\eta_y\beta_y+\eta_z\beta_z\end{bmatrix},\quad \hat{F}_i=J^{-1}\begin{bmatrix}\rho V\\ \rho uV+\eta_x P\\ \rho vV+\eta_y P\\ \rho wV+\eta_z P\\ (e+P)V\end{bmatrix},$$

$$\hat{G}_v=J^{-1}\begin{bmatrix}0\\ \zeta_x\tau_{xx}+\zeta_y\tau_{xy}+\zeta_z\tau_{xz}\\ \zeta_x\tau_{yx}+\zeta_y\tau_{yy}+\zeta_z\tau_{yz}\\ \zeta_x\tau_{zx}+\zeta_y\tau_{zy}+\zeta_z\tau_{zz}\\ \zeta_x\beta_x+\zeta_y\beta_y+\zeta_z\beta_z\end{bmatrix},\quad \hat{G}_i=J^{-1}\begin{bmatrix}\rho W\\ \rho uW+\zeta_x P\\ \rho vW+\zeta_y P\\ \rho wW+\zeta_z P\\ (e+P)W\end{bmatrix},$$

$$\hat{q}=J^{-1}\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\\ e\end{bmatrix},\quad \begin{cases}\beta_x=u\tau_{xx}+v\tau_{xy}+w\tau_{xz}-q_x\\ \beta_y=u\tau_{yx}+v\tau_{yy}+w\tau_{yz}-q_y\\ \beta_z=u\tau_{zx}+v\tau_{zy}+w\tau_{zz}-q_z\end{cases} \qquad (2)$$

در روابط فوق u، v و w مؤلفه‌های سرعت بدون بعد در دستگاه دکارتی و U، V و W مؤلفه‌های سرعت کنتراورینت[2] می‌باشند. ρ چگالی بدون بعد، P فشار بدون بعد و e انرژی کل است. انرژی کل برابر است با مجموع انرژی داخلی و انرژی جنبشی (بر واحد جرم):

$$e=\frac{P}{\gamma-1}+\frac{1}{2}\rho(u^2+v^2+w^2) \qquad (3)$$

در رابطه (3)، γ نسبت حرارت مخصوص سیال است. با فرض اینکه حجم

1- Missile Datcom

2- Contravariant

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]

سلول (J^{-1})، مستقل از زمان است و با جایگزینی متغیرهای $\hat{E}=\hat{E}_i-\hat{E}_v, \hat{F}=\hat{F}_i-\hat{F}_v, \hat{G}=\hat{G}_i-\hat{G}_v$، معادله (1) را می‌توان به صورت رابطه (4) نوشت:

$$J^{-1}q_t+\hat{E}_\xi+\hat{F}_\eta+\hat{G}_\zeta=0 \qquad (4)$$

جیمسون [15]، برای انفصال معادلات فوق، از روش حجم محدود استفاده و برای گام زنی در زمان روش رانگ-کوتای اصلاح شده را همراه با چند دسته از جملات اتلافی به کار برد. این روش از رابطه (5) برای حل معادله (4) استفاده می‌کند:

$$q^{(k)}=q^{(0)}-\alpha_k.\frac{\Delta t}{J^{-1}}.\left[D_\xi\hat{E}^{(k-1)}+D_\eta\hat{F}^{(k-1)}+D_\zeta\hat{G}^{(k-1)}-AD\right],$$

$$\alpha_k=\left(\frac{1}{4},\frac{1}{3},\frac{1}{2},1\right) \qquad (5)$$

در رابطه (5)، $q^{(0)}$ مقدار q در ابتدای گام زمانی است. k نشان دهنده مرحله است و برای هر گام زمانی، از یک تا چهار (در طرح چهار مرحله‌ای) تغییر می‌کند. مقدار q در انتهای گام زمانی، برابر با $q^{(4)}$ قرار می‌گیرد. D عملگر تفاضلی و AD جمله مربوط به اتلاف مصنوعی است. ضریب α_k به گونه‌ای تعیین می‌شود که بازه پایداری بیشینه شود.

پسندیده فرد و ملک جعفریان [16] و در ادامه منتظری [17] بر اساس روش عددی فوق اقدام به تولید و گسترش کد حل عددی معادلات ناویر استوکس نمودند که در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است. این روش دارای دقت مرتبه دوم در مکان و مرتبه چهارم در زمان است.

برای بررسی دینامیک پرواز، معادلات حرکت در صفحه با سه درجه آزادی حل می‌شوند. عبور جریان با سرعت V و زاویه حمله α بر روی موشکی با قطر بدنه d باعث تولید نیروی آیرودینامیکی F_a در امتداد بدنه، F_n در امتداد عمود بر بدنه و گشتاور M حول مرکز جرم می‌شود که ارتباط آن‌ها با ضرایب آیرودینامیکی C_n, C_a و C_m در معادلات (6) تا (8) آمده است. این معادلات در مختصات بدنی تنظیم شده‌اند.

$$F_a=q.S_{\text{ref}}.C_a \qquad (6)$$

در این رابطه: $q=\rho V^2/2$ و $S_{\text{ref}}=\pi d^2/4$

$$F_n=q.S_{\text{ref}}.C_n \qquad (7)$$

$$M=q.d.S_{\text{ref}}.C_m \qquad (8)$$

اما دوران موشک با سرعت زاویه‌ای $\dot{\varphi}$ (حاصل از تغییر زاویه حمله و تغییر زاویه مسیر) با مقاومت هوا مواجه شده و نیرو و گشتاور ضربه‌گیر تولید می‌شوند. نیروی ضربه‌گیر در امتداد عمود بر محور و گشتاور ضربه‌گیر در جهت مخالف گشتاور آیرودینامیک است. ضرایب نیرو و گشتاور ضربه‌گیر نسبت به نیرو و گشتاور آیرودینامیک کوچک هستند و در اینجا توسط نرم‌افزار ام دی برآورد شده‌اند (روابط 9، 10).

$$F_{\text{damping}}=q.S_{\text{ref}}.\frac{\dot{\varphi}.d}{V}.C_{n\dot{\varphi}} \qquad (9)$$

$$M_{\text{damping}}=q.S_{\text{ref}}.\frac{\dot{\varphi}.d^2}{V}.C_{m\dot{\varphi}} \qquad (10)$$

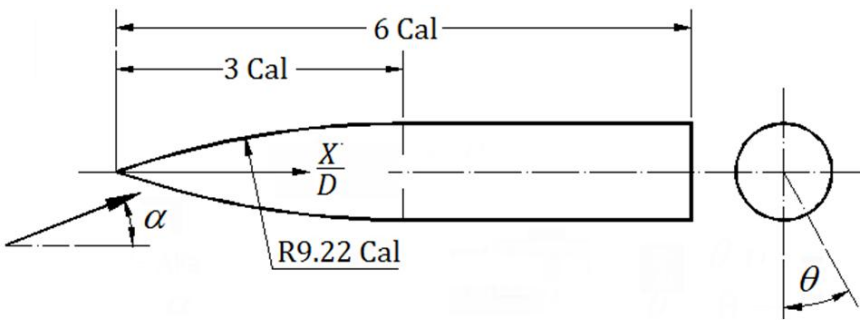
همچنین نیروی وزن نیز در این محاسبات در نظر گرفته شده است. شتاب‌های خطی و دورانی بر اساس قوانین نیوتن استخراج شده و با انتگرال‌گیری عددی از آن‌ها، سرعت‌های خطی و دورانی به دست آمده و با انتگرال‌گیری مجدد از آن‌ها تغییر مکان خطی و زاویه‌ای در صفحه محاسبه می‌گردد. انتگرال‌گیری عددی به صورت صریح انجام گرفته و با افزودن لزجت عددی به همگرایی حل کمک شده است.

3- اعتبارسنجی کد

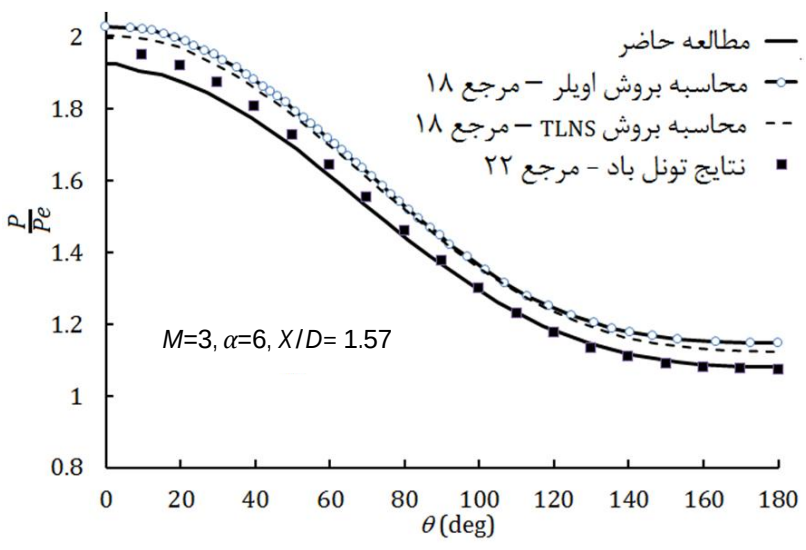
علیشاهی و همکاران [18] جریان مغشوش سه بعدی در اطراف دماغه اجایو و بدنه استوانه‌ای به طول 6 کالیبر (شکل 1) را در ماخ 3، با دو مدل ناویر استوکس لایه نازک و اویلر بررسی و نتایج عددی را با نتایج تونل باد راکلیس و استورک [19] مقایسه کردند. آن‌ها از روش المان‌های محدود و مدل اغتشاشی بلدوین لومکس استفاده کردند.

این جریان توسط کد مورد استفاده در این پژوهش نیز شبیه‌سازی شد. در شکل‌های 2 تا 5 نتایج این سه روش محاسباتی با نتایج تجربی مقایسه شده است و نتایج این کد انطباق بهتری با نتایج تجربی نشان می‌دهد. در طول‌های بلندتر که لایه مرزی رشد زیادی پیدا می‌کند، خطای محاسبات افزایش می‌یابد.

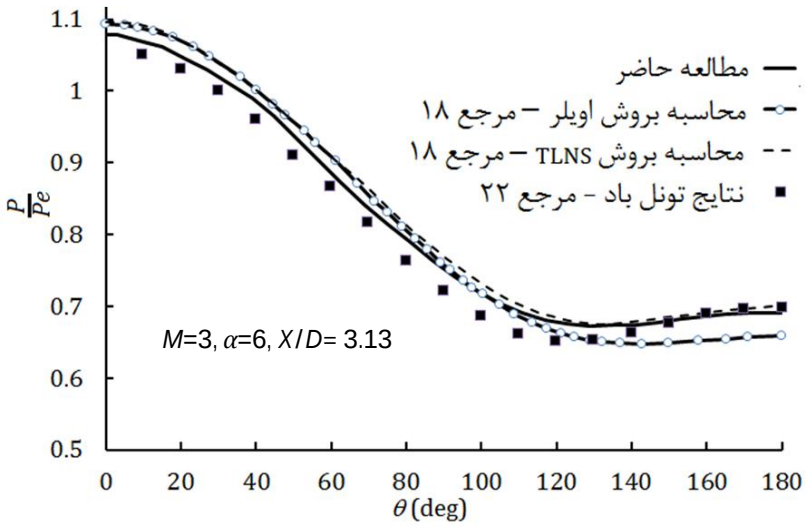
شکل 5 نشان می‌دهد که در زوایای حمله بالاتر و طول‌های بلندتر که لایه مرزی شدیدا رشد می‌کند، جدایش جریان و برخورد موج ضربه‌ای با لایه مرزی، موجب پیچیدگی جریان و خطای بیشتر مدل‌های اغتشاشی می‌شود. این شکل همچنین نشان می‌دهد که نتایج محاسباتی این نرم‌افزار از محاسبات مرجع 18 به نتایج تونل باد نزدیک‌تر بوده است.



شکل 1 دماغه اجایو مماسی و بدنه استوانه‌ای به طول 6 کالیبر



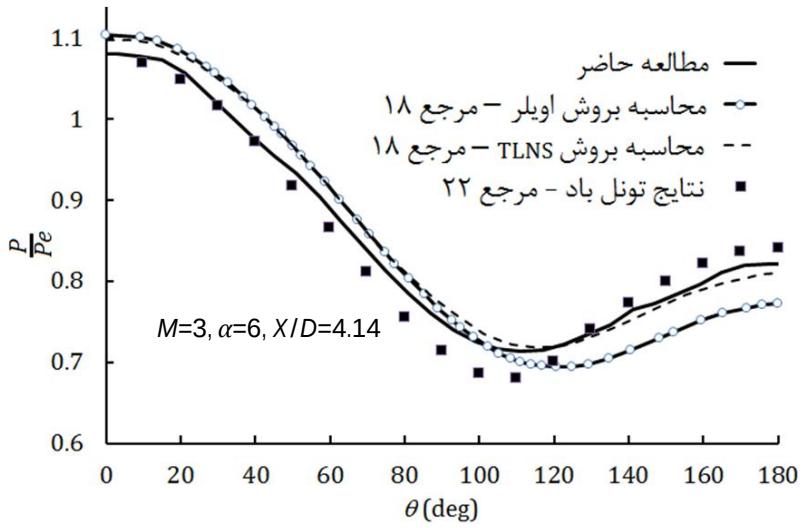
شکل 2 توزیع فشار محیطی در مقطع X/D=1.57



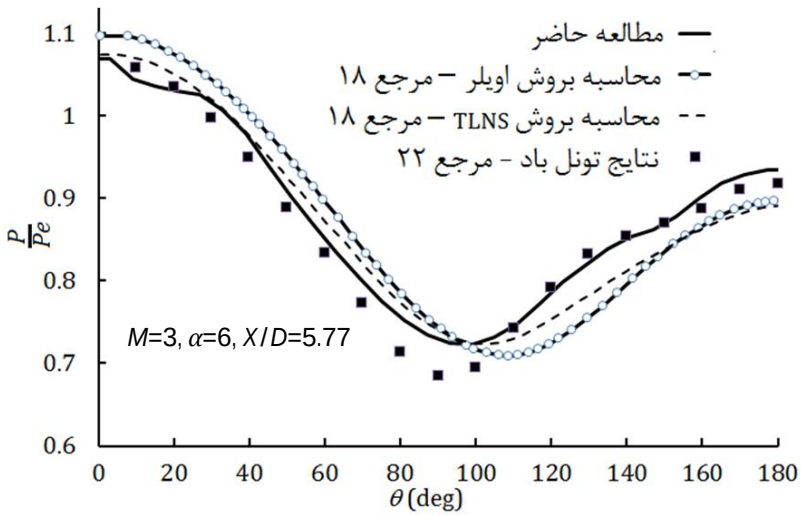
شکل 3 توزیع فشار محیطی در مقطع X/D=3.13

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]



شکل 4 توزیع فشار محیطی در مقطع $X/D=4.14$

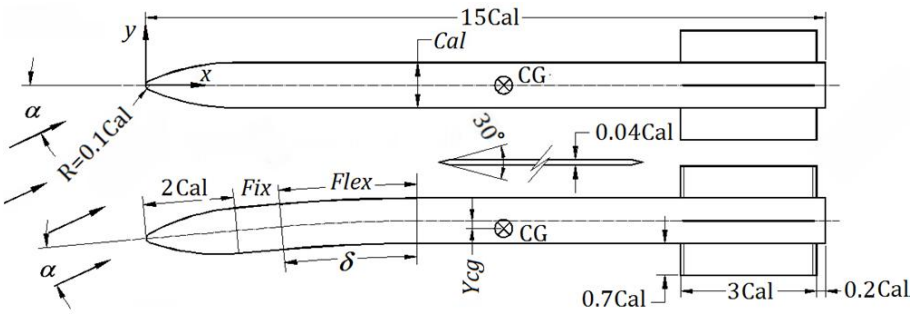


شکل 5 توزیع فشار محیطی در مقطع $X/D=5.77$

4- هندسه

هندسه مورد بررسی موشکی با دماغه انعطاف‌پذیر است که دارای دماغه اجایو مماسی با نوک کروی و بدنه استوانه‌ای و بالک‌های دم است. شعاع نوک کروی 0/1 و طول دماغه 2 برابر قطر و طول کل 15 برابر قطر در نظر گرفته شده است. چهار بالک پایداری در انتهای بدنه قرار دارد که جزئیات آن در شکل 6 آمده است. بدنه استوانه‌ای از سه بخش تشکیل شده است، بخش ثابت (*Fix*) در مجاورت دماغه، بخش انعطاف‌پذیر (*Flex*) در وسط و در ابتدای بدنه اصلی قرار دارد. جهت بررسی اثر طول بخش ثابت سه مقدار $Fix = 0, 1.5, 3\text{Cal}$ و جهت بررسی اثر طول بخش انعطاف‌پذیر سه مقدار $Flex = 1, 2.5, 5\text{Cal}$ در نظر گرفته شده است و بنابراین 9 هندسه از موشک مورد بررسی قرار گرفته است.

برای بررسی دینامیک پرواز، ضرایب آیرودینامیکی هر یک از 9 موشک مذکور در زوایای حمله $\alpha = -6, 0, 6^\circ$ ، خمیدگی‌های دماغه $\delta = -4, -2, 0, 2, 4^\circ$ و اعداد ماخ 3 و 5 محاسبه شده است. با توجه به تقارن، میدان جریان در زوایای منفی معکوس زوایای مثبت است. در شرایط دیگر ضرایب آیرودینامیکی میان یابی و گاهی برون‌یابی می‌شوند.



شکل 6 هندسه موشک با دماغه انعطاف‌پذیر

مختصات مرکز جرم با فرض جسم توپر و یکنواخت محاسبه شده است و با خمیدگی دماغه، موقعیت آن تغییر می‌کند. همچنین با تغییر طول بخش ثابت (*Fix*)، موقعیت خمیدگی تغییر می‌کند و با افزایش زاویه δ میزان خمیدگی افزایش می‌یابد. با تغییر طول بخش انعطاف‌پذیر (*Flex*)، شدت خمیدگی تغییر می‌کند. طول کل ثابت و معادل 15 برابر قطر است. جریان هوا با ماخ 3 و 5 می‌وزد و زاویه حمله نسبت به امتداد محور دماغه محاسبه می‌شود.

5- شبکه‌بندی، شرایط اولیه و مرزی

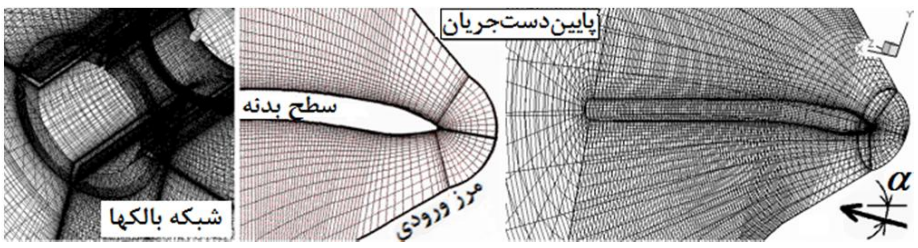
در جریان لزج مافوق صوت، شبکه بر اساس تسخیر امواج شوک و الزامات لایه مرزی تولید می‌شود. موشک با بالک‌های آن هندسه‌ای سه بعدی و پیچیده دارد و جهت تولید شبکه سازمان یافته در اطراف آن روش چند بلوکی استفاده شده است.

بدین منظور، مطابق شکل 7، دو بلوک در نظر گرفته شده است. بلوک اول شامل دماغه، بخش‌های ثابت و انعطاف‌پذیر و بدنه اصلی و بلوک دوم شامل 4 بالک و بخش انتهایی بدنه اصلی است. همچنان که مشهود است، هندسه و میدان جریان نسبت به صفحه XY تقارن دارد و تنها نیمی از میدان حل می‌شود.

با توجه به شکل 7، در شبکه‌بندی بلوک اول سه شرط مرزی وجود دارد. شرط مرزی روی بدنه، به صورت جریان بدون لغزش در نظر گرفته شده است. در مرز بیرونی شرایط جریان آزاد حاکم است و زاویه مخروطی این مرز مشابه با زاویه شوک در نظر گرفته شده است تا تسخیر شوک دقت بیشتری داشته باشد. شرط مرزی انتهایی بر اساس برابری شرایط جریان در دو المان طولی انتها تعریف شده است. در شبکه‌بندی بلوک دوم چهار شرط مرزی وجود دارد. شرط مرزی ورود جریان معادل با شرط مرزی انتهایی بلوک اول است. شرط مرزی روی سطوح بالک‌ها، به صورت جریان بدون لغزش در نظر گرفته شده است. در مرز بیرونی شرایط جریان آزاد حاکم است. شرط مرزی انتهایی بر اساس برابری شرایط جریان در دو المان طولی انتها تعریف شده است. شرط اولیه در کل میدان معادل با شرایط جریان آزاد فرض شده است.

6- نتایج حل عددی

ابتدا جهت بررسی استقلال شبکه در بلوک اول، بدنه‌ای غیر خمیده به طول 15 کالیبر که در جریانی از هوا به ماخ 3 و زاویه حمله 5 درجه قرار دارد مورد بررسی قرار گرفت. بررسی تغییرات ضریب نیروی عمودی (شکل 8) و محوری چند نوع شبکه‌بندی نشان می‌دهد که منحنی ضریب نیروی عمودی و محوری مربوط به شبکه $17\times62\times491$ و شبکه $17\times62\times367$ اختلاف کمی دارند. بنابراین در این وضعیت دقت شبکه $17\times62\times491$ مناسب به نظر می‌رسد. با ایجاد خمیدگی در دماغه، پیچیدگی میدان جریان افزایش می‌یابد و گاهی نیاز به شبکه ریزتری تا $22\times72\times550$ بوده است.



شکل 7 نحوه شبکه‌بندی میدان جریان

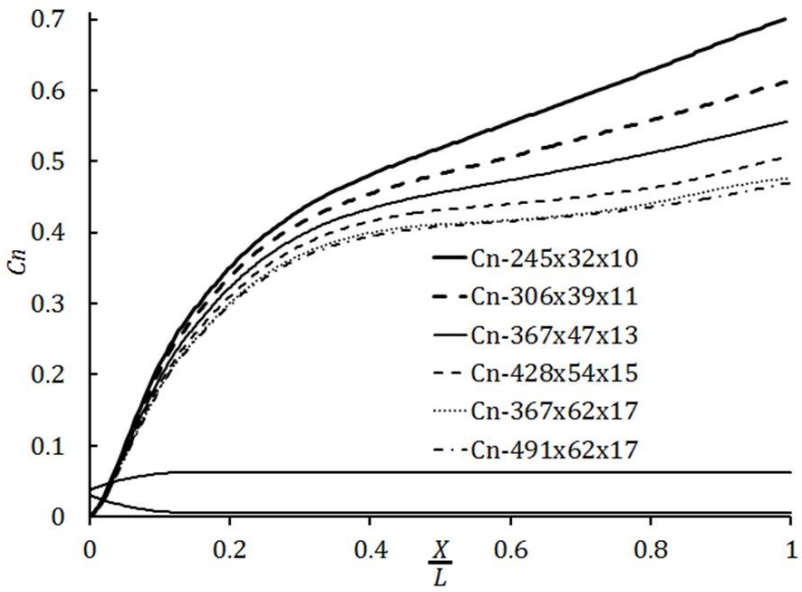
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]

شبکه اطراف بالک‌های دم بایستی بسیار ریز انتخاب شود به نحوی که در جهت طولی 90 المان، در جهت شعاعی 150 المان و در جهت محیطی 200 المان مورد نیاز بوده است. در جهت افزایش دقت انطباق مرز بین دو بلوک، طول دو المان طولی آخر از بلوک اول مساوی و کوچک در نظر گرفته می‌شود و اولین المان‌های طولی از بلوک دوم بر المان‌های طولی ما قبل آخر از بلوک اول انطباق داده می‌شوند (شکل 9).

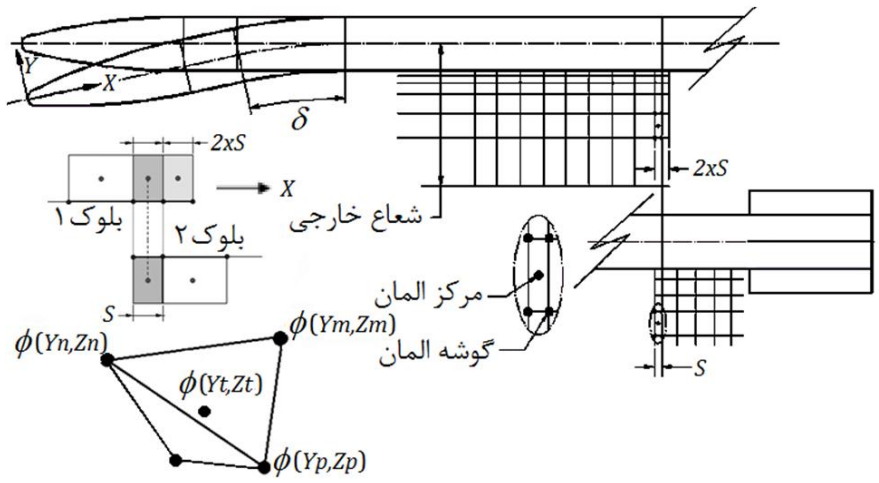
هر چند مختصات طولی المان‌های مرز از بلوک دوم بر مختصات طولی المان‌های مرز از بلوک اول انطباق کامل دارد ولی تعداد المان‌ها در جهات محیطی و شعاعی یکسان نیستند و بنابراین نیاز به درون‌یابی است. جهت حفظ بهتر پیوستگی خواص سیال در فرآیند درون‌یابی از روش برازش منحنی استفاده می‌شود. جهت تخمین خاصیت ϕ در نقطه (Yt,Zt) از بلوک دوم، ابتدا مراکز چهار المان مجاور از بلوک اول و از بین آن‌ها رئوس مثلث دربرگیرند این نقطه (شکل 9) یعنی نقاط (Ym,Zm)، (Yn,Zn) و (Yp,Zp) شناسایی شده و ثوابت تابع $\phi=a\times Y+b\times Z=c$ بر اساس خاصیت ϕ در این نقاط محاسبه می‌شود. سپس خاصیت ϕ در نقطه (Yt,Zt) توسط معادله مذکور تخمین زده می‌شود. خاصیت ϕ می‌تواند هر یک از متغیرهای فشار، سرعت و غیره باشد.

در این شبیه سازی، به‌منظور مطالعه خطوط تراز فشار و ماخ در اطراف دماغه و بدنه، دماغه انعطاف‌پذیر با هندسه Fix=1.5Cal و $Flex$=5Cal و خمیدگی 5 درجه در نظر گرفته و موشک در جریانی با ماخ 3 در امتداد بدنه قرار می‌گیرد. شکل 10 خطوط هم فشار را در بلوک 1 و در اطراف دماغه و بدنه نشان می‌دهد.

در این شکل فشار نسبت به فشار جریان آزاد بدون بعد شده و بنابراین عدد 1/05 نشان دهنده 5% تراکم و عدد 0/95 نشان دهنده 5% انبساط است. پس از موج ضربه ای دماغه، امواج انبساطی در سطح زیرین دماغه و ناحیه A مشاهده می‌شود. متناظرا امواج انبساطی در سطح بالایی دماغه نیز تشکیل



شکل 8 ضریب نیروی عمودی در ماخ 3 و زاویه حمله 5



شکل 9 نحوه انطباق مرز بین دو بلوک برای افزایش پیوستگی خواص سیال

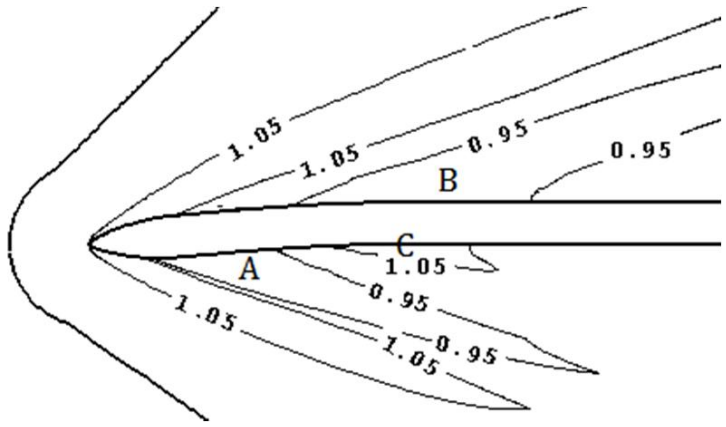
می‌شود ولی موج ضربه ای قوی‌تر در سطح رویین آن را تضعیف و به تاخیر می‌اندازد که با علامت B نشان داده شده است. در سطح زیرین بخش انعطاف‌پذیر امواج تراکمی تشکیل می‌شود که اگر زاویه خمیدگی بزرگ باشد تشکیل شوک مایل می‌دهند که با علامت C نشان داده شده است.

شکل 11 خطوط تراز عدد ماخ را در اطراف دماغه و بدنه نشان می‌دهد. در این شکل موج ضربه ای در دماغه باعث کاهش عدد ماخ و متعاقب آن انبساط باعث ایجاد ماخ 3/1 نیز شده است.

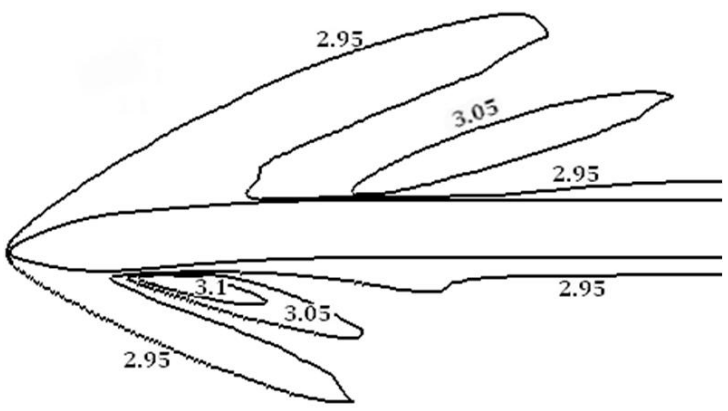
شکل 12 خطوط تراز فشار (نیمه چپ تصویر) و گردابه (نیمه راست تصویر) را در بلوک 1 و انتهای بدنه نشان می‌دهد. در فاصله 15 برابر قطر همچنان آثار گردابه حاصل از خمیدگی دماغه مشخص است. این گردابه با توجه به منشأ آن به سمت پایین میل دارد.

شکل 13 خطوط تراز فشار و گردابه را در ناحیه بالک‌ها نشان می‌دهد. مشخص است که گردابه نیرویی رو به بالا بر بالک‌های پایداری اعمال می‌کند که مخالف نیروی برآی حاصل از فرمان است ولی چون پشت مرکز جرم است، به گشتاور فرمان کمک می‌کند. محاسبات نشان می‌دهد که در این وضعیت حدود 8 درصد گشتاور فرمان مربوط به تداخل گردابه با بالک‌های پایداری است.

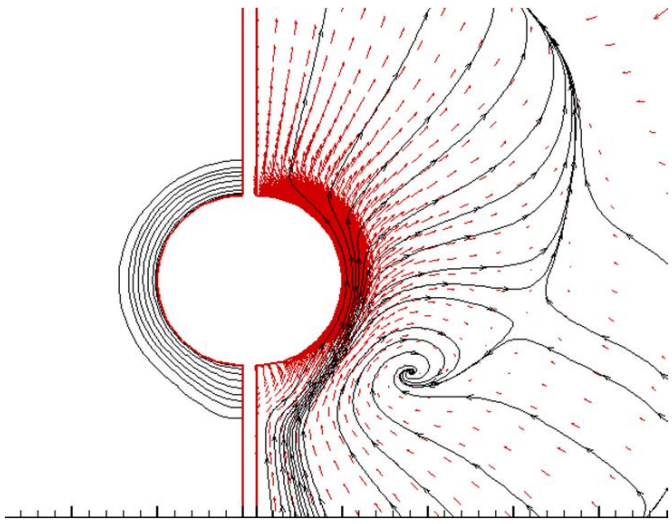
شکل 14 تغییرات ضریب نیروی محوری را نسبت به زاویه حمله در خمیدگی‌های مختلف دماغه و در عدد ماخ 3 نشان می‌دهد. با توجه به تقارن



شکل 10 خطوط تراز فشار در اطراف دماغه و بدنه



شکل 11 خطوط تراز عدد ماخ در اطراف دماغه و بدنه



شکل 12 خطوط تراز فشار و گردابه در بلوک 1 و انتهای بدنه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]

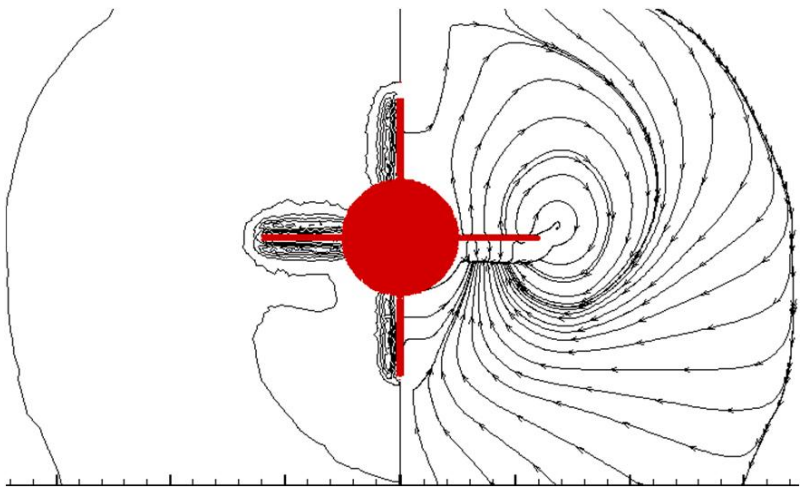
در خمیدگی دماغه صفر، این ضریب نسبت به زاویه حمله صفر متقارن است ولی با ایجاد خمیدگی در دماغه، ضریب نیروی محوری در زوایای حمله مثبت بیش از زوایای حمله منفی خواهد بود.

شکل 15 تغییرات ضریب نیروی عمودی را نسبت به زاویه حمله در خمیدگی‌های مختلف دماغه و در عدد ماخ 3 نشان می‌دهد که رفتاری خطی دارد. در خمیدگی دماغه صفر، با توجه به تقارن، تقاطع این منحنی با محور افقی در زاویه حمله صفر اتفاق می‌افتد ولی با ایجاد خمیدگی در دماغه، تقاطع با محور افقی در زوایای حمله منفی اتفاق خواهد افتاد.

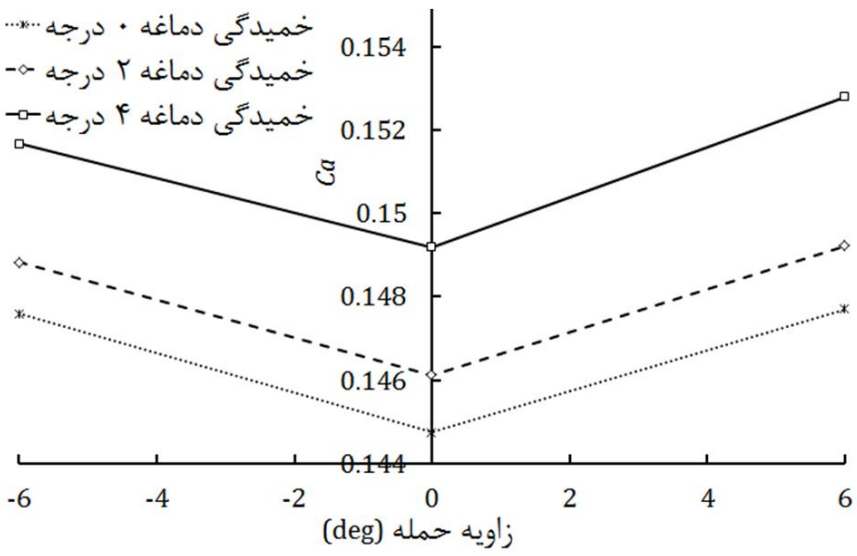
شکل 16 تغییرات ضریب گشتاور آیرودینامیکی حول مرکز جرم را نسبت به زاویه حمله در خمیدگی‌های مختلف دماغه و در عدد ماخ 3 نشان می‌دهد که رفتاری خطی دارد. در خمیدگی دماغه صفر، با توجه به تقارن، تقاطع این منحنی با محور افقی در زاویه حمله صفر اتفاق می‌افتد ولی با ایجاد خمیدگی در دماغه، تقاطع با محور افقی در زوایای حمله منفی اتفاق خواهد افتاد.

7-وضعیت گذرا و وضعیت تریم

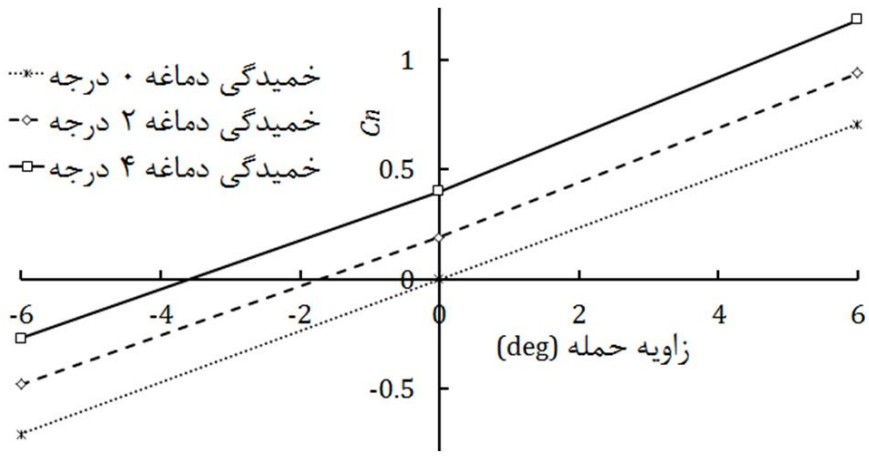
گشتاور حاصل از خمیدگی دماغه، موشک را ناپایدار کرده و دماغه آن را به سمت پایین می‌چرخاند و جریان نسبت به بدنه و بالک‌های دم زاویه حمله پیدا می‌کند. نیروی ایجاد شده در بالک‌های دم سعی دارد از چرخش اضافی موشک جلوگیری کرده و آن را در وضعیت تعادلی جدیدی نگه دارد. در اثر این نیرو مرکز فشار به عقب میل کرده و در زاویه حمله معینی بر مرکز جرم منطبق می‌شود و موشک پس از مقداری نوسان حول مرکز جرم، به وضعیت تعادل جدید می‌رسد. این حالت تعادل را وضعیت تریم و زاویه حمله مربوطه را زاویه تریم متناظر با خمیدگی δ می‌نامند (شکل 17).



شکل 13 خطوط تراز فشار و گردابه در ناحیه بالک‌ها



شکل 14 تغییرات ضریب نیروی محوری نسبت به زاویه حمله در ماخ 3



شکل 15 تغییرات ضریب نیروی عمودی نسبت به زاویه حمله در ماخ 3

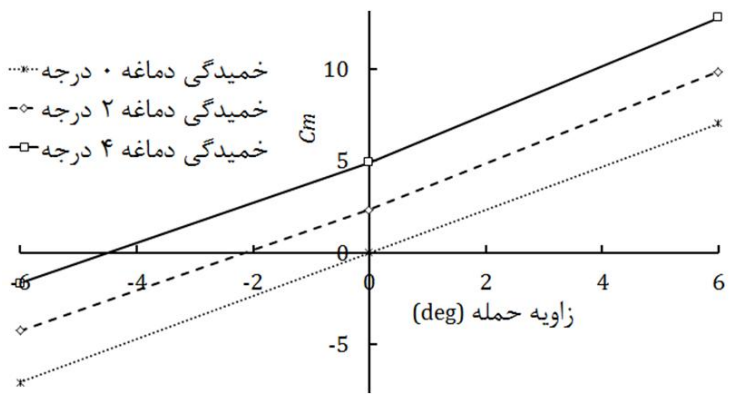
شکل 18 نشان می‌دهد که موشکی با هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal در جریانی با ماخ 5، با ایجاد 4 درجه خمیدگی در دماغه، از زاویه حمله صفر به سمت زاویه حمله حدود 4/5 درجه نسبت به بدنه (و 8/5 درجه نسبت به دماغه) دوران کرده و از آنجا که در این زاویه *Cm*=0 است، پس از مقداری نوسان به وضعیت تعادل می‌رسد. بنابراین نقاط برخورد منحنی‌های شکل 18 با محور افقی، وضعیت تعادل (یا زاویه تریم) را برای دو هندسه از موشک در ماخ 3 و 5 نشان می‌دهند. همچنین این منحنی‌ها ارتباطی خطی بین گشتاور و زاویه حمله را نشان می‌دهند که در روش هدایت با بالک کانارد چنین نیست [20].

به ازای هر زاویه از خمیدگی دماغه یک زاویه تریم به دست می‌آید. در اشکال 19 و 20، منحنی شرایط تریم در ماخ 3 و 5 (و بزرگ شده بخشی از منحنی) برای نه هندسه از موشک ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که تمام منحنی‌ها، علیرغم تفاوت هندسه و تغییر عدد ماخ، تقریباً خطی هستند.

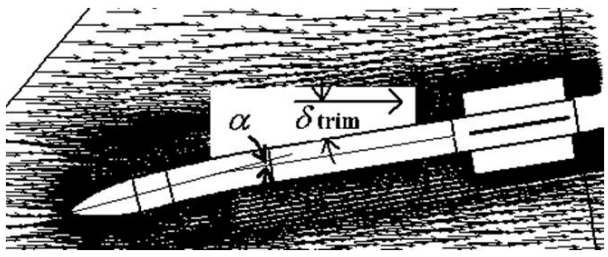
خطی بودن منحنی تریم از مزایای طرح هدایت با دماغه انعطاف‌پذیر است و باعث سادگی منطق کنترل می‌شود. همچنین در ماخ 5 زوایای تریم کوچک‌تر از ماخ 3 هستند و نیز در ماخ 5 منحنی‌های تریم بسیار به یکدیگر نزدیک شده‌اند و به عبارت دیگر اثر هندسه دماغه موشک بر شرایط تریم کاهش یافته است.

8- قدرت مانور از نگاه آیرودینامیک

در یک موشک هدایت‌شونده، قدرت مانور بیشتر یعنی موشک بتواند با شعاع انحناء هر چه کمتر تغییر مسیر دهد. این تعریف از دیدگاه دینامیک پرواز بیان شده و به عنوان مانور پروازی نیز شناخته می‌شود. در حرکت صفحه‌ای با سه درجه آزادی، نیروی برآ عمود بر مسیر پرواز است و بنابراین

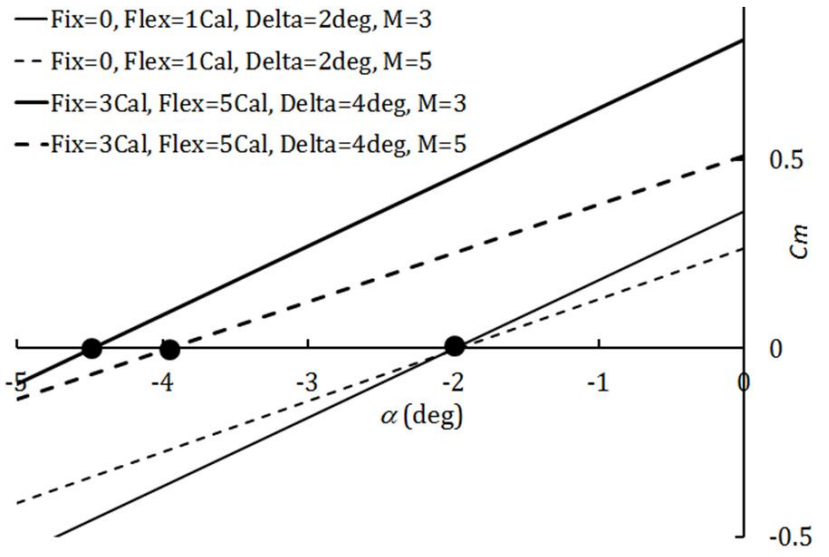


شکل 16 تغییرات ضریب گشتاور نسبت به زاویه حمله در ماخ 3

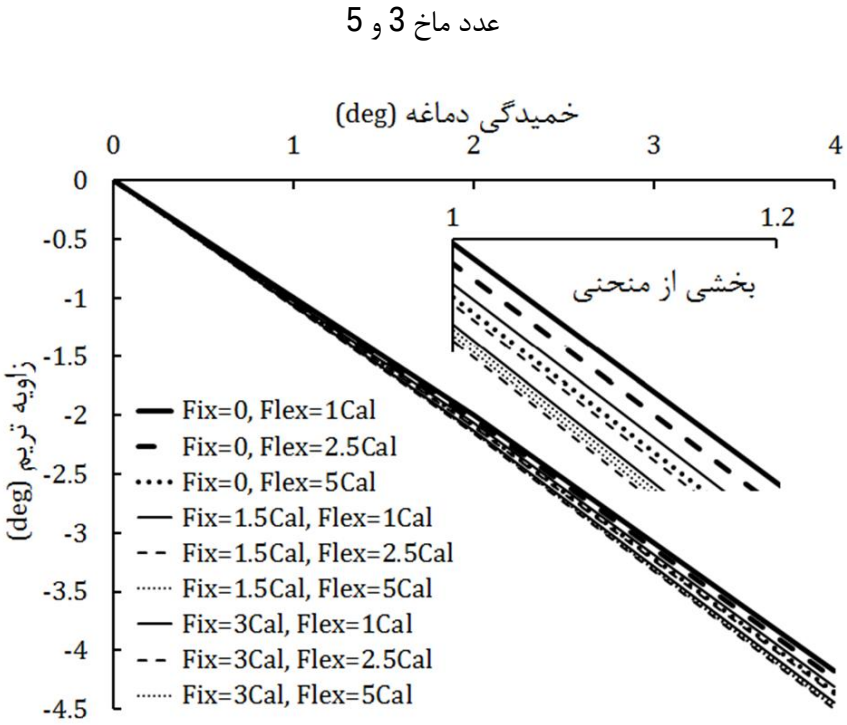


شکل 17 چرخش موشک در اثر گشتاور حاصل از خمیدگی دماغه و رسیدن به حالت تعادل جدید

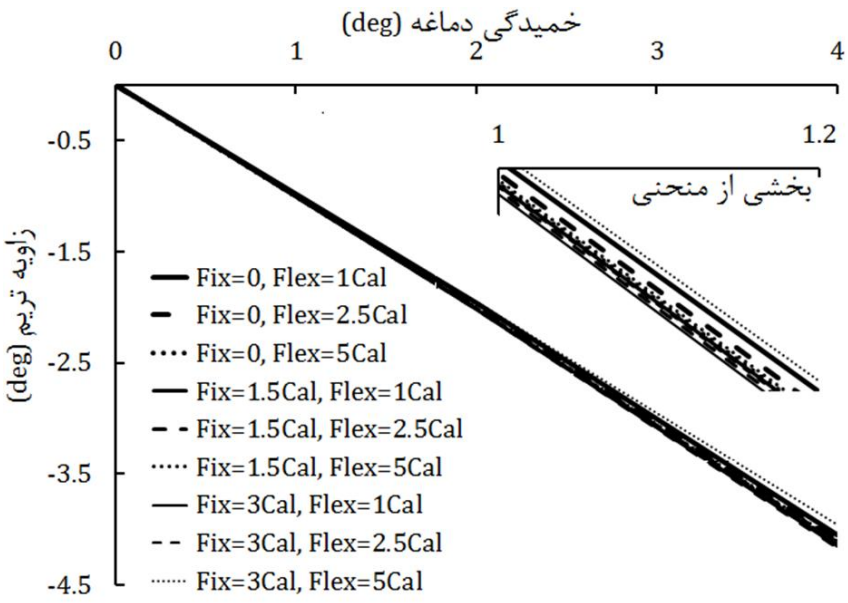
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]



شکل 18 تغییرات ضریب گشتاور نسبت به زاویه حمله برای دو هندسه از موشک در عدد ماخ 3 و 5

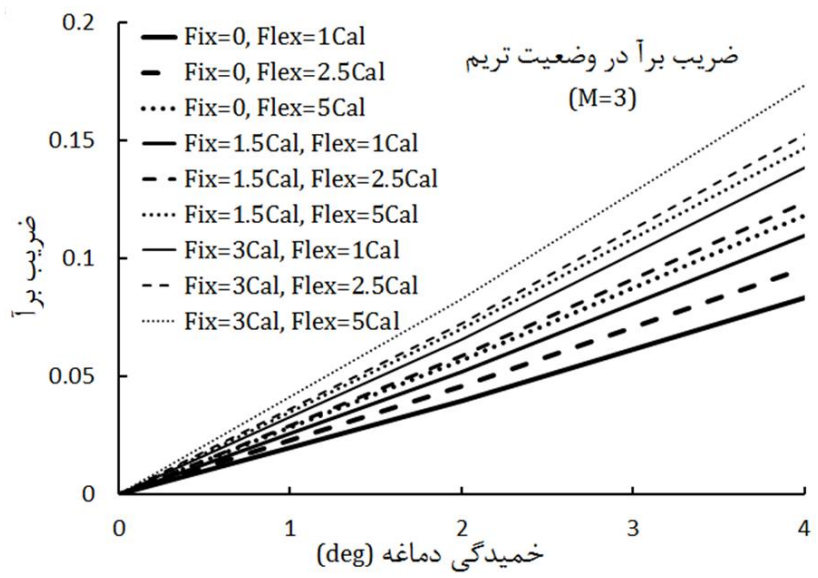


شکل 19 منحنی‌های تریم در ماخ 3

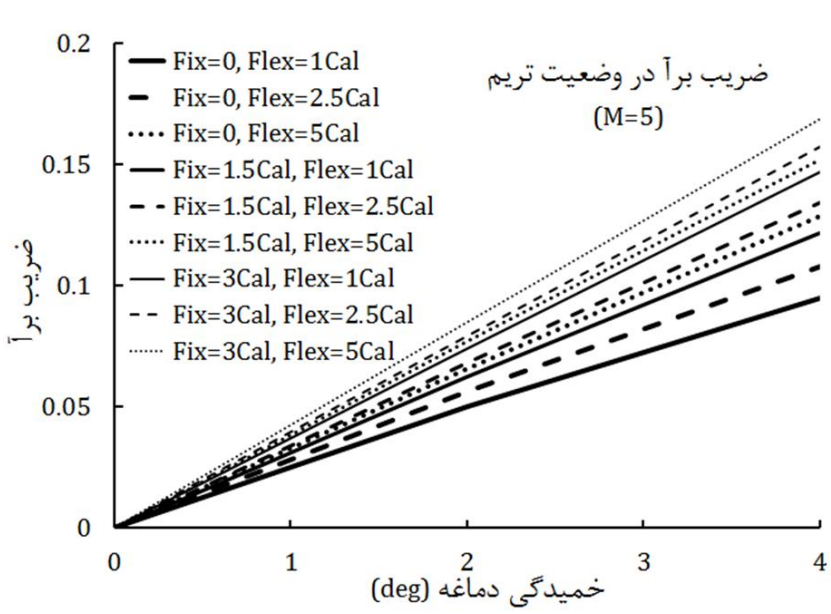


شکل 20 منحنی‌های تریم در ماخ 5

بزرگ بودن نیروی برآ به معنی کوچک شدن انحناء مسیر پرواز است. بنابراین جهت مقایسه قدرت مانور موشک‌ها از دیدگاه آیرودینامیک، ضریب برآی آن‌ها در وضعیت تریم در خمیدگی یکسان دماغه و سرعت یکسان مقایسه می‌شود. شکل‌های 21 و 22 نشان می‌دهند، بدون توجه به عدد ماخ، افزایش *Fix* و *Flex* باعث افزایش قدرت مانور شده و بیش‌ترین قدرت مانور مربوط به موشک با هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal است. همچنین این اشکال نشان می‌دهند که اهمیت افزایش 1.5Cal به متغیر *Fix* بیش از اثر همین مقدار افزایش در متغیر *Flex* است. در توضیح این تفاوت بایستی به شکل 9 رجوع شود. در این شکل مشخص است که افزایش طول بخش *Flex* نمی‌تواند به



شکل 21 مقایسه ضریب برآی نه موشک در وضعیت تریم در عدد ماخ 3



شکل 22 مقایسه ضریب برآی نه موشک در وضعیت تریم در عدد ماخ 5

اندازه افزایش طول بخش *Fix* به افزایش طول دماغه خمیده کمک کند.

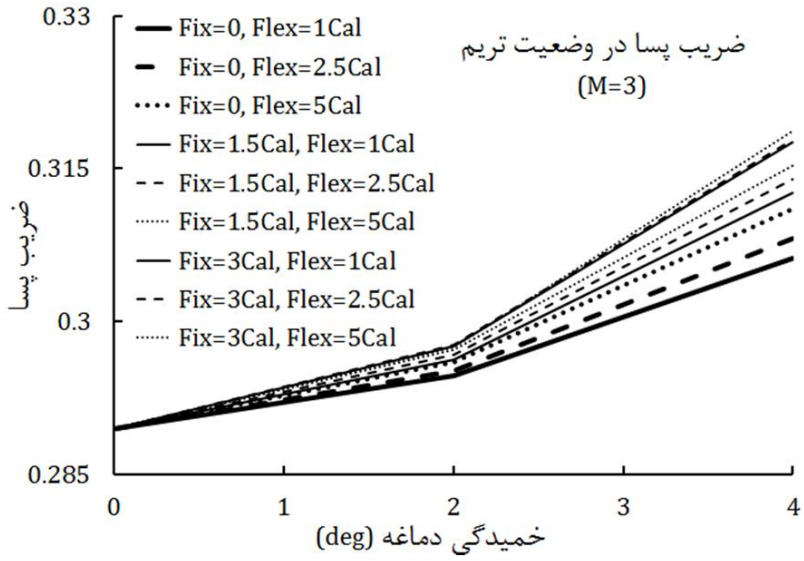
همچنین این اشکال نشان می‌دهند ارتباط ضریب برآ در وضعیت تریم و زاویه خمیدگی دماغه تقریبا خطی است. با افزایش عدد ماخ شیب خطوط نه منحنی به یکدیگر نزدیک‌تر شده و بنابراین اثر هندسه دماغه کاهش می‌یابد به نحوی که در هندسه *Fix*=0 و *Flex*=1Cal شیب خط با افزایش عدد ماخ افزایش یافته و در هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal شیب خط با افزایش عدد ماخ کاهش می‌یابد. این پدیده به دلیل افزایش قدرت موج ضربه ای دماغه و تحت‌الشعاع قرار گرفتن اثر خمیدگی است.

اما در یک رژیم پروازی نیروی پسا باعث افت سرعت شده و با کاهش سرعت، نیروی برآ نیز کاهش می‌یابد. بنابراین افزایش ضریب پسا باعث کاهش قدرت مانور از دیدگاه دینامیک پرواز خواهد شد. شکل 23 نشان می‌دهد افزایش *Fix* و *Flex* باعث افزایش پسا شده و بیش‌ترین پسا مربوط به *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal است. حال این سوال مطرح است که افزایش پسا اهمیت بیشتری دارد و یا افزایش برآ؟ اثر متغیر پسا در دیدگاه آیرودینامیک پنهان می‌ماند مگر اینکه تابع هدف جدیدی با ترکیب دو متغیر برآ و پسا تعریف شود. در بسیاری از موارد نسبت متغیر مفید برآ به متغیر مضر پسا به عنوان تابع هدف تعریف می‌شود ولی مسلما چنین نسبتی در بر گیرنده آثار ترکیبی این دو متغیر نیست.

9- قدرت مانور از نگاه دینامیک پرواز

بهترین روشی که می‌توان اثر ترکیبی این دو متغیر را در نظر گرفت استفاده از نرم‌افزارهای دینامیک پرواز است. جهت بررسی قدرت مانور پروازی، موشک‌ها به صورت عمودی، با سرعت اولیه معادل سه ماخ و تراست

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]



شکل 23 مقایسه ضریب پسای نه موشک در وضعیت تریم در عدد ماخ 3

یکسان و با خمیدگی دماغه 4 درجه شلیک می‌شوند و با طی کردن مسیری نزدیک به یک نیم دایره به زمین باز می‌گردند. شکل 24 مسیر حرکت نه هندسه از موشک را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که هندسه *Fix*=0 و *Flex*=1Cal بیش‌ترین شعاع مسیر و هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal کم‌ترین شعاع مسیر را داراست.

قدرت مانور پروازی موشک به معنی توان آن در طی قوس‌ها با شعاع انحنای کمتر است. بنابراین برای بررسی قدرت مانور این موشک‌ها شعاع دایره‌ها مقایسه می‌شود. جدول 1 قدرت مانور نسبی این نه هندسه از موشک را نشان می‌دهد. در این جدول بیش‌ترین قدرت مانور 100 فرض شده است. ارتباط خطی قدرت مانور پروازی با دو متغیر *Fix* و *Flex* در اشکال 25 و 26 ترسیم شده است.

شیب خطوط نسبت به تغییر متغیر *Fix* حدود 7 و شیب خطوط نسبت به تغییر متغیر *Flex* حدود 3/5 است. این ارتباط تقریبا خطی است و شیب خطوط با افزایش متغیرهای *Fix* و *Flex* کمی کاهش یافته است.

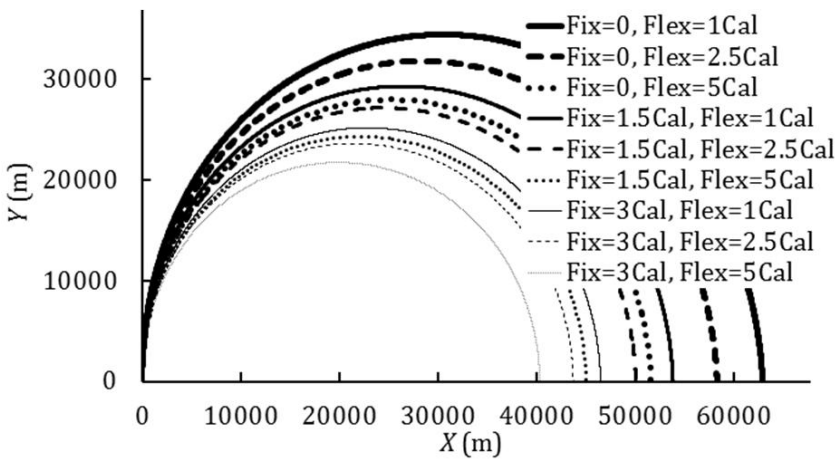
ارتباط قدرت مانور **پروازی** موشک با زاویه خمیدگی دماغه در شکل 27 و جدول 2 آمده است. این محاسبات مربوط به هندسه *Fix*=1.5Cal و *Flex*=2.5Cal است.

با توجه به شکل 27 قدرت مانور پروازی موشک نسبت به زاویه خمیدگی دماغه تغییراتی خطی دارد که منشاء آن خطی بودن منحنی تریم است.

مقایسه شکل‌های 21 و 24 نشان می‌دهد ضرایب پسای بیشتر نتوانسته است جایگاه هیچ‌یک از نه هندسه موشک را به لحاظ ترتیب قدرت مانور جابجا کند و در واقع نگاه آیرودینامیکی با نتایج دینامیک پرواز انطباق داشته است.

10- بحث و نتیجه‌گیری

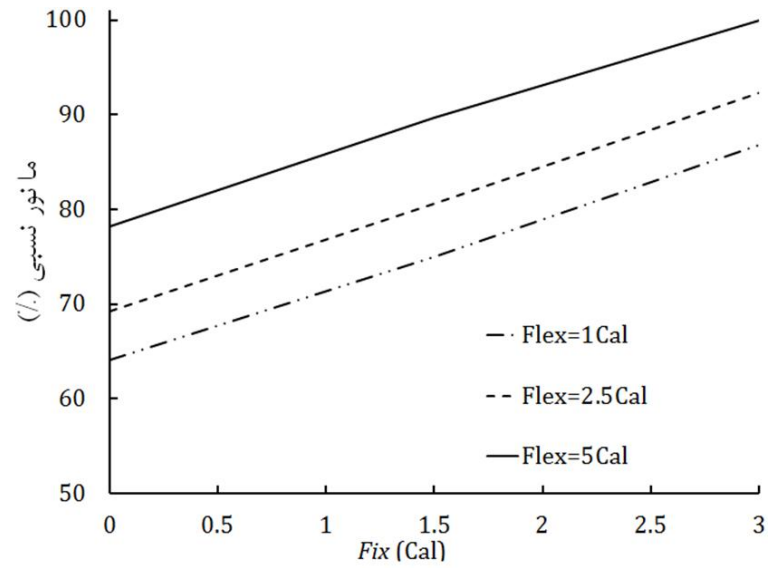
ایجاد خمیدگی در دماغه باعث عدم تقارن فشار در سطوح بالا و پایین دماغه



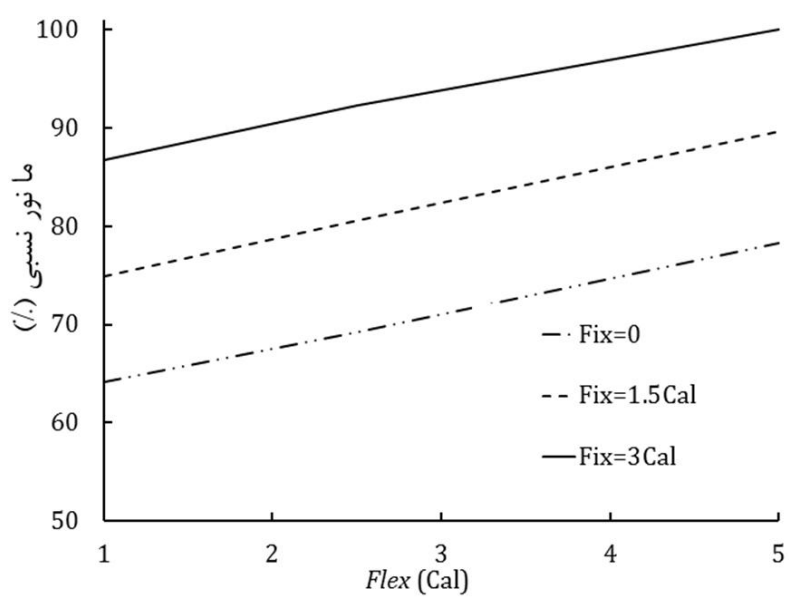
شکل 24 مسیر حرکت نه هندسه از موشک در حداکثر زاویه دماغه 4 درجه

جدول 1 مقایسه قدرت مانور پروازی نه هندسه از موشک در خمیدگی دماغه 4 درجه

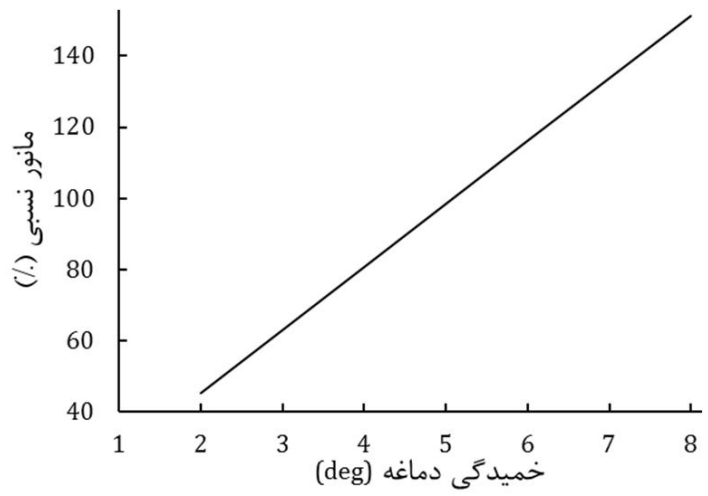
هندسه موشک		برد بازگشت به زمین	قدرت مانور پروازی
Fix (Cal)	*Flex* (Cal)	متر	%
0	1	62854	64/12
0	2/5	58242	69/2
0	5	51513	78/24
1/5	1	53780	74/94
1/5	2/5	50013	80/58
1/5	5	44975	89/61
3	1	46448	86/77
3	2/5	43684	92/26
3	5	40302	100



شکل 25 ارتباط قدرت مانور پروازی با متغیر *Fix*



شکل 26 ارتباط قدرت مانور پروازی با متغیر *Flex*



شکل 27 ارتباط قدرت مانور پروازی موشک با زاویه خمیدگی دماغه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]

جدول 2 مشخصات پروازی و قدرت مانور موشک در زوایای دماغه مختلف

قدرت مانور پروازی	برد بازگشت به زمین	خمیدگی دماغه
%	متر	درجه
45/2	89160	2
80/58	50013	4
116/18	34687	6
151/4	26619	8

و بدنه شده و نیروی عمودی حاصل، تولید گشتاور می‌نماید. همچنین دماغه خمیده باعث تولید گردابه‌هایی می‌شود که به پایین دست جریان منتقل می‌شود. علیرغم لزجت سیال، در فاصله 15 برابر قطر همچنان آثار این گردابه‌ها مشهود است. این گردابه با توجه به منشأ آن به سمت پایین متمایل است و تداخل آن‌ها با بالک‌ها نیرویی رو به بالا بر بالک‌های پایداری اعمال می‌کند که گشتاور حاصل از آن به گشتاور فرمان دماغه کمک می‌کند.

منحنی شرایط تریم برای نه هندسه از موشک، علیرغم تفاوت هندسه و تغییر عدد ماخ، تقریبا خطی هستند. این امر باعث سادگی منطق کنترل در موشک با دماغه انعطاف‌پذیر می‌شود. با افزایش عدد ماخ، زوایای تریم کاهش می‌یابند و منحنی‌های تریم به یکدیگر نزدیک می‌شوند و به عبارت دیگر اثر هندسه دماغه موشک بر شرایط تریم کاهش می‌یابد.

در حرکت صفحه‌ای نیروی برآ عمود بر مسیر است و نیروی برآی بزرگ‌تر باعث کاهش شعاع قوس مسیر می‌شود و بنابراین ضریب برآ در وضعیت تریم به عنوان مبنای آیرودینامیکی سنجش قدرت مانور موشک انتخاب می‌شود. بر این اساس، بدون توجه به عدد ماخ، طول بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر (*Fix* و *Flex*) باعث افزایش قدرت مانور شده و بیش‌ترین قدرت مانور مربوط به موشک با هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal و کم‌ترین قدرت مانور مربوط به موشک با هندسه *Fix*=0 و *Flex*=1Cal است. همچنین اثر متغیر *Fix* در قدرت مانور بیش از اثر متغیر *Flex* است.

نتایج این مطالعه همچنین نشان می‌دهد ارتباط ضریب برآ در وضعیت تریم و زاویه خمیدگی دماغه تقریبا خطی است و با افزایش عدد ماخ شیب این خطوط در هندسه‌های مختلف به یکدیگر نزدیک می‌شود.

افزایش متغیرهای *Fix* و *Flex* همزمان با افزایش برآ باعث افزایش پسا شده و بیش‌ترین پسا نیز مربوط به *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal است. از آنجا که افزایش پسا باعث کاهش سرعت و متعاقبا کاهش نیروی برآ می‌شود، بایستی با تحلیل دینامیک پرواز اثر همزمان این دو متغیر بر قدرت مانور بررسی شود، که در این تحقیق انجام گرفت. بررسی شعاع پرواز نه هندسه از موشک در مسیری دایروی نشان می‌دهد در شرایط یکسان هندسه *Fix*=3Cal و *Flex*=5Cal کم‌ترین و هندسه *Fix*=0 و *Flex*=1Cal بیش‌ترین شعاع مسیر را داراست و بنابراین بیش‌ترین و کم‌ترین قدرت مانور پروازی منطبق بر بیش‌ترین و کم‌ترین قدرت مانور آیرودینامیکی است و افزایش پسا نتوانسته است جایگاه نه هندسه موشک را در قدرت مانور تغییر دهد.

در این بررسی جزئیات یک موشک خاص مد نظر نبوده و بسیاری از شرایط پروازی مانند خارج از مرکزی جرم حاصل از خمیدگی دماغه بر اساس مفروضات ساده بنا شده است و در مطالعات تکمیلی یک موشک خاص نیاز به در نظر گرفتن جزئیات کامل است.

11- مراجع

[1] L. A. Darden and N. M. Komerath, Forebody Vortex Control at High Incidence Using A Moveable Nose Stagnation Point, AIAA 95-1775, *13th Applied Aerodynamics Conference,* 1995.
[2] L. A. Darden, K. G. Peterson and N. M. Komerath, Vortex Control Using a Moveable Nose With Pressure Feedback, AIAA 95-3468, *Atmospheric Flight Mechanics* Conference, 1995.
[3] W. H. Hathaway, G. Winchenbach, J. Krieger, Free-Flight Tests of 10-Degree Cones with a One Degree Articulation Angle, AIAA-1999-0434, *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,* 1999.
[4] M. E. Vaughn and L. M. Auman, A Productivity-Oriented Application of Computational Fluid Dynamics to the Design of a Hypervelocity Missile, AIAA 2002-2937, *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2002.
[5] M. E. Vaughn and L. M. Auman, Assessment of a Productivity-Oriented CFD Methodology for Designing a Hypervelocity Missile, AIAA 2003-3937, *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2003.
[6] M. E. Vaughn and L. M. Auman, An Initial Foray into the Productive Application of Computational Fluid Dynamics, *Aviation and Missile Research, Development, and Engineering Center,* Technical Report AMR-SS-08-07, 2008.
[7] M. E. Vaughn, An Application of Vorticity Confinement to Missile Aerodynamic Design, *24th Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2006-3866, 2006.
[8] M. E. Vaughn, Relating Vorticity Confinement to the Menter Shear Stress Transport Turbulence Model, *Aviation and Missile Research, Development, and Engineering Center,* Technical Report AMR-SS-08-11, 2008.
[9] W. B. Blake, E. D. Karni, A Cambered Body Method for Missile Datcom, *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2005-4971, 2005.
[10] B. Shoesmith, T. Birch, M. Mifsud, M. Meunier and S. Shaw, CFD Analysis of a Supersonic Projectile having a Deflectable Nose Control, *3rd AIAA Flow Control Conference,* AIAA 2006-3200, 2006.
[11] Y. Yang, S. Jung, T. Cho, R. Myong, An Aerodynamic Shape Optimization Study to Maximize the Range of a Guided Missile, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2010.
[12] H. Nobahari, Y. Nabavi, H. Pourtakdoust, Aerodynamic Shape Optimization of Unguided Projectiles Using Ant Colony Optimization and Genetic Algorithm, *25TH International Congress of the Aeronautical Sciences,* Sharif University of Technology, 2006.
[13] A. Z. Al-Garni, A. H. Kassem, A. M. Abdallah, Aerodynamic-Shape Optimization of Supersonic-Missiles Using Monte-Carlo, *International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E),* Vol. xx, n. x, 2008.
[14] M. Pasandideh-Fard and A. Khalghani, Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Projectile Fins, *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal,* Vol. 1, No. 1, 2012 (In Persian).
[15] A. Jameson, W.Schmidth and E.Turkel, Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge Kutta Time Stepping Schemes, AIAA paper 81-1259, *14th Fluid Dynamics and Plasma Dynamics Conference,* 1981.
[16] M. Pasandideh-Fard and M. Malek-Jafarian, Full Navier Stokes Computations of Supersonic Flows over a Body at High Angles of Attack and Investigation of Cross Flow Separation, *Scientia Iranica Journal,* Vol. 11, No. 4, pp. 339-350, 2004.
[17] H. Montazeri, *3D Numerical Analysis & Parametric Study of Supersonic Projectiles with Fins, Using Multi-block Grid Generations,* MSc. Thesis, Eng. Faculty of Ferdowsi Univ., Iran, 2005 (In Persian).
[18] M. M. Alishahi, H. Emdad and O. Abouali, 3-D Thin Layer Navier-Stokes Solution of Supersonic Turbulent Flow, *Scientia Iranica,* Vol. 10, No.1, pp. 74-83, 2003.
[19] R.P. Raklis, and W.B. Sturek, Surface pressure measurements on slender bodies at angle of attack at supersonic speeds, *U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground,* Maryland ARBRLMR-02876 (AD A064097), 1978.
[20] A. Khalghani, M.H. Javareshkian and M. Pasandideh Fard, Continuous Deflectable Nose versus Pivoted Nose and Canard Control Design for Fin Stabilized Missiles at Supersonic Speeds, *Journal of Aeronautical Engineering,* Vol. 15, No. 1, 2013 (In Persian).

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.10.15.9]