

مقایسه عملکرد طرح بالک کانارد، طرح دماغه مفصلی و طرح

دماغه انعطاف پذیر در هدایت موشک مافوق صوت

خلقانی، عباس^{۱*}، جوارشکیان، محمد حسن^۲ و پسندیده فرد، محمود^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

۲- دانشیار گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

۳- دانشیار گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

تاریخ پذیرش: ۹۳/۳/۱۰

تاریخ دریافت: ۹۲/۶/۱

چکیده

در تحقیق حاضر، جریان سه بعدی لزج در اطراف پرندۀ مافوق صوت با سه روش هدایت، شبیه سازی و نتایج حاصل بررسی می شود. حرکت دماغه می تواند توسط یک مفصل و یا به صورت انعطاف پذیری پیوسته باشد. مقایسه طرح دماغه انعطاف پذیر و بالک کانارد در ماخ ۳ و با زاویه تریم یکسان نشان می دهد ضریب پسا ی طرح بالک کانارد در شروع فرمان بیشتر ولی در وضعیت تریم کمتر و ضریب برای آن در شروع فرمان کمتر ولی در وضعیت تریم بیشتر است. از سوی دیگر طرح دماغه انعطاف پذیر در شروع فرمان بسیار قوی تر اعمال می کند و این برتری تا وضعیت پایدار ادامه دارد. دماغه مفصلی و دماغه انعطاف پذیر زاویه تریم تقریباً یکسانی دارند. چه در شروع فرمان و چه در زاویه تریم، ضریب پسا ی دماغه مفصلی بیشتر از طرح دماغه انعطاف پذیر است و ضریب برای آن کمتر است. همچنین قدرت فرمان دماغه انعطاف پذیر کمی بیشتر است. با افزایش عدد ماخ، زاویه تریم هر سه طرح بزرگ تر می شود. فرامین دماغه خمیده در ماخ ۵ شدیداً تقویت می شود ولی فرامین بالک کانارد رشد کمتری دارد. دماغه مفصلی و دماغه انعطاف پذیر در ماخ ۵ نیز زاویه تریم تقریباً یکسانی دارند و با افزایش عدد ماخ نیروی پسا و قدرت فرامین در این دو طرح به هم نزدیکتر شده ولی قدرت مانور دماغه انعطاف پذیر بهبود بیشتری می یابد.

واژه های کلیدی: آیرودینامیک، دماغه متحرک، هدایت با بالک کانارد، بدنه انعطاف پذیر.

مقدمه

بسیاری از طرح‌های مهندسیین هوافضا از طبیعت اقتباس شده است. بال‌های هواپیما در پرواز و بالچه‌های موشک در تغییر جهت، تقلید واضحی از پرنده‌گان و ماهی‌ها هستند. بسیاری از ماهی‌های تندرو به کمک انعطاف بدن تغییر جهت می‌دهند و مدت‌هاست مهندسیین در پی استفاده از دماغه متحرک در هدایت پرنده‌های سریع هستند.

کاتزان و یورگنسن [۱] در ۱۹۵۶ ضریب گشتاور پیچشی سه طرح از موشک هدایت شونده را در ماخ ۲ و ۳/۳ مقایسه کردند. این موشک‌ها دارای بال‌های اصلی ثابت یکسان بوده و بالک‌های دم در طرح اول در امتداد بال و در طرح دوم بین بال‌ها بود. در طرح سوم بجای بالک‌های متحرک دم، از دماغه مفصلی استفاده شده بود. آن‌ها نشان دادند که طرح دوم عملکرد مناسب‌تری دارد ولی با افزایش عدد ماخ، کارایی طرح دماغه مفصلی به طرح دوم نزدیک می‌شود.

وینوویچ و همکارانش [۲] ضریب گشتاور پیچشی چهار طرح از موشک هدایت شونده را در ماخ ۲ و ۳ مقایسه کردند. این موشک‌ها دارای همان طرح‌های مورد مطالعه کاتزان و یورگنسن بودند ولی طرح چهارمی با بالک‌های کانارد افزوده شد. بررسی آن‌ها نشان می‌دهد که، در حضور بال‌های اصلی، کنترل موشک توسط بالک‌های دم مزایای بیشتری بر طرح‌های دیگر دارد. نتایج بررسی آنان نشان داد که طرح دماغه مفصلی پسای کمتری از طرح‌های دیگر دارد.

تامسون [۳]، مدلی را که ترکیبی از بدنه استوانه‌ای با دماغه اگیو مفصلی بود را در تونل باد قرار داده و در ماخ ۰/۸ الی ۲، ضرایب آیرودینامیکی را استخراج کرد. وی در هر زاویه δ از دماغه، زاویه حمله α را تعیین کرد که گلوله در حالت پایدار قرار گرفته و ضریب گشتاور پیچشی آن صفر شود (نقطه تریم). وی بیان می‌دارد که در جریان مادون صوت، گشتاور پیچشی کمی در دماغه مفصلی تولید شده و قابلیت مانور این طرح کم است ولی استفاده از دماغه مفصلی بلندتر، به افزایش گشتاور و خطی شدن منحنی تریم کمک می‌کند.

بارت [۴]، گلوله‌ای قابل شلیک از لوله با دماغه مفصلی را بررسی کرد. وی مخروطی با زاویه ۲۰ درجه را به دو قسمت کرده و با مفصلی کروی به یکدیگر متصل کرد. مخروط نوک تیز به عنوان دماغه و مخروط ناقص به عنوان بدنه استفاده شد. چندین میله عملگر پیزوالکتریک جهت تغییر زاویه دماغه بکار

برده شد.

فوقن و امان [۵، ۶ و ۷]، نرم‌افزار کامپیوتری سریعی برای بررسی آیرودینامیک موشک با دماغه خمیده تولید کرده و نتایج آن‌را با تونل باد مقایسه کردند. نرم‌افزار کامپیوتری آن‌ها که بر اساس حل معادلات جریان غیر لزج اویلر و به روش تفاضل محدود کار می‌کند، قادر است موشک با دماغه خمیده و موشک با بالک کانارد را به صورت خودکار مش‌بندی کرده و میدان جریان اطراف آن‌ها را در رژیم جریان فرا صوت محاسبه نماید. نرم‌افزار مذکور ETA نام گرفت. آن‌ها دو نمونه از موشک‌های یاد شده را که هر دو با هشت بالک دم پایدار می‌شوند در ماخ ۳، با نرم‌افزار ETA مدل‌سازی کردند و نشان دادند که وقتی مجموع زاویه حمله و انحراف دماغه بیش از ده درجه باشد، تقریب اویلر باعث خطای زیاد می‌شود.

فوقن [۸ و ۹]، تکنیک تسخیر گردابه را به نرم‌افزار ETA افزوده و توانست اثر گردابه‌های حاصل از دماغه خمیده را بهتر ارزیابی کند. وی برای مدل کردن گردابه از شکل بهبود یافته مدل اغتشاشی دو معادله‌ای SST منتر سود جست.

لاندر و همکارانش [۱۰]، در تحقیقی به مقایسه هدایت توسط بالک‌های کانارد با هدایت توسط دماغه خمیده پرداختند. آن‌ها یک موشک باریک با نسبت طول به قطر معادل ۲۳/۵ را در ماخ ۳ و ۶ بررسی کردند. آن‌ها پایداری و قدرت مانور این موشک را در دو وضعیت کانارد و دماغه خمیده، مورد بررسی تئوریک (حل لزج و غیر لزج) و آزمایشگاهی (تونل باد) قرار دادند. بررسی تئوریک آن‌ها بر اساس حل اویلر (کد ETA) و نیز معادلات کامل ناویر استوکس (کد GASP) انجام گرفت.

دماغه خمیده در زوایای خمیدگی ۸، ۶، ۴، ۲ و ۰ درجه و بالک کانارد در زوایای انحراف ۳۰، ۲۰، ۱۰ و ۰ و کل موشک نیز در زوایای حمله ۱۰ و ۰ درجه قرار گرفت. گشتاورسنجی حول وسط محور موشک انجام شد و آن‌ها نشان دادند که قدرت مانور موشک با دماغه خمیده بیشتر است. همچنین محاسبات آن‌ها نشان داد که به علت حذف اثر پسای بالک‌های کانارد، نیروی پسا در موشک با دماغه خمیده ۵٪ (در ماخ ۳) الی ۱۳٪ (در ماخ ۶) کمتر از موشک با بالک کانارد است و نیز در شرایط تریم، نیروی محوری در موشک با دماغه خمیده ۱۰٪ (در ماخ ۳) الی ۳۰٪ (در ماخ ۶) کمتر از موشک با بالک کانارد است، ولی آن‌ها زاویه تریم یکسانی برای دو طرح در نظر نگرفتند و این امر از اهمیت نتایج فوق می‌کاهد.

و هدایت با بدنه انعطاف‌پذیر بررسی و مقایسه کرد. چن در طرح بدنه انعطاف‌پذیر، بدنه را به دو بخش تقسیم کرد. طولی حدود ۵/۵ کالیبر را به بدنه انعطاف‌پذیر اختصاص داده و بقیه (قسمت انتهایی بدنه) را سلب در نظر گرفت. در بخش انعطاف‌پذیر بدنه، دو جفت میله پیزوالکتریک به عنوان عملگر بکار رفت. پایداری موشک، در هر سه طرح، توسط ۸ بالک دم تأمین می‌شد. آیرودینامیک هر سه نوع موشک، در ماخ ۳ و ۶، بر اساس روش پنل مرتبه بالا محاسبه و با نتایج تونل باد مقایسه شد. طرح بدنه انعطاف‌پذیر چن در واقع همان طرح دماغه انعطاف‌پذیر پژوهشگران دیگر است ولی بجای مفصل و شکستگی، از خمیدگی پیوسته استفاده شده است.

در پژوهش حاضر نیز مقایسه‌ای بین طرح هدایت با بالک کانارد، هدایت با دماغه مفصلی و هدایت با دماغه انعطاف‌پذیر پیوسته می‌شود. در این پژوهش هندسه‌ای مشابهی برای هر سه طرح در نظر گرفته شده است ولی اندازه سطح بالک کانارد در مقایسه با موقعیت خمیدگی دماغه مورد چالش قرار گرفته و مزیت آیرودینامیکی سه طرح از چند دیدگاه بررسی می‌شود.

معادلات حاکم بر جریان سیال و گسسته سازی

معادلات ناویر-استوکس ناپایای سه بعدی، تراکم‌پذیر، بدون حضور نیروهای جسمی و انتقال حرارت در دستگاه مختصات منحنی الخط بصورت زیر نوشته می‌شوند:

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

$$\hat{E} = \hat{E}_i - \hat{E}_v, \quad \hat{F} = \hat{F}_i - \hat{F}_v, \quad \hat{G} = \hat{G}_i - \hat{G}_v$$

در رابطه (۱)، \hat{G}_i و \hat{F}_i و \hat{E}_i بردارهای شار غیر لزج می‌باشند که بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\hat{q} = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \hat{E}_i = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x P \\ \rho v U + \xi_y P \\ \rho w U + \xi_z P \\ (e + P)U \end{bmatrix} \quad (2)$$

شوزمیت و همکارانش [۱۱]، میدان جریان در اطراف موشکی با دماغه خمیده را در ماخ ۳ بررسی عددی کردند. ضرایب آیرودینامیکی محاسبه شده از حل عددی با نتایج تونل باد مقایسه شد. ضریب نیروی عمودی (Cn) و ضریب گشتاور پیچشی (Cm) محاسبه شده با نتایج آزمایشگاهی انطباق خوبی داشته است، ولی ضریب نیروی محوری (Ca) 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.

شوزمیت و همکارانش، میدان جریان را به روش غیر لزج و نیز لزج حل کردند. در حل لزج جریان، از مدل اغتشاشی یک معادله‌ای اسپالارت-آماراس و نیز مدل جبری بلدوین-لمکس استفاده شد. ضریب نیروی عمودی (Cn) محاسبه شده توسط حل لزج انطباق بهتری با نتایج تجربی داشته ولی ضریب گشتاور پیچشی (Cm) محاسبه شده توسط حل غیر لزج انطباق بهتری با نتایج تجربی داشته است.

میفساد [۱۲]، در پایان‌نامه دکترای خود به تولید نرم‌افزار کامپیوتری سریعی بر اساس روش POD پرداخت و دقت آن را قابل مقایسه با روش‌های CFD برآورد کرد. وی سپس توسط این نرم‌افزار به بررسی میدان جریان در اطراف موشکی با دماغه خمیده، در ماخ ۳، پرداخت. هندسه این موشک مشابه با تحقیق شوزمیت و همکارانش بود و نتایج محاسبات خود را با نتایج آنان مقایسه کرد. میفساد و همکارانش [۱۳ و ۱۴]، به بهبود نرم‌افزار POD پرداخته و دقت آن را افزایش دادند.

ساگنگ و کین [۱۵]، لیانگ سیان و همکارانش [۱۶] و [۱۷]، جان و همکارانش [۱۸ و ۱۹]، گاوو و همکارانش [۲۰]، یانبو و همکارانش [۲۱] و همچنین فانی و پراوین [۲۲] به بررسی دینامیک و روش‌های کنترل موشک هدایت‌شونده با دماغه خمیده پرداخته‌اند. در نگاهی دینامیکی، حرکت دماغه باعث تغییر مکان مرکز جرم شده و بدنه موشک با حرکتی معکوس مایل است موقعیت مرکز جرم را ثابت نگاه دارد ولی این فرآیند همراه با نوساناتی خواهد بود که هر چه مرکز جرم به محل مفصل دماغه نزدیکتر باشد مقدار این نوسانات کمتر است.

چن [۲۳] طرح بدنه انعطاف‌پذیر را به عنوان طرحی نو با مزایای بیشتر معرفی کرد. وی آیرودینامیک این موشک را در سه وضعیت هدایت با بالک کانارد، هدایت با دماغه انعطاف‌پذیر

و با جایگزینی پارامترهای $\hat{E} = \hat{E}_i - \hat{E}_v$, $\hat{F} = \hat{F}_i - \hat{F}_v$ و $\hat{G} = \hat{G}_i - \hat{G}_v$ معادله (۱) را می‌توان چنین نوشت:

$$J^{-1}q_t + \hat{E}_\xi + \hat{F}_\eta + \hat{G}_\zeta = 0 \quad (5)$$

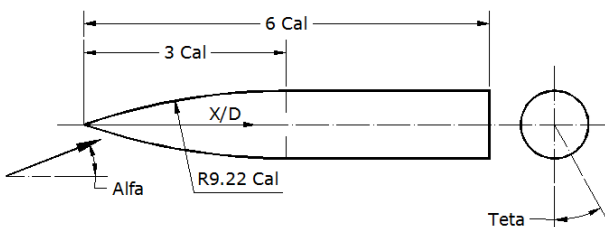
جیمسون [۲۴]، برای انفصال معادلات فوق، از روش حجم محدود استفاده و برای گام زنی در زمان روش رانگ- کوتای اصلاح شده را همراه با چند دسته از جملات اتلافی به کار برد. روش مذکور از رابطه زیر برای حل معادله (۵) استفاده می‌کند:

$$q^{(k)} = q^{(0)} - \alpha_k \frac{\Delta t}{J^{-1}} [D_\xi \hat{E}^{(k-1)} + D_\eta \hat{F}^{(k-1)} + D_\zeta \hat{G}^{(k-1)} - AD] \quad \alpha_k = \left(\frac{1}{4}, \frac{1}{3}, \frac{1}{2}, 1 \right) \quad (6)$$

در رابطه فوق، $q^{(0)}$ 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 می‌باشد. ضریب α_k بگونه‌ای تعیین می‌شود که بازه پایداری بیشینه شود.

اعتبارسنجی کد

امداد و همکاران [۲۵] جریان مغشوش سه بعدی در اطراف دماغه آگیو و بدنه استوانه‌ای به طول ۶ کالیبر (شکل ۱) را در ماخ ۳ و ۴ بررسی و نتایج حل عددی را با نتایج تست تونل باد [۲۶] مقایسه کردند. آن‌ها معادلات سهموی نایر-استوکس را به روش المان‌های محدود و شیوه بالادست و مدل اغتشاشی بلدوین-لمکس دو لایه حل نمودند.



شکل ۱: دماغه آگیو مماسی و بدنه استوانه‌ای به طول ۶ کالیبر
این جریان توسط کد مورد استفاده در این پژوهش نیز شبیه‌سازی شد. در اشکال ۲ الی ۵ نتایج این دو روش محاسباتی با نتایج تجربی مقایسه شده است. مشاهده می‌شود

$$\hat{F}_i = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x P \\ \rho v V + \eta_y P \\ \rho w V + \eta_z P \\ (e + P)V \end{bmatrix}, \quad \hat{G}_i = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x P \\ \rho v W + \zeta_y P \\ \rho w W + \zeta_z P \\ (e + P)W \end{bmatrix}$$

همچنین در این رابطه، \hat{E}_v و \hat{F}_v و \hat{G}_v بردارهای شار لزج و شار حرارتی می‌باشند و بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\hat{E}_v = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{zx} + \xi_y \tau_{zy} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y + \xi_z \beta_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\hat{F}_v = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{zx} + \eta_y \tau_{zy} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y + \eta_z \beta_z \end{bmatrix}$$

$$\hat{G}_v = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{yx} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{zx} + \zeta_y \tau_{zy} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ \beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \\ \beta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \end{cases}$$

در روابط فوق u , v و w مولفه‌های سرعت بدون بعد در دستگاه دکارتی و U , V و W مولفه‌های سرعت پادوردا (Contravariant) می‌باشند. ρ دانسیته 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):

$$e = \frac{P}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \quad (4)$$

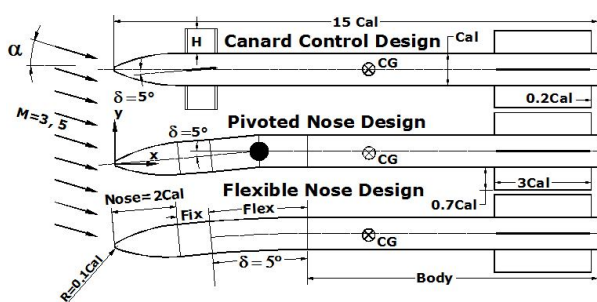
در رابطه فوق، γ نسبت حرارت مخصوص سیال می‌باشد. با فرض اینکه حجم سلول (J^{-1})، مستقل از زمان است

در زوایای حمله بالاتر و طول‌های بلندتر که لایه مرزی رشد زیادی پیدا می‌کند، جدایش جریان و برخورد موج شوک با لایه مرزی، موجب پیچیدگی زیاد جریان و خطای بیشتر مدل‌های اغتشاشی می‌شود. شکل ۵ این موضوع را نشان می‌دهد.

هندسه

هر سه طرح مورد بررسی دارای دماغه آگيو مماسی با نوک کروی و بدنه استوانه‌ای هستند.

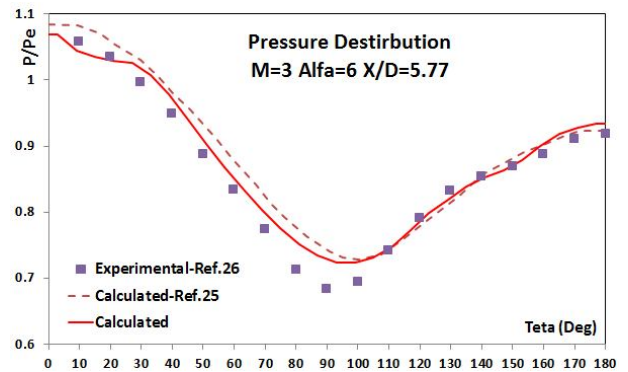
شعاع نوک کروی ۰/۱ و طول دماغه ۲ برابر قطر و طول کل ۱۵ برابر قطر در نظر گرفته شده است. چهار بالک پایداری در انتهای بدنه قرار دارد که جزئیات آن در شکل ۶ آمده است. در طرح هدایت کانارد، چهار بالک به فاصله ۰/۲ کالیبر از ابتدای بدنه قرار دارند که دو بالک کانارد افقی حول محور میانی چرخانده می‌شوند و دو بالک قایم ثابتند. عرض بالک‌ها برابر قطر و ارتفاع (H) آن‌ها بر اساس گشتاور لازم محاسبه می‌شود. در طرح دماغه مفصلی، طول بدنه از نوک دماغه تا مفصل ۴/۵ برابر قطر است. در طرح دماغه انعطاف‌پذیر، 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. در این طرح طول بخش ثابت معادل قطر و طول بخش انعطاف‌پذیر ۳ برابر قطر است. جریان هوا با ماخ ۳ در امتداد بدنه اصلی می‌وزد و رینولدز (بر اساس قطر) معادل 7×10^6 است.



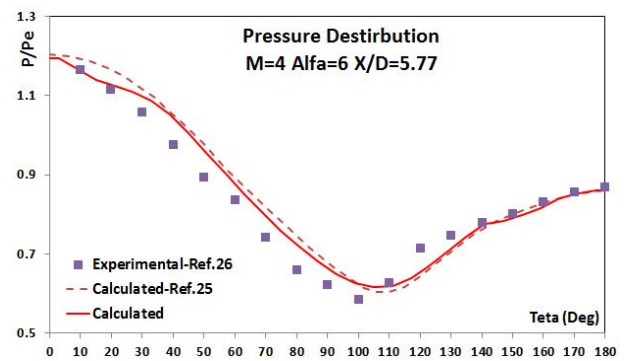
شکل ۶: هندسه در سه طرح بالک کانارد، دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر

با فرض جسم توپیر و یکنواخت، مختصات مرکز جرم در طرح بالک کانارد $X_{cg} = 7.914 \text{ cal}$ و $Y_{cg} = 0$ ، در طرح دماغه مفصلی $X_{cg} = 7.895 \text{ Cal}$ و $Y_{cg} = -0.0336 \text{ Cal}$ و در طرح دماغه انعطاف‌پذیر $X_{cg} = 7.895 \text{ Cal}$ و $Y_{cg} = -0.0341 \text{ Cal}$ است.

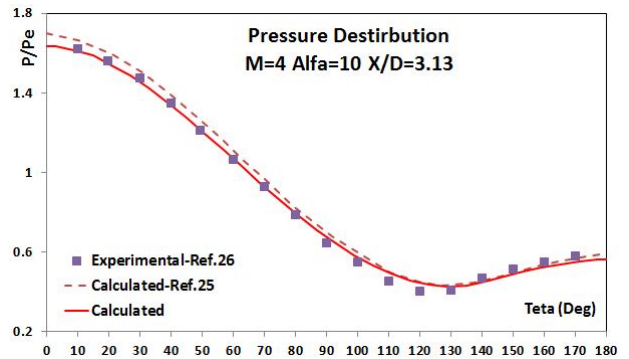
نتایج کد حاضر انطباق بهتری با نتایج تونل باد نشان می‌دهد.



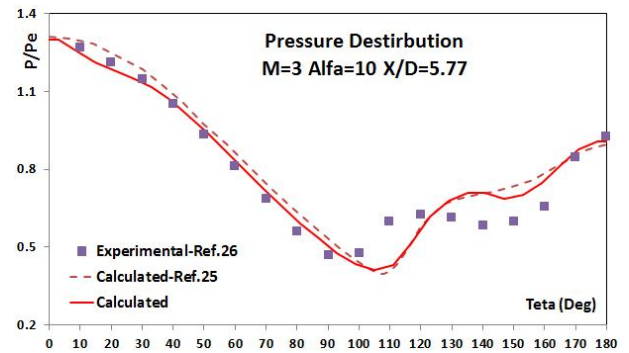
شکل ۲: توزیع فشار محیطی در ماخ ۳ و زاویه حمله ۶



شکل ۳: توزیع فشار محیطی در ماخ ۴ و زاویه حمله ۶

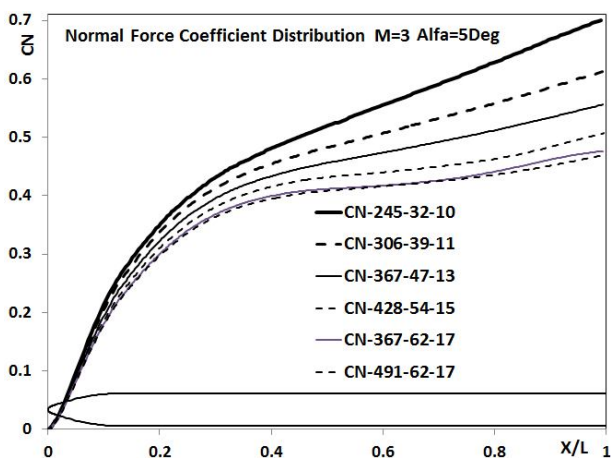


شکل ۴: توزیع فشار محیطی در ماخ ۴ و زاویه حمله ۱۰

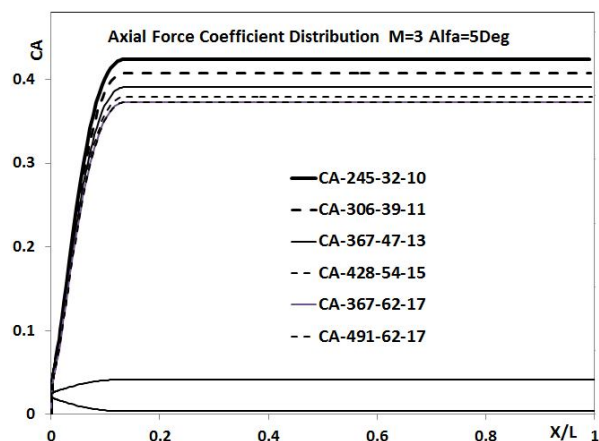


شکل ۵: توزیع فشار محیطی در ماخ ۳ و زاویه حمله ۱۰

۸ و ۹ تغییرات ضریب نیروی عمودی و محوری چند نوع شبکه‌بندی را نشان می‌دهند. ضرایب مذکور بر اساس سطح قاعده پرتابه‌ها محاسبه شده است. مشخص است که نتایج حاصل از شبکه‌های درشت دقت کافی ندارد و با ریز کردن شبکه نتایج به یکدیگر نزدیکتر می‌شوند. در این شکلها مشاهده می‌شود که منحنی ضریب نیروی محوری مربوط به شبکه $491 \times 62 \times 17$ و شبکه $367 \times 62 \times 17$ منطبق شده‌اند ولی ضریب نیروی عمودی مربوط به این دو شبکه اختلاف کمی دارند؛ بنابراین در این وضعیت دقت شبکه $491 \times 62 \times 17$ مناسب به نظر می‌رسد.



شکل ۸: ضریب نیروی عمودی در ماخ ۳ و زاویه حمله ۵

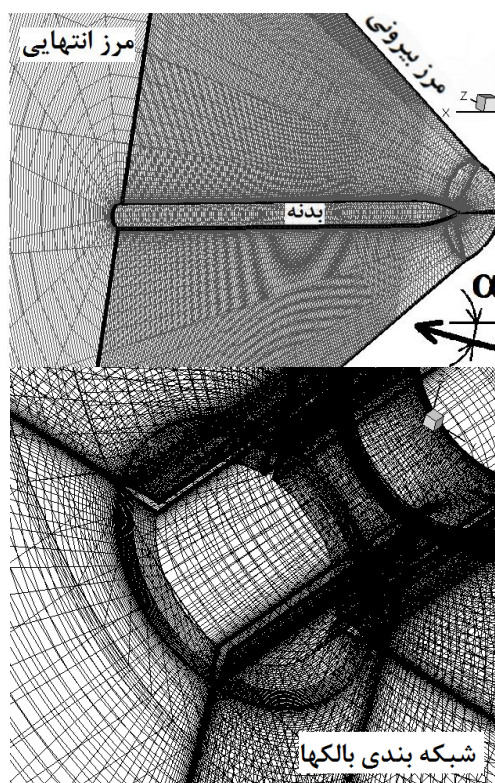


شکل ۹: ضریب نیروی محوری در ماخ ۳ و زاویه حمله ۵

با ایجاد خمیدگی در دماغه، پیچیدگی میدان جریان افزایش می‌یابد و گاهی نیاز به شبکه ریزتری تا $550 \times 72 \times 22$ بوده است. در تحلیل طرح بالک کانارد، شبکه در اطراف بالک‌ها ریزتر شده و مجموع المان‌ها افزایش یافته است. همچنین در

شبکه‌بندی و شرایط مرزی

در این پژوهش جریان مافوق صوت بر اساس حل لزوج محاسبه شده و بنابراین شبکه بر اساس تسخیر شوک و لایه مرزی مجاور دیواره ریز شده است. چنانچه زاویه حمله صفر باشد میدان جریان را می‌توان دو بعدی حل کرد ولی اگر زاویه حمله صفر نباشد میدان جریان سه بعدی است، اما مطابق شکل ۷، میدان جریان نسبت به صفحه XY تقارن دارد و کفایت نیمی از میدان به صورت سه بعدی حل شود.



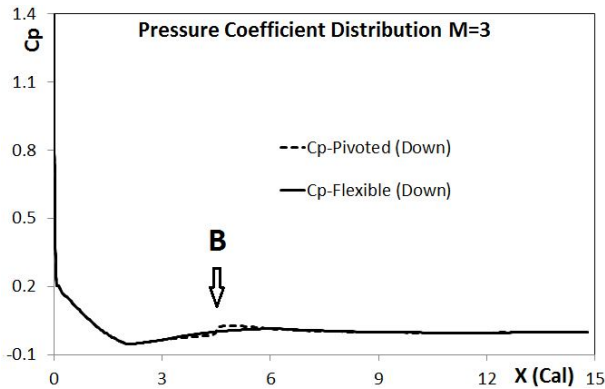
شکل ۷: نحوه شبکه‌بندی میدان جریان

در این میدان محاسباتی 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 (شکل ۷).

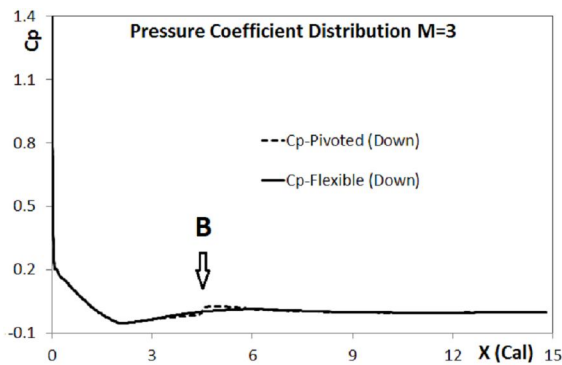
بدنه‌ای ساده به طول ۱۵ کالیبر که در جریانی از هوا به ماخ ۳ و زاویه حمله ۵ درجه قرار دارد مورد بررسی قرار گرفت. اشکال

پسا می‌شوند.

تفاوت هندسی طرح‌های دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر در زاویه ۵ درجه ناچیز به نظر می‌رسد ولی در اشکال ۱۱ و ۱۲ مشاهده می‌شود که نوسانات فشار در ناحیه شکستگی مفصلی (انبساط در نقطه A و تراکم در نقطه B) بیش از دماغه انعطاف‌پذیر است. همچنین مشخص است که کانتورهای فشار در ناحیه دماغه و بخش ثابت کاملاً یکسان است و این بدان دلیل است که در جریان مافوق صوت، بالادست جریان از پایین‌دست جریان هیچ تأثیری نمی‌گیرد.



شکل ۱۳: مقایسه توزیع ضریب فشار در سطح بالایی



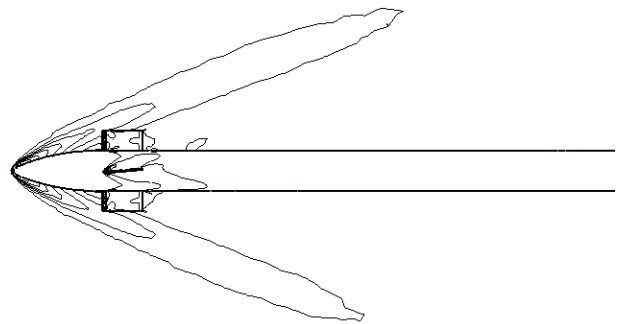
شکل ۱۴: مقایسه توزیع ضریب فشار در سطح پایینی

توزیع ضریب فشار در سطح بالایی این دو طرح در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود. مشخص است که شکستگی A باعث افت ناگهانی ضریب فشار شده است، به نحوی که در طرح مفصلی فشار قبل از رسیدن به نقطه A بیش از طرح انعطاف‌پذیر است ولی بلافاصله پس از این نقطه، فشار در طرح مفصلی کمتر از طرح انعطاف‌پذیر است. همچنین شکل ۱۴ توزیع ضریب فشار در سطح پایینی این دو طرح را نشان می‌دهد. مشخص است که شکستگی B باعث افزایش ناگهانی ضریب فشار شده است، به نحوی که در طرح مفصلی فشار قبل از رسیدن به نقطه B کمتر و پس از آن بیشتر از طرح

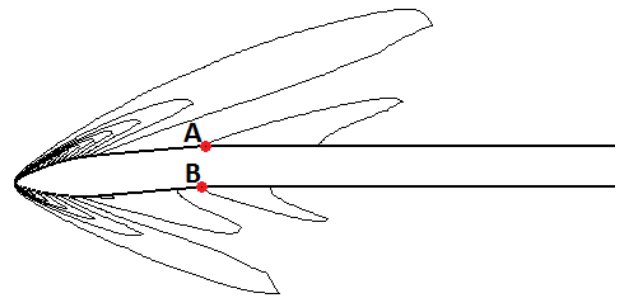
تحلیل جریان اطراف هندسه شکل ۱، از شبکه $32 \times 52 \times 300$ استفاده شد.

مقایسه عملکرد طرح بالک کانارد، طرح دماغه مفصلی و طرح دماغه انعطاف‌پذیر

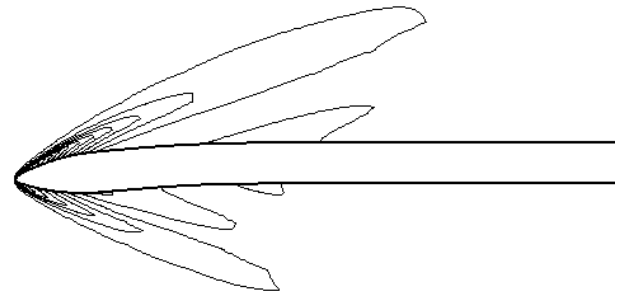
جهت مقایسه عملکرد بالک کانارد، طرح دماغه مفصلی و طرح دماغه انعطاف‌پذیر، این سه طرح را در جریانی با ماخ ۳ قرار داده و دو بالک کانارد افقی حول محور میانی ۵ درجه چرخانده می‌شوند (دو بالک افقی ثابتند) و به هر دو طرح دیگر نیز خمیدگی ۵ درجه در دماغه اعمال می‌شود.



شکل ۱۰: کانتورهای فشار در طرح بالک کانارد



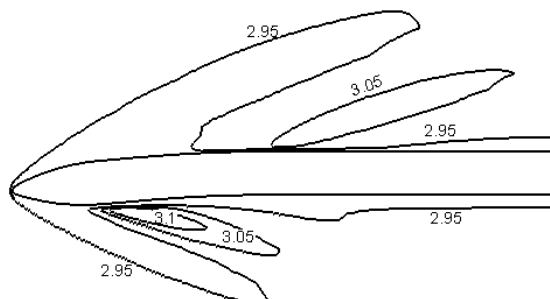
شکل ۱۱: کانتورهای فشار در طرح دماغه مفصلی



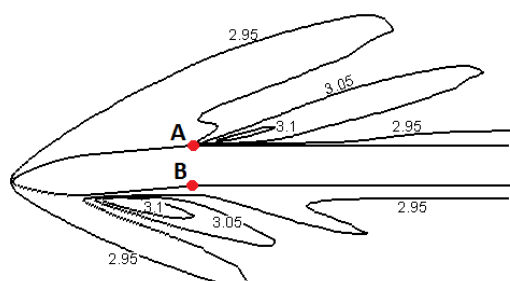
شکل ۱۲: کانتورهای فشار در طرح دماغه انعطاف‌پذیر

مقایسه اشکال ۱۰ و ۱۲ نشان می‌دهد که هر چند، با توجه به عدم خمیدگی دماغه، در طرح بالک کانارد امواج تراکمی در نوک دماغه کوچک‌ترند، ولی امواج تراکمی اضافی روی بالک‌های کانارد تشکیل شده‌اند که باعث افزایش نیروی

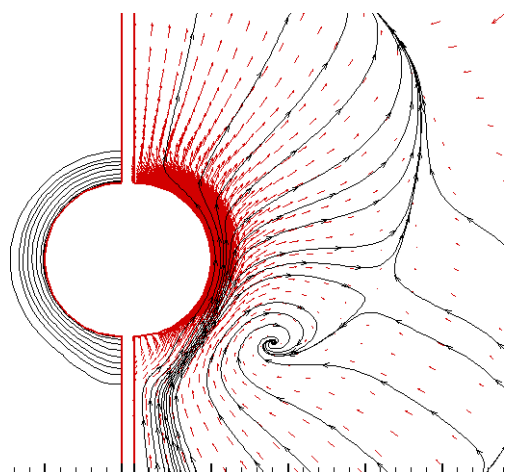
B نیز باعث شده است که کانتور ماخ ۲/۹۵ در فاصله بیشتری از بدنه (نسبت به دماغه انعطاف‌پذیر) قرار بگیرد.



شکل ۱۷: کانتورهای ماخ در طرح دماغه انعطاف‌پذیر



شکل ۱۸: کانتورهای ماخ در طرح دماغه مفصلی

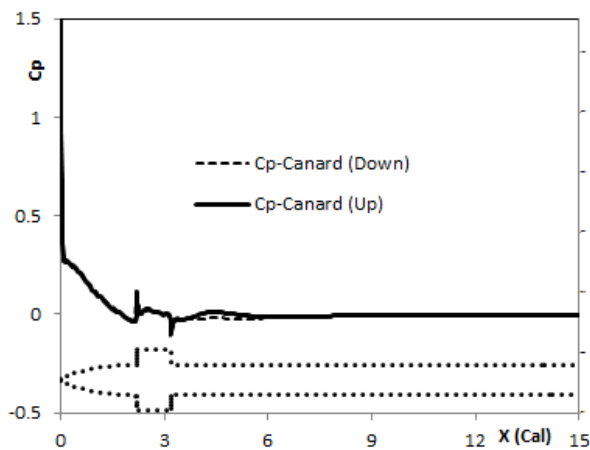


شکل ۱۹: گردابه و کانتور فشار در انتهای بدنه در طرح دماغه انعطاف‌پذیر

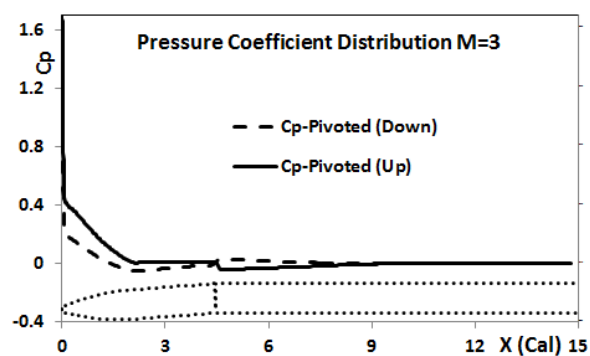
شکل ۱۹ کانتورهای فشار و گردابه را در ماخ ۳ در انتهای بدنه، در طرح دماغه انعطاف‌پذیر، نشان می‌دهد. در فاصله ۱۵ برابر قطر همچنان آثار گردابه حاصل از خمیدگی دماغه مشخص است. این گردابه با توجه به منشأ آن به سمت پایین میل دارد.

انعطاف‌پذیر است. همچنین در این اشکال مشاهده می‌شود که ضریب فشار بر روی سطوح دماغه و بدنه، برای هر دو طرح یکسان است.

در شکل ۱۵ و ۱۶ توزیع ضریب فشار در سطح بالا و پایین طرح بالک کانارد و دماغه مفصلی نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در طرح دماغه مفصلی اختلاف فشار قبل و بعد از مفصل معکوس هستند و گشتاور نیز تولید می‌شود ولی در طرح کانارد اختلاف فشار در محدوده‌ای در پشت بالکهای تولید می‌شود که گشتاوری به همراه ندارد.



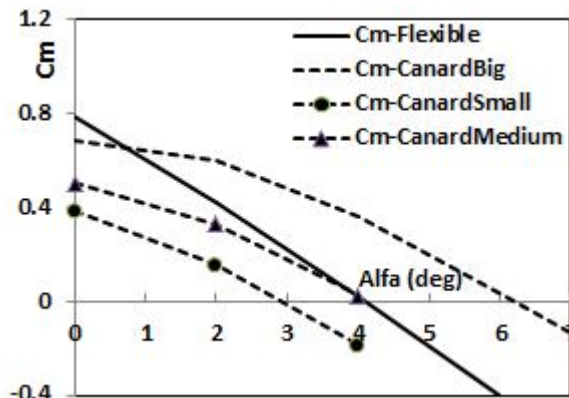
شکل ۱۵: توزیع ضریب فشار در سطح بالا و پایین طرح بالک کانارد



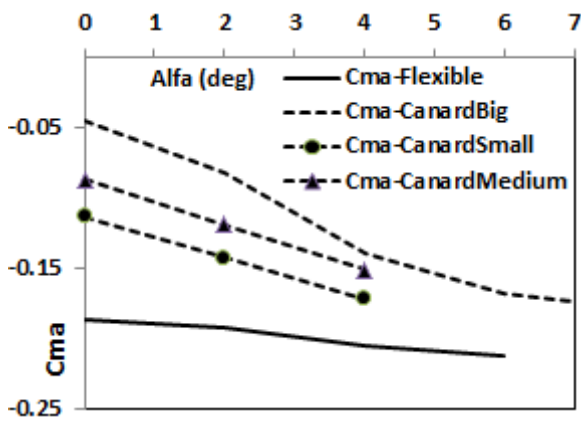
شکل ۱۶: توزیع ضریب فشار در سطح بالا و پایین طرح دماغه مفصلی

در اشکال ۱۷ و ۱۸ مشاهده می‌شود که انبساط شدید در شکستگی A باعث ایجاد ماخ ۳/۱ شده است که در دماغه انعطاف‌پذیر اتفاق نمی‌افتد. تراکم شدیدتر در شکستگی

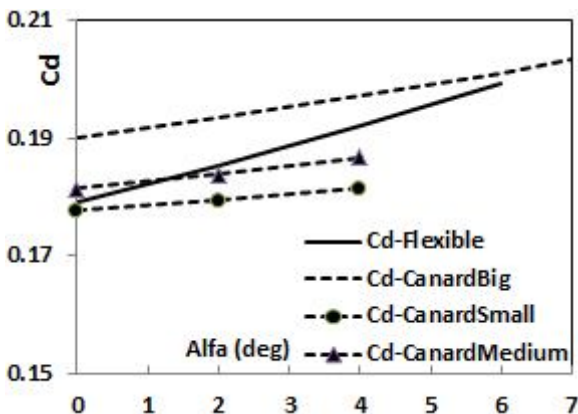
کانارد با سطح بالک کوچک، متوسط و بزرگ با ضرایب آیرودینامیک طرح دماغه انعطاف‌پذیر مقایسه شده است. شکل ۲۱ نشان می‌دهد که در جریانی با ماخ ۳، با ایجاد ۵ درجه خمیدگی در دماغه انعطاف‌پذیر، موشک از زاویه حمله صفر به سمت زاویه حمله ۴/۱ درجه دوران کرده و از آنجا که در این زاویه $C_m=0$ است، به وضعیت تعادل می‌رسد؛ بنابراین نقاط برخورد منحنی‌های شکل ۲۱ با محور افقی، وضعیت تعادل (یا زاویه تریم) را نشان می‌دهند.



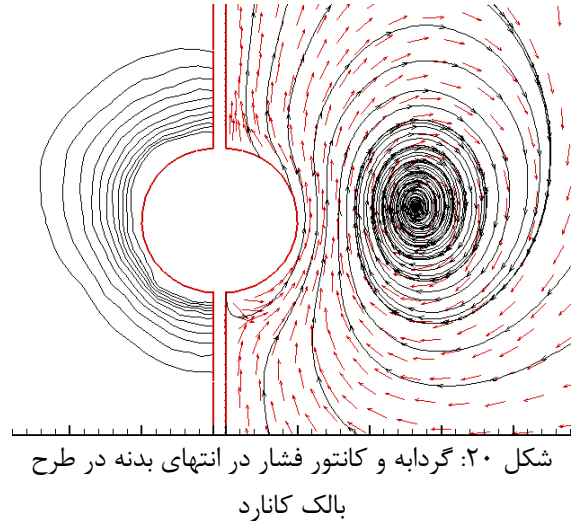
شکل ۲۱: تغییرات ضریب گشتاور در ماخ ۳



شکل ۲۲: شیب تغییرات ضریب گشتاور در ماخ ۳



این گردابه نیروهایی رو به بالا بر بال‌های پایداری اعمال خواهند کرد که مخالف نیروی برای حاصل از فرمان است ولی چون پشت مرکز جرم است، به گشتاور فرمان کمک می‌کند. محاسبات نشان می‌دهد که در شکل ۱۹ حدود ۸ درصد گشتاور فرمان مربوط به این گردابه‌هاست.



شکل ۲۰ کانتورهای فشار و گردابه را در ماخ ۳ در انتهای بدنه، در طرح بالک کانارد، نشان می‌دهد. در این شکل نیز در فاصله ۱۵ برابر قطر آثار گردابه حاصل از بالک‌های کانارد در مشخص است. این گردابه با توجه به منشأ آن در وسط بدنه قرار گرفته و قوی‌تر از گردابه در طرح دماغه انعطاف‌پذیر است. در شکل ۲۰ مشخص است که سرعت عمود به سطح بال افزایش یافته و با توجه به ابعاد بزرگ‌تر گردابه، با فاصله گرفتن از دیواره چندان کاهش نمی‌یابد؛ بنابراین اثر این گردابه‌ها بر بال‌های پایداری بسیار بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است. محاسبات نشان می‌دهد که در شکل ۲۰ حدود ۱۹ درصد گشتاور فرمان مربوط به این گردابه‌هاست.

در مقایسه اشکال ۱۹ و ۲۰، هماهنگی با ابعاد گردابه‌ها کانتورهای فشار در طرح بالک کانارد از بدنه فاصله گرفته و سطح بزرگ‌تری را اشغال می‌کنند.

در مقایسه این سه طرح بر هندسه یکسان تاکید شده است به نحوی که کالیبر، شکل دماغه، طول بدنه و بالک‌های دم کاملاً همسان است ولی سوال اینست که سطح بالک کانارد چقدر باید باشد.

در اشکال ۲۱ الی ۲۴، ضرایب آیرودینامیک سه طرح

که دو نوع طرح، حالت پایدار مشابه و به بیان دیگر زاویه تریم یکسان داشته باشند تا بتوان قدرت مانور دو طرح را مقایسه کرد.

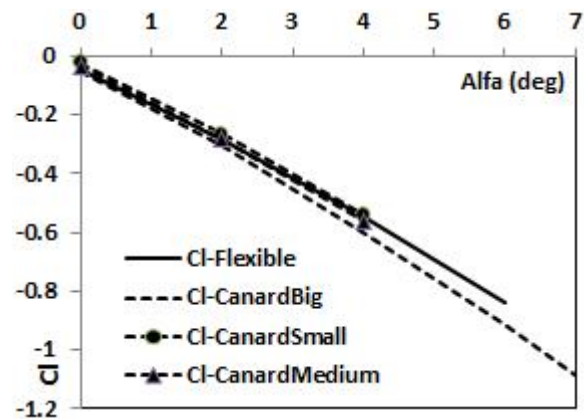
بالک کانارد متوسط زاویه تریم مشابهی با طرح دماغه انعطاف‌پذیر دارد. ضریب پسای کانارد متوسط در زاویه حمله صفر ۱/۴ درصد بیشتر ولی در وضعیت تریم ۲/۸ درصد کمتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است. ضریب برآی کانارد متوسط در زاویه حمله صفر ۲۵ درصد کمتر ولی در وضعیت تریم ۲/۴ درصد بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است.

با توجه به شکل ۲۱، بالک کانارد متوسط فرامین بسیار ضعیف‌تری از دماغه انعطاف‌پذیر اعمال می‌کند به نحوی که در زاویه حمله صفر، قدرت فرمان دماغه انعطاف‌پذیر ۳۶ درصد بیشتر از بالک کانارد متوسط است. اگر معیار همسانی قدرت فرامین جایگزین معیار همسانی زاویه تریم شود، بهتر است بالک کانارد بزرگ با طرح دماغه انعطاف‌پذیر مقایسه شود. زاویه تریم بالک کانارد بزرگ معادل ۶/۲ درجه است و ضرایب پسا و برآی کانارد بزرگ همواره بزرگ‌تر از دماغه انعطاف‌پذیر است و در ازای قدرت مانور بیشتر، پسای بزرگ‌تری را بایستی پذیرفت.

گروهی از موشک‌ها از لحظه شلیک تا لحظه رویت هدف (که می‌تواند بخش بزرگ‌تر مسیر نیز باشد) بدون فرمان حرکت می‌کنند و در این فاز معمولاً سرعت بیشتری نسبت به فاز هدایت شونده‌گی دارند. در این گونه موشک‌ها مزیت کاربرد طرح دماغه انعطاف‌پذیر نسبت به طرح بالک کانارد آنست که در حالت بدون فرمان (دماغه و بالک‌های غیر خمیده)، چون بالکی وجود ندارد، پسا به نحو چشمگیری کمتر است. در وضعیت مذکور ضریب پسای طرح دماغه انعطاف‌پذیر ۰/۱۶۲۵۵ و ضریب پسای طرح کانارد ۰/۱۷۷۷۲ است که ۸/۵۴ درصد بیشتر است. با توجه به اینکه سطح بالک و نیز طول خمیدگی دماغه بر اساس بیشترین مانور مورد نیاز طراحی می‌شود، برای فرمان‌های کوچک‌تر و مانورهای کمتر (که بخش مهمی از زمان پرواز را در بر می‌گیرد) دماغه انعطاف‌پذیر نیروی پسای کمتر داشته و می‌تواند در مجموع پرواز بهینه‌تری داشته باشد.

در طرح بالک کانارد زاویه جریان ورودی به بالک، حاصل جمع زاویه تریم و زاویه بالک است و افزایش زاویه تریم

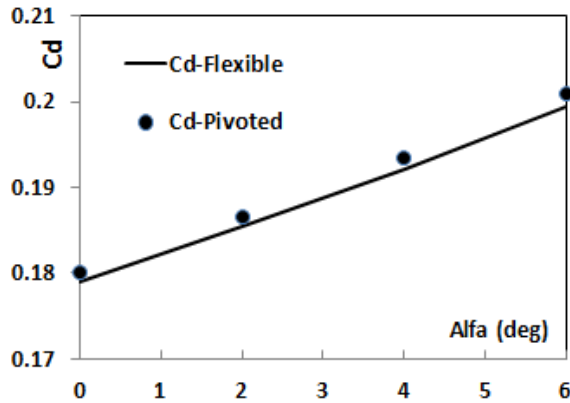
شکل ۲۳: تغییرات ضریب پسا در ماخ ۳



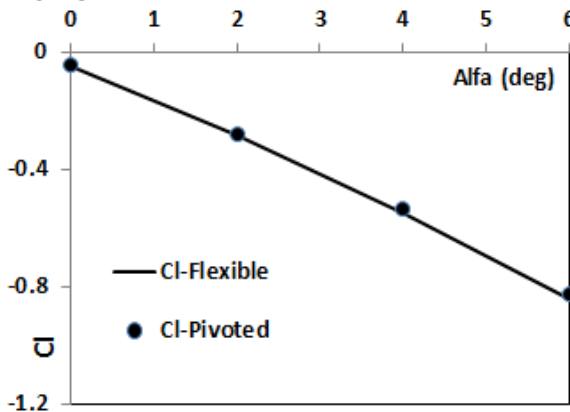
شکل ۲۴: تغییرات ضریب برآ در ماخ ۳

موشک برای رسیدن به وضعیت تعادل باید حالت گذرا را طی کند و پس از مقداری نوسان حول زاویه تریم به حالت پایدار برسد. چنانچه گشتاور مزاحم خارجی (مانند باد جانبی) وجود داشته باشد، موشک در وضعیت دیگری به تعادل می‌رسد. میزان میل موشک برای رسیدن به وضعیت تعادل بستگی به شیب این منحنی (Cm_{α}) دارد که در شکل ۲۲ نشان داده شده است. هرچه شیب منفی بزرگ‌تر باشد میل موشک به پایداری بیشتر است. شکل ۲۲ نشان می‌دهد که طرح دماغه انعطاف‌پذیر پایداری بیشتری از هر سه طرح بالک کانارد دارد و شدت نوسانات این طرح کمتر و زمان عبور از حالت گذرا کوتاه‌تر است.

بالک‌های کانارد جلوتر از مرکز فشار قرار دارند و قدرت مانور موشک را افزایش می‌دهند. به نظر می‌رسد در طرح دماغه انعطاف‌پذیر نیز چون خمیدگی جلوتر از مرکز فشار قرار دارد، قدرت مانور موشک زیاد خواهد بود. قدرت مانور بیشتر بدان معناست که پرنده بتواند مسیری با شعاع انحنای هر چه کوچک‌تر را طی کند. جهت بررسی قدرت مانور، نیاز به تحلیل دینامیک پرواز است ولی در نگاهی ساده‌تر، اگر در وضعیت پایدار ضریب برآ بیشتر باشد شعاع انحنای مسیر موشک کوچک‌تر خواهد بود و به بیان دیگر قدرت مانور موشک بیشتر است. اما اشکال ۲۳ و ۲۴ نشان می‌دهند که ضرایب پسا و برآ شدیداً وابسته به زاویه حمله هستند و طرح دماغه انعطاف‌پذیر ضرایبی مابینی نسبت به سه طرح بالک کانارد دارد و بایستی معیاری برای مقایسه در نظر گرفت. یک معیار مناسب آنست

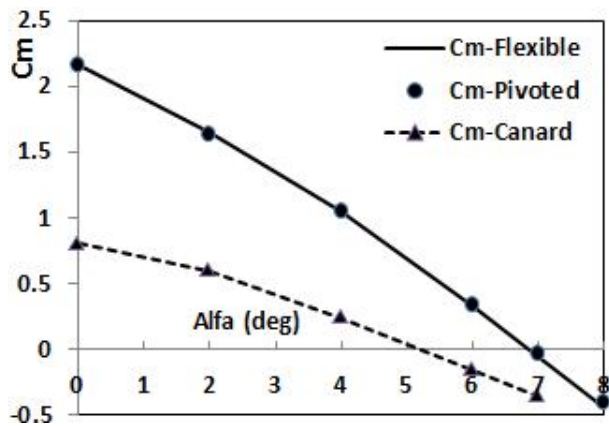


شکل ۲۶: تغییرات ضریب پسا در دماغه خمیده و مفصلی-ماخ ۳



شکل ۲۷: تغییرات ضریب برآ در دماغه خمیده و مفصلی-ماخ ۳

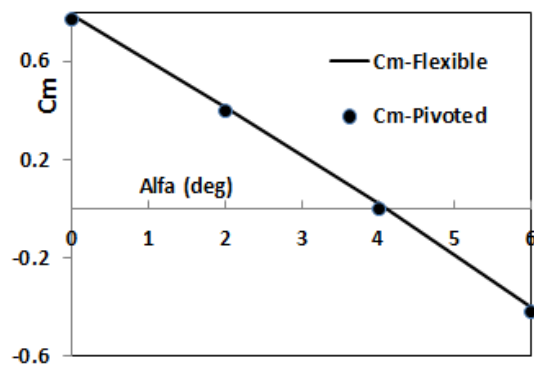
در اشکال ۲۸ الی ۳۰، این سه طرح در ماخ ۵ مقایسه شده‌اند. با افزایش عدد ماخ، زاویه تریم هر سه طرح بزرگ‌تر شده و بالک کانارد متوسط انطباق خود را با طرح دماغه انعطاف‌پذیر از دست می‌دهد و امکان مقایسه دو طرح از بین می‌رود. مشاهده می‌شود که فرامین دماغه انعطاف‌پذیر در ماخ ۵ شدیداً تقویت می‌شود ولی فرامین بالک کانارد رشد کمتری دارد.



شکل ۲۸: تغییرات ضریب گشتاور-ماخ ۵

می‌تواند منجر به جدایش جریان شود و عملکرد بالک مختل شود. در طرح دماغه انعطاف‌پذیر نیز زاویه جریان ورودی به دماغه، حاصل جمع زاویه تریم و زاویه خمیدگی دماغه است ولی با توجه به هندسه سه بعدی دماغه، جدایش جریان در دماغه دیرتر اتفاق می‌افتد.

دماغه مفصلی شباهت هندسی زیادی با دماغه انعطاف‌پذیر دارد و شکل ۲۵ نشان می‌دهد که زاویه تریم آن‌ها نیز تقریباً یکسان است و می‌توان بدون هیچ معیار اضافه دیگری به مقایسه آن‌ها پرداخت. اشکال ۲۶ و ۲۷ نشان می‌دهند، ضریب پسای دماغه مفصلی در زاویه حمله صفر ۰/۶ درصد و در وضعیت تریم ۰/۵ درصد بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است و نیز ضریب برآی دماغه مفصلی در زاویه حمله صفر ۰/۸ درصد و در وضعیت تریم ۳/۸ درصد کمتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است؛ بنابراین طرح دماغه انعطاف‌پذیر با قدرت مانور بیشتر، پسای کمتری نیز از دماغه مفصلی دارد، هر چند این اختلافات بعضاً ناچیز است. اضافه بر این دو مزیت، شکل ۲۵ نشان می‌دهد که در زاویه حمله صفر، قدرت فرمان دماغه انعطاف‌پذیر ۲ درصد بیشتر از دماغه مفصلی است و این مزیت تا رسیدن به زاویه تریم همچنان برقرار است؛ بنابراین موشک با دماغه انعطاف‌پذیر سریع‌تر از موشک با دماغه مفصلی به وضعیت پایدار می‌رسد و نوسانات کمتری نیز دارد.



شکل ۲۵: تغییرات ضریب گشتاور در دماغه خمیده و مفصلی-ماخ ۳

حمله صفر ۰/۷ درصد و در وضعیت تریم ۰/۱ درصد بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است و نیز ضریب برای دماغه مفصلی در زاویه حمله صفر ۲ درصد و در وضعیت تریم ۴/۵ درصد کمتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است؛ بنابراین با افزایش ماخ نیروی پسا و قدرت فرامین در طرح دماغه انعطاف‌پذیر و دماغه مفصلی نزدیکتر شده ولی قدرت مانور دماغه انعطاف‌پذیر بهبود بیشتری یافته است.

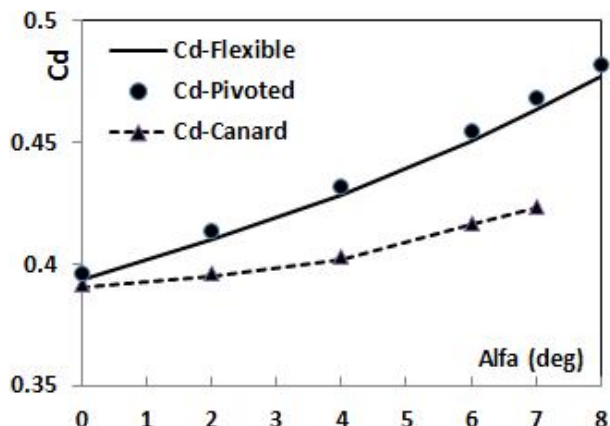
بحث و نتیجه‌گیری

بالک‌های کانارد جلوتر از مرکز فشار قرار دارند و قدرت مانور موشک را افزایش می‌دهند. در طرح دماغه انعطاف‌پذیر نیز چون خمیدگی جلوتر از مرکز فشار قرار دارد، قدرت مانور موشک زیاد خواهد بود. همچنان که با افزایش سطح بالک‌های کانارد قدرت فرامین زیاد می‌شود، با افزایش طول خمیدگی دماغه نیز قدرت فرامین زیاد می‌شود و سوال آنست که چه سطحی از بالک کانارد را بایستی برای مقایسه با طولی مشخص از خمیدگی دماغه در نظر گرفت.

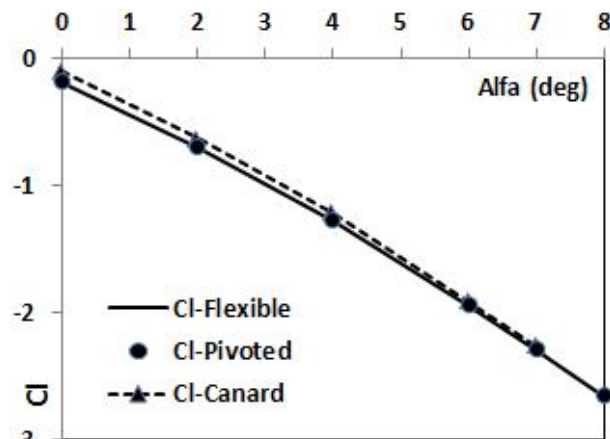
یک معیار مناسب آنست که دو نوع طرح، حالت پایدار مشابه و به بیان دیگر زاویه تریم یکسان داشته باشند. مقایسه طرح دماغه انعطاف‌پذیر با طرح بالک کانارد با زاویه تریم یکسان نشان می‌دهد ضریب پسای طرح بالک کانارد در شروع فرمان (زاویه حمله صفر) بیشتر ولی در وضعیت تریم کمتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است. همچنین ضریب برای طرح بالک کانارد متوسط در شروع فرمان کمتر ولی در وضعیت تریم بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است. از سوی دیگر طرح دماغه انعطاف‌پذیر در شروع فرامین بسیار قوی‌تری از طرح بالک کانارد اعمال می‌کند و این برتری تا زاویه تریم که گشتاور فرمان به صفر می‌رسد ادامه دارد.

اگر معیار همسانی قدرت فرامین جایگزین معیار همسانی زاویه تریم شود، زاویه تریم طرح بالک کانارد بزرگ‌تر خواهد بود. در این حالت ضرایب پسا و برای طرح بالک کانارد بزرگ‌تر از دماغه انعطاف‌پذیر است و در ازای قدرت مانور بیشتر، پسای بزرگ‌تری را بایستی پذیرفت.

در هر دو معیار شیب تغییرات گشتاور فرمان نسبت به زاویه حمله (Cm_α) در طرح دماغه انعطاف‌پذیر بیشتر از



شکل ۲۹: تغییرات ضریب پسا-ماخ ۵



شکل ۳۰: تغییرات ضریب برآ-ماخ ۵

مقایسه شکل ۲۱ و شکل ۲۸ نشان می‌دهد که در زاویه حمله صفر، قدرت فرامین دماغه انعطاف‌پذیر ۱/۳۶ برابر قدرت بالک کانارد متوسط است در حالی که در ماخ ۵، این نسبت به ۲/۷ افزایش یافته است. اشکال ۲۹ و ۳۰ نشان می‌دهند که در ماخ ۵، طرح دماغه انعطاف‌پذیر قدرت مانور و پسای بیشتری از بالک کانارد متوسط دارد ولی زاویه تریم آن نیز بیشتر از بالک کانارد متوسط است؛ بنابراین از نگاه کاهش پسا و افزایش قدرت مانور، نمی‌توان قاطعانه به مقایسه این دو نوع طرح پرداخت و بایستی در یک رژیم پروازی، به کمک دینامیک پرواز آن‌ها را مقایسه کرد.

با توجه به اشکال ۲۸، ۲۹ و ۳۰، زاویه تریم دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر در ماخ ۵ نیز تقریباً یکسان است. شکل ۲۸ نشان می‌دهد که قدرت فرمان در طرح دماغه انعطاف‌پذیر و دماغه مفصلی اختلاف ناچیزی دارد و اشکال ۲۹ و ۳۰ نشان می‌دهند، ضریب پسای دماغه مفصلی در زاویه

گردابه حاصل از خمیدگی دماغه و گردابه حاصل از بالک‌های کانارد هر دو بر بالک‌های دم اثر گذاشته و ضمن کاهش نیروی برآ، گشتاور فرمان را تقویت می‌کنند. گردابه حاصل از خمیدگی دماغه بسیار ضعیف‌تر از گردابه حاصل از بالک‌های کانارد است و پیچیدگی جریان کمتر است و این امر به دقت محاسبات کمک می‌کند.

منابع و مراجع

- [۱] E. D. Katzen and L. H. Jorgensen, "Aerodynamics of Missiles Employing Wings of Very Low Aspect Ratio", Ames Aeronautical Laboratory, 1956.
- [۲] W. Winovich and N. S. Higdon, "Evaluation of Some Aerodynamic Controls for a Low-Aspect-Ratio Missile", NACA RM A58D17b, 1958.
- [۳] K. D. Thomson, "Wind Tunnel Tests on a Tube-Launched Missile Configuration with a Deflectable Nose Control and a Novel Wrap-Around Fin Stabilizer", South Australia Defense Research Centre, 1983.
- [۴] J. C. Stutts, R. M. Barrett, "Development and experimental validation of a barrel-launched adaptive munition", 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference & Exhibit, AIAA-1998-2037, 1998.
- [۵] 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.
- [۶] 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.
- [۷] 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.
- [۸] M. E. Vaughn, "An Application of Vorticity Confinement to Missile Aerodynamic Design", 24th Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2006-3866, 2006.
- [۹] M. E. Vaughn, "Relating Vorticity Confinement to the Menter Shear Stress Transport Turbulence Model", Aviation and Missile Research,

طرح بالک کانارد دارد و شدت نوسانات این طرح کمتر و زمان عبور از حالت گذرا کوتاه‌تر است.

مزیت دیگر طرح دماغه انعطاف‌پذیر نسبت به طرح بالک کانارد آنست که در حالت بدون فرمان (دماغه و بالک‌های غیر خمیده)، چون بالکی وجود ندارد، پسا به نحو چشمگیری کمتر است و با توجه به اینکه سطح بالک و نیز طول خمیدگی دماغه بر اساس بزرگ‌ترین فرمان‌ها طراحی می‌شود، در بخش مهمی از زمان پرواز که فرمان‌ها کوچک هستند طرح دماغه انعطاف‌پذیر نیروی پسای کمتر داشته و برد موشک افزایش خواهد یافت.

افزایش زاویه تریم در طرح بالک کانارد می‌تواند منجر به جدایش جریان روی بالک شود ولی در طرح دماغه انعطاف‌پذیر، به دلیل هندسه سه بعدی دماغه، جدایش جریان در دماغه دیرتر اتفاق می‌افتد.

دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر زاویه تریم تقریباً یکسانی دارند و می‌توان بدون هیچ معیار اضافه دیگری به مقایسه آن‌ها پرداخت. چه در شروع فرمان و چه در زاویه تریم، ضریب پسای دماغه مفصلی بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است و ضریب برای آن کمتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است؛ بنابراین طرح دماغه انعطاف‌پذیر با قدرت مانور بیشتر، پسای کمتری نیز از دماغه مفصلی دارد. همچنین قدرت فرمان دماغه انعطاف‌پذیر کمی بیشتر از دماغه مفصلی است و موشک با دماغه انعطاف‌پذیر سریع‌تر از موشک با دماغه مفصلی به وضعیت پایدار می‌رسد و نوسانات کمتری نیز دارد.

با افزایش عدد ماخ، زاویه تریم هر سه طرح بزرگ‌تر می‌شود و در طرح بالک کانارد میزان افزایش زاویه تریم کمتر از دو طرح دیگر است و بنابراین با هیچ معیاری نمی‌توان در تمام ماخ‌ها سطحی از بالک کانارد را معادل با طولی از خمیدگی دماغه دانست و بایستی در یک رژیم پروازی، به کمک دینامیک پرواز آن‌ها را مقایسه کرد. فرامین دماغه خمیده در ماخ ۵ شدیداً تقویت می‌شود ولی فرامین بالک کانارد رشد کمتری دارد و بنابراین استفاده از این طرح در ماخ‌های بالاتر مناسب‌تر است.

دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر در ماخ ۵ نیز زاویه تریم تقریباً یکسانی دارند و با افزایش ماخ نیروی پسا و قدرت فرامین در این دو طرح به هم نزدیک‌تر شده ولی قدرت مانور دماغه انعطاف‌پذیر بهبود بیشتری می‌یابد.

- [۲۱] S. Yunbo, Z. Bin, L. Jun, L. Xiaobo, Z. Na, "Research on Active Laser Guidance for Deflectable Nose Bullet", IEEE, 2010.
- [۲۲] T. S. S. Phani, A. Pravin, "Control System for Laser Guidance Based Deflectable Nose Bullet", International Journal of Advanced Engineering Sciences And Technologies, Vol 10, No 2, PP 245-248, 2011.
- [۲۳] P. C. Chen, "Body-Flexure Control with Smart Actuation for Hypervelocity Missiles", ZONA Technology Inc., 2002.
- [۲۴] A. Jameson, W. Schmidh, 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.
- [۲۵] H. Emdad, M.M. Alishahi and E. Goshtasbi Rad, "Computation of High Reynolds Number, Parabolized Navier-Stokes Equation Based on Upwind Algorithm", Scientia Iranica, Vol. 6, No. 2, pp. 122~130, 1999
- [۲۶] 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.
- Development, and Engineering Center, TECHNICAL REPORT AMR-SS-08-11, 2008.
- [۱۰] M. G. Landers, L. H. Hall, L. M. Auman and M. E. Vaughn, "Deflectable nose and canard control for fin stabilized projectile at supersonic and hypersonic speeds", AIAA3805, 2003.
- [۱۱] 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.
- [۱۲] M. Mifsud, "Reduced-order modeling for high-speed aerial weapon aerodynamics", Ph.D. Thesis, Cranfield University, 2008.
- [۱۳] M. J. Mifsud, S. T. Shaw and D. G. MacManus, "A high-fidelity low-cost aerodynamic model using proper", International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol 63, PP 468-494, 2010.
- [۱۴] M. Mifsud, S. Shaw and J. Bennett, "A Meta-Modeling Technique using POD in Parametric Studies of Weapon Aerodynamics", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2006-6005, 2006.
- [۱۵] W. Xugang, J. Qin, "Motion Coupling Analysis for the Nose and Body of the Deflectable Nose Missile", Applied Mechanics and Materials, Vol 66-68, PP 260-263, 2011.
- [۱۶] G. Yuan, G. Liang-Xian, P. Lei, "Modeling and Simulation Research on Dynamics of Missiles with Deflectable Nose Controls", JAST, Vol 5, No 4, PP 161-166, 2008.
- [۱۷] S. Xiaofenga, G. Liangxiana, G. Chunlina, "Overload Control System Design of a Deflectable Nose Missile", Procedia Engineering, Vol 15, PP 402-407, 2011.
- [۱۸] Z. Jun, W. Xu-gang, "Dynamic Characteristic Analysis of Roll Deflectable Nose Missile", Journal of Astronautics, Vol 32, No 7, 2011.
- [۱۹] G. Jian-guo, H. Yuan-jun, Z. Jun, "Modeling and Simulation Research of Missile with Deflectable Nose", IEEE, 2009.
- [۲۰] Y. Gao, L. X. Gu, L. Pan, "Modeling and simulating dynamics of missiles with deflectable nose control", Chinese Journal of Aeronautics, Vol 22, No 5, PP 474-479, 2009.