



بررسی عددی اثرات اندرکنش جت جانبی بر رفتار آیرودینامیکی یک پرتابه مافوق صوت

محمد بزرگیان¹، مصطفی هادی دولابی^{2*}، عباس طربی²

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

* صندوق پستی 15875-1774، mhadidoolabi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 05 دی 1395

پذیرش: 15 اسفند 1395

ارائه در سایت: 09 اردیبهشت 1396

کلید واژگان:

جت جانبی

اندرکنش

آیرودینامیک مافوق صوت

پایداری

نازل

چکیده

سامانه‌های کنترل به وسیله جت جانبی به عنوان یک جایگزین موردپسند برای سامانه‌های کنترل متعارف در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته‌اند. در تحقیق حاضر که به دو بخش تقسیم می‌شود اثرات اندرکنش جت جانبی و جریان مستقیم مافوق صوت روی رفتار آیرودینامیکی یک پرتابه استاندارد در زاویه حمله صفر درجه به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. در بخش اول نتایج حاصل از بررسی تأثیر پارامترهایی نظیر مکان جت، عدد ماخ و نوع نازل به کاررفته روی ضریب فشار، ضریب و نیروی پسا و نحوه توزیع فشار روی بالک‌ها ارائه شده و مورد تحلیل قرار گرفته‌اند. در بخش دوم ضرایب پایداری طولی استاتیکی و دینامیکی پرتابه در حضور جت جانبی به دست آمده و با توجه به پارامترهای یادشده ارزیابی شده‌اند. با توجه به نتایج، مکان جت مؤثرترین پارامتر محسوب می‌شود. در بخش اول نحوه توزیع فشار روی بالک‌ها وابستگی بسیار زیادی به مکان جت دارد. تأثیر عدد ماخ روی ضریب فشار و نیرو و ضریب پسا نیز قابل توجه است، همچنین تغییر توزیع فشار روی بالک‌ها با تغییر عدد ماخ در مکان‌های انتهایی بیشتر به چشم می‌آید. در بخش دوم تأثیر حضور جت جانبی سبب کاهش پایداری طولی استاتیکی می‌شود. افزایش عدد ماخ سبب کاهش پایداری طولی دینامیکی شده و تغییر مکان جت رفتاری غیرخطی روی اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی ایجاد می‌کند، در نتیجه انتخاب مکان مناسب جت به پارامترهایی که مورد نظر طراح است بستگی دارد. با توجه به نتایج به دست آمده تأثیر نوع نازل بر تمام موارد مورد بررسی ناچیز بوده است.

Numerical investigation of lateral jet interaction effects on aerodynamic behavior of a supersonic projectile

Mohammad Bozorgian, Mustafa Hadidoolabi*, Abbas Tarabi

Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 15875-1774 Tehran, Iran, mhadidoolabi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 25 December 2016

Accepted 05 March 2017

Available Online 29 April 2017

Keywords:

Lateral jet

Interaction

Supersonic aerodynamic

Stability

Nozzle

ABSTRACT

Lateral jet control systems are being considered as attractive alternatives to conventional control systems in recent years. In present study which is divided in two parts, the effects of lateral jet interaction with supersonic cross flow on aerodynamic behavior of a standard projectile at zero angle of attack has been studied numerically. In the first part, results of the effects of parameters such as jet location, Mach number and nozzle type on pressure coefficient drag coefficient drag force and pressure distribution on the fins are presented and analyzed. In the second part, longitudinal static and dynamic stability coefficients of the projectile in presence of lateral jet have been achieved and evaluated according to the mentioned parameters. According to the results, jet location is the most effective parameter. In the first part, the pressure distribution on the fins is considerably dependent on jet location. Effect of Mach number on pressure coefficient, drag force and drag coefficient is also significant. Besides variation of the pressure distribution on the fins becomes more obvious at the final locations by variation of Mach number. In the second part, lateral jet effect leads to decreasing longitudinal static stability. Increasing the Mach number also results in decreasing longitudinal dynamic stability and jet displacement make nonlinear behavior over pitch damping moment coefficient, therefore choosing proper jet location is dependent on desired parameters of designer. According to the results, effect of nozzle type has been insignificant for all cases.

1- مقدمه

در سامانه‌های کنترل به وسیله جت جانبی، جت‌های با فشار بالا به صورت عمودی وارد جریان آزاد شده و نیروها و گشتاورهای مورد نیاز برای مانور را ایجاد می‌کنند. این سامانه‌ها نسبت به سامانه‌های کنترل متعارف مزایایی دارند؛ افزایش قدرت مانورپذیری در فشار دینامیکی پایین (سرعت کم یا

سامانه‌های کنترل به وسیله جت جانبی¹ به عنوان یک جایگزین مورد پسند برای سامانه‌های کنترل متعارف² در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته‌اند.

¹ Lateral jet control systems

² Conventional control systems

Please cite this article using:

M. Bozorgian, M. Hadidoolabi, A. Tarabi, Numerical investigation of lateral jet interaction effects on aerodynamic behavior of a supersonic projectile, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 4, pp. 431-442, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

پایداری طولی دینامیکی که به حل در حالت ناپایا منجر می‌شود، تأثیر مکان جت، عدد ماخ جریان آزاد و نوع نازل به کار رفته پارامترهای مورد بررسی هستند.

2- میدان جریان اندرکنش جت و جریان مستقیم

نوفاً میدان جریان II به سبب وقفه‌ای که جت بر مسیر جریان مستقیم جلو رونده ایجاد می‌کند بسیار پیچیده است. خصوصیات کیفی میدان جریان II شامل نواحی مختلف جدایش جریان است. در حال حاضر ساختار پذیرفته شده برای جریانی که از خروج جت حدودصوت به جریان آزاد مافوق صوت به وجود می‌آید در شکل 1 نشان داده شده است که توسط لاکا و چمپینگ [8] برای جریان روی یک صفحه تخت ارائه شده است.

پس از برخورد جریان جت با جریان آزاد، گاز خارج شده به عنوان یک مانع⁵ برای جریان اصلی عمل می‌کند؛ بنابراین یک موج شوک را در جریان اصلی تشکیل می‌دهد. موج شوک تشکیل شده یک گرادیان فشار معکوس را تولید می‌کند که سبب ایجاد ناحیه جدایش لایه مرزی روی دیواره در جلوی خروجی جت می‌شود. زمانی که لایه مرزی و شوک کمانی روی یکدیگر اثر می‌گذارند یک ساختار شوک لاند⁶ ایجاد می‌شود. جریان جدا شده در این ناحیه حول جت می‌پیچد و گردابه‌های نعل اسبی⁷ که خلاف جهت هم می‌چرخند را شکل می‌دهد که نزدیک سطح دیواره می‌مانند. ناحیه پرفشاری که به واسطه شوک و جدایش لایه مرزی در جلوی جت تشکیل می‌شود، نیروی رانشی که توسط جت تولید می‌شود را تقویت می‌کند؛ بنابراین زمانی که یک جت روی یک صفحه تخت به درون جریان مستقیم با زاویه حمله صفر وارد می‌شود، نیروی بیشتری را نسبت به زمانی که همان جت در یک محیط ساکن وارد می‌شود تولید می‌کند، اما هم‌زمان با ناحیه جدایش، دنباله‌ای⁸ بزرگ با یک ناحیه کم فشار پشت خروجی جت شکل می‌گیرد که توسط اسپاید و دیگران [9] تشریح شده است. ناحیه کم فشار به طور مؤثر یک مکش⁹ پشت جت ایجاد می‌کند و هرچند که مکش آن چنان قوی نیست اما روی ناحیه وسیعی پشت خروجی عمل می‌کند؛ بنابراین یک نیروی قوی به سمت بالا را به وجود می‌آورد. زمانی که جت با زاویه قائم وارد جریان مستقیم مافوق صوت می‌شود یک شوک خمره‌ای¹⁰ مایل تولید می‌کند. به دلیل این که جت بسیار فرومنبسط¹¹ است به صفحه ماخ¹² منتهی می‌شود. صفحه ماخ

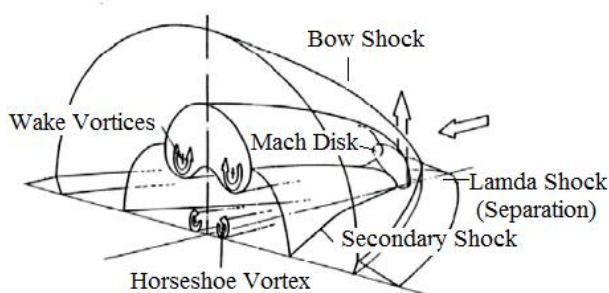


Fig. 1 II flowfield over flat plate [8]

شکل 1 میدان جریان II روی صفحه تخت [8]

⁵ Obstruction
⁶ λ-shock structure
⁷ Horseshoe vortices
⁸ Wake
⁹ Suction
¹⁰ Barrel shock
¹¹ Underexpanded
¹² Mach disk

ارتفاع زیاد)، تأخیر اندک در تأثیرگذاری، طراحی فشرده¹ و عدم تأثیرگذاری روی آیرودینامیک خارجی وسیله پرنده به جز در زمانی که جت روشن است. اشکال اصلی سامانه کنترل به وسیله جت جانبی تأثیر میدان جریان اندرکنش جت² (در ادامه II گفته خواهد شد) روی کنترل نیروها و گشتاورهاست.

از سال 1960 تاکنون، مباحث مربوط به جت جانبی به شکل‌های مختلف تحلیلی، تجربی و عددی مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته‌اند. نخستین مطالعات توسط اورس و فونک [1] روی یک صفحه تخت انجام شده است که از آن جریان‌های جت گذر صوت و مافوق صوت با سیال‌های متفاوت خارج می‌شد. شتس [2] در ارتباط با تزریق جت به شکل مایع و گاز تحقیقات خود را به طور تحلیلی انجام داده و با نتایج تجربی مقایسه کرد. برندايز و گیل [3] پنج نوع مدل استاندارد را در نظر گرفته و در حالت‌های با حضور جریان جت و بدون حضور جریان جت خروجی از سطح، به طور تجربی در اعداد ماخ مختلف جریان آزاد و زوایای حمله متفاوت آزمایش‌های خود را انجام دادند. با بررسی نیرو و گشتاور برای هر دو حالت آن‌ها دریافتند که مرکز فشار در حضور جت جابه‌جا می‌شود. گراهام و وینچ [4] کارهای برندايز و گیل را با استفاده از یک کد عددی RANS³ مورد بررسی قرار دادند و توزیع سطحی فشار را با داده‌های تجربی مقایسه کردند. ریواستوا [5] تأثیر جت برای جریان‌های مافوق صوت را روی یک مدل استاندارد با استفاده از یک کد عددی RANS مورد مطالعه قرار داده و مقادیر نیرو و گشتاور را برای حالت‌های در حضور جت و بدون حضور آن بررسی کرد، همچنین تحقیق او شامل تأثیر هندسه‌های گوناگون از بال‌ها، محل قرارگیری جت و زوایای حمله متعدد می‌شد. گیمی و عادلی [6] نیز محاسبات عددی RANS را با استفاده از نرم‌افزار تجاری روی یک مدل استاندارد در جریان مافوق صوت انجام دادند و توزیع سطحی فشار برای زوایای مختلف قرارگیری⁴ جت روی بدنه مدل را با نتایج تجربی مقایسه کردند. دِسپریتو [7] به صورت عددی تأثیر مکان قرارگیری جت جانبی را روی یک مدل استاندارد در جریان مافوق صوت را مورد بررسی قرار داده است. این مطالعه شامل تأثیر مکان جت، عدد ماخ جریان آزاد، فشار و دما روی میزان نیرو و گشتاور است. او از نازل‌های همگرا و همگرا-واگرا که در بدنه مدل تعبیه شده‌اند به عنوان جت جانبی استفاده کرده است.

در تحقیق حاضر که به دو بخش تقسیم می‌شود اثرات اندرکنش جت جانبی و جریان مستقیم مافوق صوت روی رفتار آیرودینامیکی یک مدل استاندارد در زاویه حمله صفر درجه به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. مدل و شرایطی که دِسپریتو در تحقیق خود [7] انتخاب کرده در تحقیق حاضر در نظر گرفته شده است. هدف این تحقیق در بخش اول ارائه نتایج تکمیلی است که توسط دِسپریتو ارائه نشده است. تأثیر مکان جت، عدد ماخ جریان آزاد و نوع نازل به کار رفته (همگرا و همگرا-واگرا) روی ضریب فشار، ضریب و نیروی پسا و نحوه توزیع فشار روی بالک‌ها پارامترهای مورد بررسی در ارائه نتایج تکمیلی است.

علی‌رغم تمام تحقیقات انجام شده روی پرتابه‌ها در حضور جت جانبی، بررسی وضعیت پایداری آن‌ها در حضور جت جانبی کمتر مورد توجه قرار گرفته است. هدف در بخش دوم به دست آوردن ضرایب پایداری طولی استاتیکی و دینامیکی پرتابه است. در بررسی ضریب پایداری طولی استاتیکی تأثیر مکان جت به عنوان تنها پارامتر مورد بررسی است، اما در بررسی ضریب

³ Compact design
⁴ Jet Interaction flow field (JI)
³ Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)
⁴ Azimuth angles

تقریباً در تمامی مقالات و تحقیقات انجام شده در بحث اندرکنش جت و جریان مستقیم دو ضریب بدون بعد بسیار مهم مطرح شده‌اند که معیار قضاوت در مورد نیروها و گشتاورهای وارد بر جسم مورد آزمایش هستند. ضریب تقویت جت⁷ برای نیرو، K_f و گشتاور، K_m دو ضریب مهمی است که شاخص خوبی برای شناخت تأثیر II در کنترل نیروها و گشتاورهاست. ضریب تقویت نیرو و گشتاور به صورت رابطه (1) تعریف می‌شود.

$$K_f = \frac{F_j + F_{ji}}{F_j} \quad K_m = \frac{M_j + M_{ji}}{M_j} \quad (1)$$

در آن F_j نیروی رانش جت و F_{ji} نیروی حاصل از اندرکنش و به همین صورت M_j گشتاور حاصل از نیروی رانش جت و M_{ji} گشتاور حاصل از اندرکنش است. ضریب تقویت بزرگتر از یک بیانگر این است که تأثیر II سبب افزایش تأثیرگذاری نیروی رانش جت یا گشتاور ایجاد شده توسط نیروی رانش جت می‌شود. اگر مدل در زاویه حمله قرار داشته باشد، نیرو یا گشتاور ناشی از زاویه حمله- در زمان خاموش بودن جت- باید از نتیجه‌ای که برای حالت جت روشن به دست می‌آید به صورت رابطه (2) کم شود.

$$F_{ji} = F_{\text{total}} - F_{\text{jet-off}} - F_j \quad (2)$$

که F_{total} کل نیرو به دلیل رانش جت، تأثیر II و زاویه حمله است. $F_{\text{jet-off}}$ نیرو در غیاب جت که در زاویه حمله غیر صفر، غیر صفر است. روابط و ضرایب برای گشتاورها هم به همین صورت است. همه گشتاورها حول مرکز جرم محاسبه شده‌اند. یک گشتاور منفی یک دوران دماغه پایین را سبب می‌شود. زاویه حمله در تحقیق حاضر صفر است.

3- پایداری

تمایل ذاتی جسم پرنده در مخالفت با هرگونه اغتشاش داخلی یا بازگشت به حالت تعادل اولیه پس از برخورد هرگونه اغتشاش خارجی را پایداری گویند. منظور از اغتشاش داخلی دستوراتی است که به ابزار کنترل داده می‌شود و منظور از اغتشاش خارجی، تلاطمات جوی اعم از تندباد ناگهانی، باد و... است. پایداری حول هر سه محور پایداری طولی، پایداری جانبی و پایداری سمتی مطرح است. پایداری به طور کلی دو نوع پایداری استاتیکی⁸ (ایستایی) و پایداری دینامیکی⁹ (پویایی) است. پایداری استاتیکی صرفاً مخالفت ذاتی هواپیما با هرگونه اغتشاش (داخلی یا خارجی) است، ولی پایداری دینامیکی، بازگشت نهایی پرنده به حالت تعادل اولیه پس از برخورد اغتشاش خارجی است [12]. تعیین مشتقات پایداری دینامیکی، برای پیچش¹⁰ و چرخش¹¹ در طراحی موشک‌ها برای ارزیابی پایداری دینامیکی موشک‌های فاقد سامانه هدایتی و موشک‌های هدایت‌شونده اهمیت دارد. در حال حاضر در صنعت نیاز به استفاده از آزمایش‌های تجربی در تونل‌های بزرگ باد برای تعیین این مشخصات است. به دست آوردن ضرایب C_{m_q} و $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ که به ترتیب بیانگر پایداری طولی استاتیکی و پایداری طولی دینامیکی مورد نظر است. به مجموع $C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$ ضریب میرایی گشتاور پیچشی¹² گفته می‌شود.

3-1- پایداری طولی استاتیکی

برای بررسی پایداری طولی استاتیکی باید ضریب $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ محاسبه شود. برای این کار مدل در زوایای حمله مختلف قرار داده شده و در هر زاویه حمله

ذاتاً از جنس شوک قائم است که جریان قوی مافوق صوت درون حباب جت¹ را به جریان زیر صوت کاهش می‌دهد. یک شوک انعکاسی² پایین‌دست شوک خمره‌ای تشکیل می‌شود و به صفحه تخت برخورد می‌کند [10]. شکل 2 یک نمای کلی از ساختارهای اصلی میدان جریان II را نشان می‌دهد.

ساختار کلی جریان در نزدیکی میدانی که یک جریان جت از یک بدنه مُدور³ خارج می‌شود، برای نمونه یک پرتابه یا موشک، شبیه به همان ساختاری است که برای صفحه تخت ایجاد می‌شود و در شکل 3 نشان داده شده است [4].

از آنجایی که جریان آزاد مافوق صوت است، یک شوک کمانی روی دماغه پرتابه ایجاد می‌شود. شوک کمانی مربوط به جت⁴ و گردابه‌های نعل اسبی که از ناحیه جدایش ناشی می‌شوند تمایل به پیچیدن⁵ حول بدنه پرتابه دارند، جریان به طور جانبی حول بدنه منحرف می‌شود، یک ناحیه پرفشار (کم سرعت) زیر پرتابه احساس خواهد شد. خصوصیات اساسی ناحیه جدایش و شوک لاند بسیار مشابه آن چیزی است که در خروج جت از صفحه تخت مشاهده شد. یک دنباله آشفته قوی پشت جت امتداد می‌یابد و فشار روی پرتابه، پشت جت را کاهش می‌دهد، در نهایت یک شوک بازیافت فشار⁶ جریان پایین دست را شکل می‌دهد.

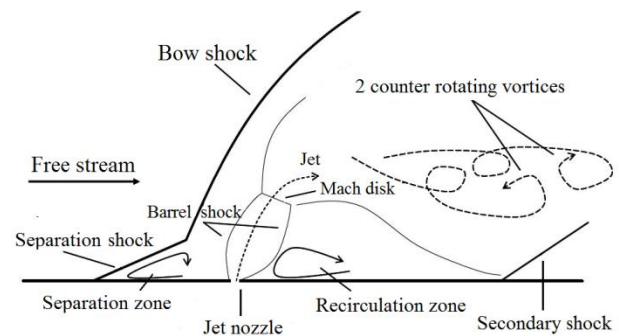


Fig. 2 main structures of JI flow field [11]

شکل 2 ساختارهای اصلی میدان جریان II [11]

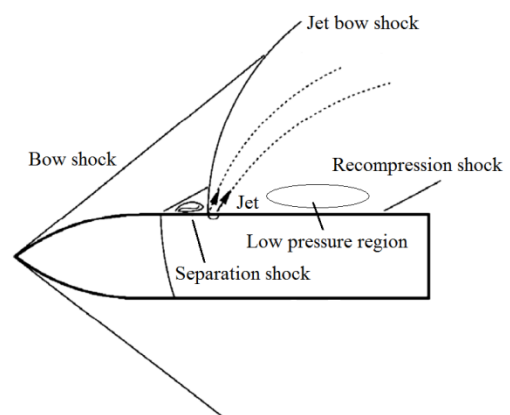


Fig. 3 General structures of JI flowfield on Projectile

شکل 3 ساختار کلی میدان جریان II روی پرتابه

⁷ Jet Amplification Factor

⁸ Static Stability

⁹ Dynamic Stability

¹⁰ Pitch

¹¹ Roll

¹² Pitch Damping Moment (PDM)

¹ Jet plume

² Reflected shock

³ Body of revolution

⁴ Jet bow shock

⁵ Wrap-around

⁶ Recompression shock

از رابطه (8) زمانی که $\alpha = \alpha_0$ به صورت رابطه (9) داریم.

$$t_{\alpha=\alpha_0} = \frac{n\pi}{\omega} \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (9)$$

از آن جایی که پرتابه در هر دوره از نوسان، دو بار از α_0 می‌گذرد؛ بنابراین n بیانگر هر نیم دوره است.

با مشتق‌گیری از رابطه (10) نسبت به زمان داریم.

$$\dot{\alpha}(t) = \omega A \cos(\omega t) \quad (10)$$

از رابطه (10,9) زمانی که $\alpha = \alpha_0$ به رابطه (11) داریم.

$$\dot{\alpha}_{\alpha=\alpha_0} = (-1)^n \omega A \quad n = 0, 1, 2, 3, \dots \quad (11)$$

فرکانس کاهش یافته⁴، k ، به صورت رابطه (12) تعریف می‌شود [13].

$$k = \frac{\omega D}{2V_{\infty}} \quad (12)$$

با ترکیب معادلات (12,11,7,6) زمانی که $\alpha = \alpha_0$ به صورت رابطه (13) داریم.

$$[C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}]_{\alpha_0} = (-1)^n \frac{(C_{m_{\pm}} - C_{m_0} - C_{m_{\alpha}} \alpha)}{kA}, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (13)$$

در شکل 4 چگونگی تغییر C_m نسبت به α برای $\alpha_0 = 30^\circ$ نشان داده شده است. حرکت نوسانی یک نمودار بیضوی تولید می‌کند. با دنبال کردن منحنی C_m و با ملاحظه این که در $t = 0$ و در $\alpha = \alpha_0$ پرتابه آغاز به پیچش به سمت بالا⁵ می‌کند، $C_{m_{\pm}}$ به صورت روابط (15,14) نتیجه می‌شود.

$$\begin{aligned} \text{Pitch up cycle:} \quad C_m = C_{m_+} \rightarrow [C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}] &= \frac{(C_{m_+} - C_{m_0} - C_{m_{\alpha}} \alpha)}{kA} \\ n = 0, 2, 4, \dots \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \text{Pitch Down cycle:} \quad C_m = C_{m_-} \rightarrow [C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}] &= \frac{(C_{m_-} - C_{m_0} - C_{m_{\alpha}} \alpha)}{kA} \\ n = 1, 3, 5, \dots \end{aligned} \quad (15)$$

می‌توانیم ضریب میرایی گشتاور پیچشی را هم از رابطه (14) و هم از رابطه (15) حساب کنیم. این کار نیاز به محاسبه C_{m_0} و $C_{m_{\alpha}}$ دارد. می‌توان C_{m_0} و $C_{m_{\alpha}}$ را با جمع کردن روابط (15,14) حذف کرد و ضریب میرایی گشتاور پیچشی را به صورت رابطه (16) به دست آورد.

$$[C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}] = \frac{(C_{m_+} + C_{m_-})}{2kA} \quad (16)$$

بازه نوسان، A ، و فرکانس کاهش یافته، k پارامترهای اصلی است که باید برای حرکت سینوسی در رابطه (8) انتخاب شوند. برای به دست آوردن مقدار زمانی که برای یک بار نوسان به طول می‌انجامد باید در رابطه (9) قرار دهیم

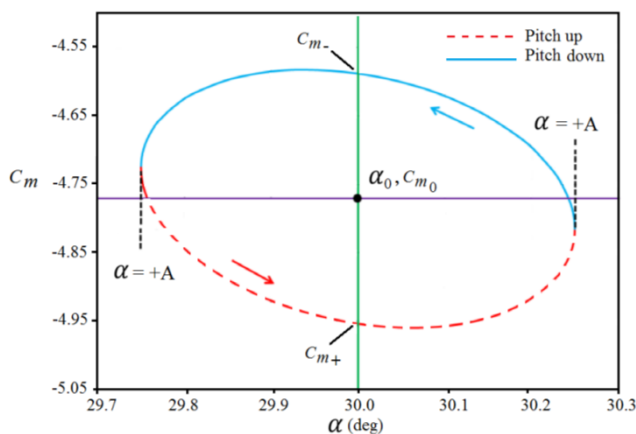


Fig. 4 C_m variation due to α [13]

شکل 4 منحنی تغییر C_m نسبت به α [13]

ضریب گشتاور پیچشی، C_m به دست آمده است. ضریب $C_{m_{\alpha}}$ برابر با شیب منحنی نمودار تغییر C_m نسبت به تغییر زاویه حمله α است. در حالت حضور جت جانبی می‌توان دو نوع $C_{m_{\alpha}}$ متفاوت به دست آورد. در حالت اول اثر II به همراه اثر تغییر زاویه حمله روی ضریب گشتاور پیچشی به طور هم‌زمان محاسبه می‌شود. در حالت دوم می‌توان ضریب $C_{m_{\alpha}}$ را تنها زمانی که II روی گشتاور پیچشی اثر می‌کند به دست آورد و تأثیر زاویه حمله در این حالت محاسبه نشود. برای این کار باید مقدار گشتاور پیچشی به دست آمده در حالت بدون حضور جت، $M_{\text{jet-off}}$ را (که همان تأثیر زاویه حمله به تنهایی است) از مقدار گشتاور پیچشی کل، M_{total} ، کم کرد که طبق رابطه (3) است.

$$M_{ji} = M_{\text{total}} - M_{\text{jet-off}} \quad (3)$$

در رابطه (3) M_{ji} گشتاور پیچشی حاصل از II است. در ادامه گشتاور پیچشی طبق رابطه (4) به دست می‌آید.

$$C_{m_{ji}} = \frac{2M_{ji}}{\rho V^2 S D} \quad (4)$$

در رابطه (4)، ρ چگالی هوا، V سرعت جریان آزاد، S مساحت مرجع و D طول مرجع است.

2-3- پایداری طولی دینامیکی

در این بخش روش پیش صفحه‌ای¹ را شرح می‌دهیم. این روش در بسیاری از تحقیقات برای به دست آوردن ضریب میرایی گشتاور پیچشی به کار رفته است [13-15]. برای حل ناپایا با روش پیش صفحه‌ای از داده‌های به دست آمده از حل پایا استفاده می‌کنیم؛ بنابراین در ابتدا باید یک حل پایا از مسأله انجام دهیم. در ادامه میرایی گشتاور پیچشی با رابطه (5) تعریف می‌شود [13].

$$PDM = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S D \left[\left(\frac{qD}{2V_{\infty}} \right) C_{m_q} + \left(\frac{\dot{\alpha}D}{2V_{\infty}} \right) C_{m_{\dot{\alpha}}} \right] \quad (5)$$

اما از آن جایی که معمولاً به دست آوردن مؤلفه‌های C_{m_q} و $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ به شکل مجزا به صورت تجربی و عددی دشوار است؛ بنابراین به جای این کار مجموع آن‌ها یعنی $[C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}]$ به عنوان مجموع ضریب میرایی گشتاور پیچشی محاسبه می‌شود. در روش پیش صفحه‌ای پرتابه به صورت مقید² و به طور منظم حول مرکز جرم نوسان می‌کند. برای این حرکت نظریه مکانیک پرواز نشان می‌دهد که گشتاور پیچشی، C_m با ضریب میرایی گشتاور پیچشی، $[C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}]$ ، به وسیله بسط مرتبه اول سری تیلور به صورت رابطه (6) مربوط می‌شود [13].

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_{\alpha}} \alpha + \left(\frac{qD}{2V_{\infty}} \right) C_{m_q} + \left(\frac{\dot{\alpha}D}{2V_{\infty}} \right) C_{m_{\dot{\alpha}}} \quad (6)$$

برای این حرکت پیچش صفحه‌ای، نرخ پیچش و نرخ تغییر زاویه حمله برابر با رابطه (7) است.

$$q = \dot{\alpha} \quad (7)$$

پیچش در صفحه به صورت عددی توسط حرکت سینوسی مقید حول زاویه حمله میانی α_0 ، به صورت رابطه (8) تعریف می‌شود.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + A \sin(\omega t) \quad (8)$$

که در آن A بازه نوسان³ در حرکت پیچشی (معمولاً کمتر از یک درجه)، ω سرعت زاویه‌ای و α زاویه پیچش با توجه به سیستم مختصات بدنه ثابت در زمان t است. میرایی گشتاور پیچشی در $\alpha = \alpha_0$ به صورت زیر فرمول‌بندی می‌شود.

¹ Planar Pitching

² Forced

³ Amplitude

⁴ Reduced frequency

⁵ Pitch up

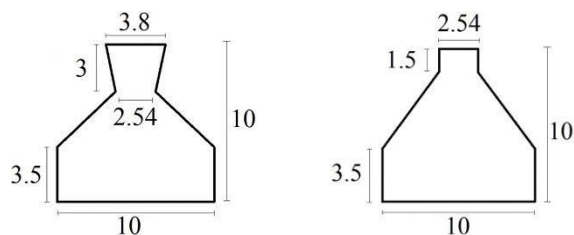


Fig. 6 Nozzles dimension (lengths by millimeter): converging nozzle at the right hand side and converging-diverging nozzle at the left hand side

شکل 6 ابعاد نازل‌ها (اندازه‌ها برحسب میلی‌متر): نازل همگرا سمت راست و نازل همگرا-واگرا سمت چپ

جدول 1 جزئیات مکان‌های قرارگیری نازل

Table 1 Details of nozzle locations			
نام مکان	فاصله مکان از مرکز جرم (mm)	فاصله مکان از دماغه (mm)	توضیحات
F2	-75	90	در فاصله بسیار کمی از دماغه
F0	0	165	روی مرکز جرم
R2	100	265	در فاصله بسیار کمی جلوی بالک‌ها
R3	125	290	بین دو بالک بالایی

است.

شبکه‌بندی با استفاده از نرم‌افزار ICEM نسخه 17.1 انجام شده است. ابعاد دامنه حل به این صورت است که مرز جلویی 5 واحد از دماغه فاصله دارد و مرز انتهایی دامنه با 20 واحد فاصله از انتهای مدل قرار گرفته است. شعاع دامنه نیز 14.5 واحد از سطح مدل فاصله دارد. از آنجایی که حل به صورت نیم‌بدنه انجام شده؛ بنابراین تنها نیمی از مدل شبکه‌بندی شده است. در شکل 7 دامنه حل و شبکه‌بندی روی سطح مدل و صفحه تقارن واقع در صفحه $x-y$ برای محل F2 قابل مشاهده است. همچنین به دلیل حضور جت جانبی و پیچیدگی بالای میدان جریان II شبکه‌بندی مناسب برای حل مساله از اهمیت بالایی برخوردار است. با توجه به اتفاقات به وجود آمده حول خروجی جت بر اثر تداخل با جریان مستقیم نیاز است تا شبکه در این ناحیه کیفیت بالایی داشته باشد. شکل 7-c تراکم شبکه را در این ناحیه نشان می‌دهد.

شکل 7-d شبکه‌بندی نازل و اطراف خروجی آن و شبکه لایه مرزی را نمایش می‌دهند. همچنین شبکه لایه مرزی به‌طور یکنواخت روی تمام سطوح مدل ایجاد شده است. فاصله نخستین لایه با سطح 0.02 میلی‌متر و تعداد لایه‌ها برابر 8 است که با ضریب رشد 1.24 از سطح فاصله می‌گیرند. این انتخاب مقدار y^+ حدود 10 را برای همه‌جا، به جز محل خروج جت نتیجه می‌دهد. در محل خروج جت مقدار y^+ با توجه به شرایط جریان متغیر است. با این شرایط، شبکه شکل 7 دارای 1 میلیون و 300 هزار سلول است. قرارگیری نازل برای مکان‌های دیگر نیز از شبکه‌ای با حدود همین اندازه استفاده شده است.

از نرم‌افزار فلوئنت⁵ نسخه 17.1 برای حل عددی استفاده شده است. از آنجایی که مسأله به صورت نیم‌بدنه حل شده است، تعدادی اجرا برای حالت مدل کامل انجام شد تا تأثیر احتمالی نیرو و گشتاورهای چرخشی و گردشی بررسی شود. پس از حل نتایج حل مدل کامل و نیم‌بدنه یکسان بود. پس از

$n = 2$ ، در این صورت با استفاده از رابطه (12) زمان هر یک دوره نوسان از رابطه (17) به دست می‌آید.

$$T = \frac{\pi D}{V_{\infty} k} \quad (17)$$

همچنین فرکانس پیچش¹ نیز از رابطه (18) محاسبه می‌شود.

$$f = \frac{1}{T} = \frac{V_{\infty} k}{\pi D} \quad (18)$$

از آنجایی که روش پیچش صفحه‌ای روشی ناپایاست، نیاز است تا گام زمانی، Δt ، برای محاسبه عددی مشخص شود. برای این کار کل زمان در یک دوره نوسان را به N قسمت می‌کنیم؛ بنابراین گام زمانی از رابطه (19) به دست می‌آید.

$$\Delta t = \frac{T}{N} = \frac{\pi D}{NV_{\infty} k} \quad (19)$$

بررسی تأثیر N روی ضریب میرایی گشتاور پیچشی، همان مطالعه استقلال از گام زمانی در این روش محسوب می‌شود. مراحل روش پیچش صفحه‌ای به‌طور خلاصه به‌صورت زیر است.

- حل جریان به‌صورت پایا
- حل ناپای مدل با نرخ پیچش ثابت با استفاده از داده‌های حل پایا
- استخراج ضریب گشتاور پیچشی در هر گام زمانی
- به دست آوردن میرایی گشتاور پیچشی با استفاده از رابطه (16)

4- مدل سازی، شبکه‌بندی و شرایط مسأله

مدل و شرایط مسأله با توجه به تحقیق [7] انتخاب شده است. مدل استاندارد بیسیک فینر² با نام دیگر ANF³ با طراحی ساده مخروطی-استوانه‌ای⁴ دارای 10 واحد طول (هر واحد 30 میلی‌متر) است که 2.84 واحد آن طول دماغه مخروطی است. 4 بالک مربعی شکل به طول یک واحد به حالت ضربدر در انتهای آن قرار دارند. مرکز جرم در محل 5.5 واحد از نوک دماغه (165 میلی‌متر) قرار دارد. ابعاد مدل ANF در شکل 5 نشان داده شده است.

همچنین ابعاد نازل‌های همگرا و واگرا-واگرا در شکل 6 نشان داده شده است. از نازل همگرا به‌عنوان جت حدود صوت و از نازل همگرا-واگرا با نسبت مساحت سطح خروجی به مساحت گلوگاه، $AR=2.23$ به عنوان نازل مافوق صوت استفاده می‌کنیم.

دسپریو در تحقیق خود [7] هفت مکان قرارگیری برای نازل در نظر گرفته است. در تحقیق حاضر از بین این هفت مکان، چهار مکان قرارگیری نازل (مکان جت) مورد بررسی قرار گرفته‌اند که در جدول 1 نشان داده شده

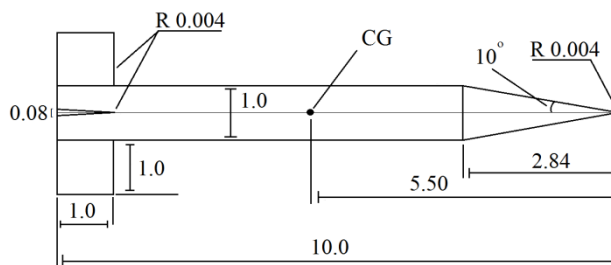


Fig. 5 Dimension of ANF model [7]

شکل 5 ابعاد مدل ANF [7]

¹ Pitch frequency

² Basic Finner

³ Army Navy Finner (ANF)

⁴ Cone-Cylinder

⁵ Fluent

جدول 2 شرایط جریان آزاد

عدد ماخ	سرعت (m/s)	فشار محیط (Pa)	دمای محیط (K)
1.5	510.4	101325	288
2.5	850.7	101325	288

جدول 3 شرایط جریان جت

فشار کل (MPa)	دمای کل (K)	PR
34.5	2700	340.5

شده است.

برای محاسبه ضریب پایداری استاتیکی مدل را در زوایای حمله 6-، 0، 3، 6 و 9 درجه قرار داده ایم. عدد ماخ جریان آزاد برابر 1.5 است. ضریب $C_{m\alpha}$ برای هر چهار مکان جت محاسبه شده تا تأثیر مکان جت روی پایداری طولی استاتیکی مشخص شود. برای بررسی استقلال نتایج از شبکه، چندین شبکه متفاوت با حضور نازل همگرا در مکان F2 در نظر گرفته شده است. از آنجایی که اندرکنش جت و جریان آزاد تأثیر زیادی بر نیروها و گشتاورها دارد، معیار بررسی را نیروهای عمودی حاصل از اندرکنش، F_{ji} و M_{ji} حاصل از اندرکنش حول مرکز جرم، M_{ji} در نظر می گیریم و با این ایده که هرچه شبکه ریزتر باشد به جواب دقیق تر می رسیم نتایج را مورد قضاوت قرار می دهیم. همه محاسبات در عدد ماخ 1.5 انجام شده اند. در جدول 5 نتایج برای پنج شبکه بندی ارائه شده است. با توجه به جدول 5 با ریزتر شدن شبکه، F_{ji} و M_{ji} کاهش می یابند. براساس نتایج باید شبکه ای که پاسخ بهتری را نتیجه می دهد انتخاب کرد، یعنی شبکه شماره 5، ولی با توجه به این که اختلاف بین شبکه شماره 2 و شماره 5 آن چنان زیاد نیست و همچنین با توجه به امکانات موجود و صرفه جویی زمانی شبکه شماره 2 را به عنوان شبکه پایه برای حل تمامی حالت ها انتخاب کرده ایم.

5- نتایج بخش اول

در این قسمت نتایج بخش اول تحقیق حاضر با توجه به توضیحات بیان شده در مقدمه ارائه می شود. در ابتدا برای بررسی صحت محاسبات، نتایج تحقیق حاضر را با استفاده از نتایج به دست آمده در تحقیق [7] اعتبارسنجی می کنیم. برای اعتبارسنجی نازل همگرا در عدد ماخ 1.5 در نظر گرفته شده است. ضرایب k_f و k_m به عنوان مهم ترین پارامترها در مبحث II به شمار می روند. نتایج اعتبارسنجی این دو ضریب به همراه نتایج اعتبارسنجی ضرایب نیرو و گشتاور حاصل از اندرکنش که به ترتیب با $C_{N_{ji}}$ و $C_{M_{ji}}$ نشان داده می شوند در شکل 8 و 9 نشان داده شده است. منظور از برچسب CFD++ نتایج به دست آمده در تحقیق دسپریو [7] است (دسپریو با استفاده از نرم افزار CFD++ محاسبات عددی را انجام داد).

با توجه به اندازه شبکه به کار رفته در تحقیق و حل از مرتبه اول می توان بیان کرد نتایج تقریب خوبی به نتایج تحقیق دسپریو [7] دارند.

5-1- نتایج ضریب فشار

شکل 10 نمودارهای ضریب فشار در حضور نازل همگرا برای اعداد ماخ 1.5 و 2.5 را نشان می دهد. مقادیر ضریب فشار روی یک خط روی سطح مدل واقع در صفحه تقارن از نوک دماغه تا انتهای مدل محاسبه شده اند. در تمام نمودارها مشاهده می شود شکل تغییر نمودار ضریب فشار قاعده مشخصی دارد که در تمام مراجعی که تحقیق پیرامون مبحث II انجام شده است شکل

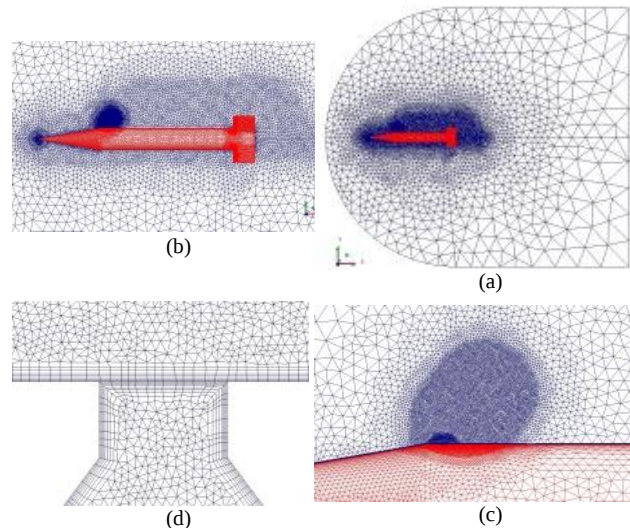


Fig. 7 Mesh for computational domain in presence of converging nozzle at F2 location: (a) Symmetry plane of computational domain, (b) Mesh around model, (c) Density box around nozzle exit, (d) Nozzle exit and boundary layer

شکل 7 شبکه بندی میدان حل در حضور نازل همگرا در مکان F2: الف- صفحه تقارن دامنه حل، ب- شبکه بندی حول مدل، ج- تراکم شبکه حول خروجی نازل، د- خروجی نازل و لایه مرزی

بررسی مدل های مختلف حل، مدل $k\omega$ SST به عنوان مدل حل برای تمام حالت ها انتخاب شد. همچنین مدل $k\omega$ SST به طور همزمان می تواند از توانایی مدل $k\omega$ برای احتساب نواحی رینولدز پایین و توانایی مدل $k\epsilon$ برای احتساب نواحی رینولدز بالا بهره گیرد. از مزایای این مدل می توان به پیش بینی جریان با دقت بالا در گردایان فشار معکوس، تخمین دقیق تر مکان جدایش جریان نسبت به مدل های $k\epsilon$ و $k\omega$ و همچنین قابلیت اطمینان این مدل برای حل جریان های آیرودینامیکی شامل امواج شوک مافوق صوت و وجود نرخ کرنش برشی زیاد، مانند مناطق مجاور نقطه سکون اشاره کرد. این ویژگی ها سبب شده که مدل یادشده برای دسته وسیعی از جریان های مهندسی عملکرد دقیق تر و مطمئن تری داشته باشد. جزئیات بیشتر درباره این روش در تحقیق منتر و همکاران [16] ارائه شده است. سیال هوا به عنوان گاز ایده آل انتخاب شده و دیواره از جنس آلومینیوم است. الگوریتم حل از نوع ضمنی و از روش رو¹ برای تجزیه اختلاف شار² استفاده شده است. تمام گسسته سازی های مکانی از مرتبه اول است، همچنین برای تسریع همگرایی از روش چند شبکه ای کامل در مقداردهی اولیه³ استفاده کردیم. در حل پایا عدد کورانت در 50 تکرار اول، 0.1 و در ادامه با ضریب رشد 0.01 حداکثر تا 1.5 افزایش می یابد. در حل ناپایا با توجه به تعیین گام زمانی، طبق بررسی های صورت گرفته می توانیم عدد کورانت را تا 5 افزایش دهیم، همچنین تمام محاسبات ناپایا تا دو بار نوسان انجام شده اند به طور میانگین همگرایی تا جایی ادامه می یابد که مقدار باقی مانده ها از مرتبه ای بین 10^{-5} تا 10^{-4} برسند و این اطمینان حاصل شود که با ادامه تکرار اندازه نیروها و گشتاورها ثابت بماند. زاویه حمله در همه حالت ها صفر است. شرایط جریان آزاد در جدول 2 و شرایط جریان جت در جدول 3 آورده شده است. PR نسبت فشار کل جت به فشار استاتیک جریان آزاد است. فشار کل جت نیز برحسب مگاپاسکال است. در جدول 4 شرایط انتخاب شده در حل ناپایا ارائه

¹ Roe

² Flux Difference Splitting (FDS)

³ Full MultiGrid initialization (FMG)

جدول 4 شرایط حل ناپایا

Table 4 Unsteady computation conditions

F (Hz)	Δt (s)	k	A (deg)	i	N	عدد ماخ
541	$1.8475 \cdot 10^{-5}$	0.1	0.25	25	100	1.5
902	$1.1085 \cdot 10^{-5}$	0.1	0.25	25	100	2.5

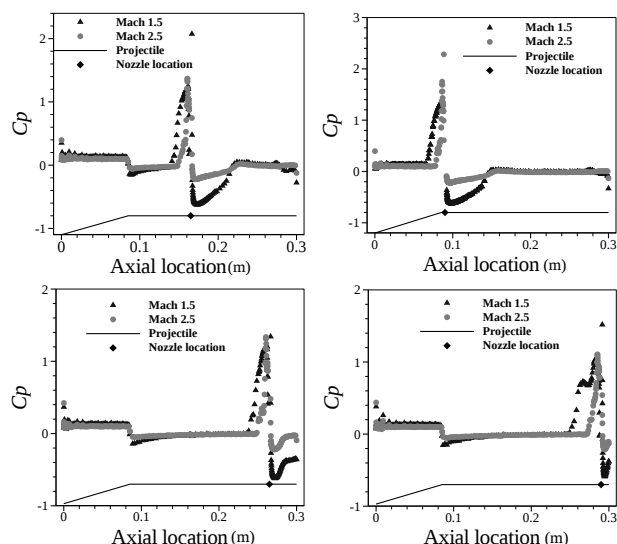


Fig. 10 Pressure coefficient diagram due to the jet locations in presence of converging nozzle at Mach 1.5 and 2.5

شکل 10 نمودار ضریب فشار با توجه مکان‌های جت با حضور نازل همگرا در اعداد ماخ 1.5 و 2.5

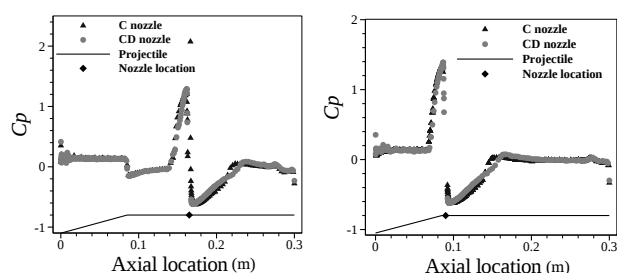


Fig. 11 Nozzle type effect on pressure coefficient in presence of converging nozzle at Mach 1.5

شکل 11 تأثیر نوع نازل روی ضریب فشار در عدد ماخ 1.5

همگرا- واگرا در اعداد ماخ 1.5 و 2.5 نشان می‌دهد. آن‌چه در ابتدا با افزایش عدد ماخ نیروی پسا افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد. کاهش ضریب پسا به این دلیل است که فشار دینامیکی با افزایش سرعت، افزایش یافته و مخرج کسر در رابطه ضریب پسا نسبت به صورت کسر که نیروی پسا است رشد بیشتری دارد. تغییر مکان نازل تغییر زیادی در مقادیر نیروی پسا و ضریب پسا ایجاد نمی‌کند. با مقایسه نمودارها برای دو نازل همگرا و همگرا-واگرا مشاهده می‌شود تغییر نوع نازل بر نیرو و ضریب پسا بی‌تأثیر است.

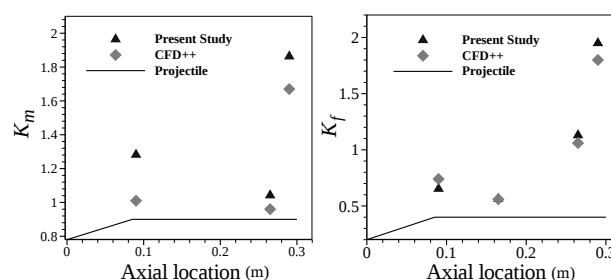
5-3- نحوه توزیع فشار روی بالک‌ها

با قرارداد بازه فشار بی‌بعد شده بین 0.2 تا 1.3 می‌توانیم چگونگی توزیع فشار روی بالک‌ها را بهتر مشاهده کنیم. در ابتدا با مقایسه‌ای که بین این کانتورها انجام دادیم مشاهده شد نوع نازل تغییر چندانی در شکل کانتورها ایجاد نمی‌کند. در این‌جا فقط کانتورهای مربوط به حضور نازل همگرا آورده می‌شوند. این کانتورها برای همه مکان‌های قرارگیری نازل در شکل 13 ارائه

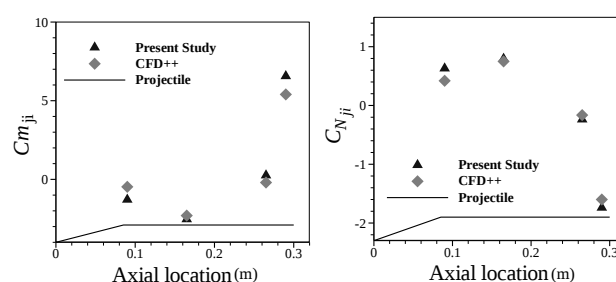
جدول 5 نتایج استقلال از شبکه

Table 5 Grid study results

M_{ji} (Nm)	F_{ji} (N)	اندازه سلول	شماره شبکه
-4.53	76.17	900000	1
-4.35	71.2	1300000	2
-4.34	70.21	2000000	3
-4.24	68.21	3300000	4
-3.83	65.18	5700000	5

Fig. 8 Validation for k_f and k_m

شکل 8 اعتبارسنجی ضرایب k_f و k_m

Fig. 9 Validation for C_{Nji} and C_{mji}

شکل 9 اعتبارسنجی ضرایب C_{Nji} و C_{mji}

نمودار ضریب فشار به همین صورت است. این نمودار تحلیل ساده و مشخصی دارد که با توجه به توضیحات ارائه شده در بخش دوم قابل درک است. دلیل افزایش ناگهانی فشار پشت جت نیز به سبب برخورد شوک انعکاسی به سطح است. با افزایش عدد ماخ فشار دینامیکی افزایش می‌یابد و با توجه به این‌که حباب جت کوچک‌تر می‌شود ناحیه کم‌فشار پشت جت در عدد ماخ 2.5 نسبت به همین ناحیه در عدد ماخ 1.5 فشار بیشتری دارد. این قاعده در همه مکان‌های جت به همین صورت است. تغییر مکان جت تنها سبب انتقال «محدوده تغییر» در نمودار می‌شود و مقدار ضریب فشار تقریباً ثابت می‌ماند. در شکل 11 مقایسه‌ای برای تأثیر نوع نازل روی ضریب فشار در عدد ماخ 1.5 انجام شده است که نتایج نشان‌دهنده تأثیر اندک نوع نازل روی نمودار ضریب فشار دارد. در این نمودار منظور از C Nozzle نازل همگرا و منظور از CD Nozzle نازل همگرا-واگراست.

5-2- نتایج ضریب و نیروی پسا

شکل 12 نتایج حاصل از نیروی پسا و ضریب پسا را برای نازل‌های همگرا و

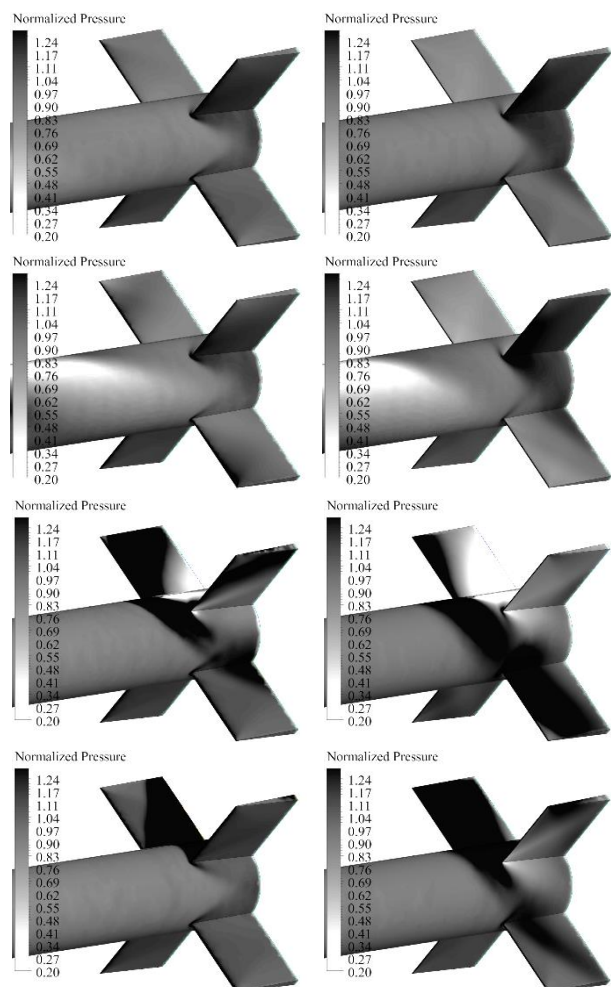


Fig. 13 Normalized pressure distribution contour on the fins: Mach 1.5 at the right hand side and Mach 2.5 at the left hand side (jet location from up to down in series: F2, F0, R2, R3)

شکل 13 کانتور توزیع فشار بی‌بعد شده روی بالک‌ها: عدد ماخ 1.5 سمت راست و عدد ماخ 2.5 سمت چپ (مکان جت از بالا به پایین به ترتیب: F2, F0, R2, R3)

برای درک بهتر تأثیر نحوه توزیع فشار روی بالک‌ها بر نیروها و گشتاورها، نمودارهای k_f و k_m برای اعداد ماخ 1.5 و 2.5 در شکل 14 و همچنین در جدول 6 نتایج نیروی وارد شده حاصل از II بر بالک‌ها ارائه شده است که می‌توان مطابقت آن را با تحلیل بخش 3-5 مشاهده کرد.

6- نتایج بخش دوم

در این قسمت نتایج بخش دوم تحقیق حاضر با توجه به توضیحات بیان شده

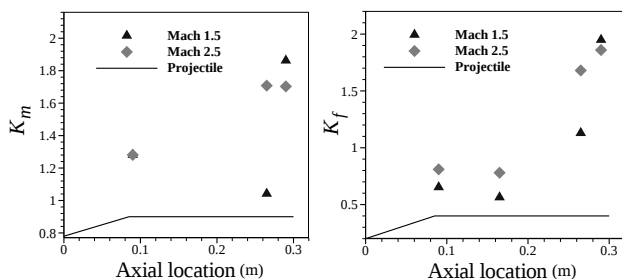


Fig. 14 Results of k_f and k_m at Mach 1.5 and 2.5 due to the jet location

شکل 14 نتایج k_m و k_f برای اعداد ماخ 1.5 و 2.5 با توجه به مکان جت

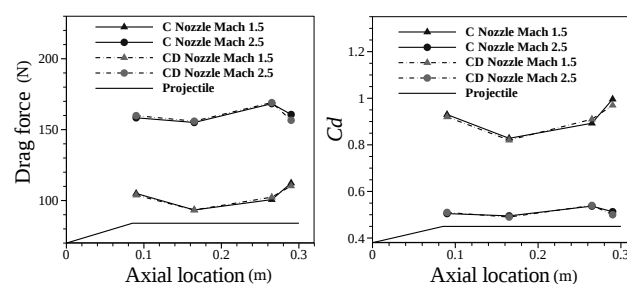


Fig. 12 Drag force and drag coefficient Results for Converging Nozzle (C Nozzle) and Converging-Diverging Nozzle (CD Nozzle) at Mach 1.5 and 2.5

شکل 12 نتایج نیروی پسا و ضریب پسا برای نازل‌های همگرا (C Nozzle) و واگرا (CD Nozzle) در اعداد ماخ 1.5 و 2.5

شده‌اند. تغییر در عدد ماخ جریان آزاد تأثیر بسزایی روی نحوه توزیع فشار دارد. نتیجه این تأثیر به روشنی در مکان‌های R2 و R3 قابل مشاهده است. شرح نحوه توزیع فشار با توجه به مکان قرارگیری نازل همگرا و عدد ماخ در زیر ارائه شده است:

مکان F2 عدد ماخ 1.5: فشار در قسمت زیرین بالک بالایی توزیع شده و سبب ایجاد یک نیرو به بالا می‌شود، به این دلیل k_f کمتر از یک است. این توزیع فشار یک گشتاور دماغه پایین ایجاد می‌کند که هم‌جهت با گشتاور تولیدشده توسط جت است. k_m در این حالت بزرگ‌تر از یک است.
مکان F2 عدد ماخ 2.5: مشابه حالت عدد ماخ 1.5 با این تفاوت که فشار کمتری وارد می‌شود.

مکان F0 عدد ماخ 1.5: مشابه مکان F2 است با این تفاوت که توزیع فشار محدوده بیشتری را پوشش می‌دهد و فشار بیشتری به زیر بالک‌های بالایی وارد می‌شود که نتیجه آن نیروی عمودی و گشتاور بیشتر است.
مکان F0 عدد ماخ 2.5: مشابه حالت عدد ماخ 1.5 با این تفاوت که فشار کمتر است.

مکان R2 عدد ماخ 1.5: فشار زیادی روی قسمت بالایی بالک‌های پایینی وارد می‌شود که این امر نیروی عمودی رو به پایین ایجاد می‌کند که هم‌راستا با نیروی جت است، نیروی جت تقویت می‌شود. گشتاور نیز تقویت می‌شود. در این حالت در ابتدای امر به نظر می‌رسد باید نیرو و گشتاور به شدت تقویت شوند، اما این اتفاق نمی‌افتد و نیرو و گشتاور به مقدار اندکی تقویت می‌شوند. این مساله به این دلیل است که بین بالک‌های بالایی و روی بدنه مدل پشت جت یک ناحیه بسیار کم‌فشار ایجاد می‌شود که همین مسأله سبب می‌شود تا نیرو و گشتاور آن‌طور که به نظر می‌رسد تقویت نشوند.

مکان R2 عدد ماخ 2.5: در این حالت به دلیل سرعت بالای جریان آزاد، فشار از روی قسمت بالایی بالک‌های پایینی برداشته شده و به قسمت بالایی بالک‌های بالایی منتقل می‌شود. ناحیه کم‌فشار که در حالت پیشین وجود داشت بسیار کوچک‌تر می‌شود و در نتیجه نیرو و گشتاور به شدت تقویت می‌شوند.

مکان R3 عدد ماخ 1.5: فشار به‌طور کامل روی قسمت بالایی بالک‌های بالایی وارد شده و اثری از آن ناحیه کم‌فشار نیز وجود ندارد، نیرو و گشتاور به شدت تقویت می‌شوند.

مکان R3 عدد ماخ 2.5: مانند حالت عدد ماخ 1.5 است اما به دلیل سرعت بالاتر جریان آزاد توزیع فشار کمی به سمت عقب‌تر منتقل می‌شود و نسبت به حالت پیشین فشار کمتری روی بالک‌ها وارد می‌شود، مقدار نیرو و گشتاور کمتر از حالت پیشین است.

جدول 6 نتایج نیروی عمودی وارد شده حاصل از II، بر بالکها در حضور نازل همگرا و عدد ماخ 1.5

Table 6 Results of II normal force on the fins in presence of converging nozzle at Mach 1.5

مکان جت	عدد ماخ	F_{ji} (N)
F2	1.5	33.6
	2.5	19.46
F0	1.5	46.4
	2.5	16.4
R2	1.5	-37.3
	2.5	-115.31
R3	1.5	-131.23
	2.5	-117

در مقدمه ارائه می‌شود. با توجه به این که در تحقیق برای نخستین بار به بررسی پایداری استاتیکی و دینامیکی یک پرتابه مافوق صوت در حضور جت جانبی پرداخته شده، مرجعی برای اعتبارسنجی وجود ندارد و نتایج در تحقیق حاضر با نتایج تجربی در حالت بدون جت مقایسه شده است. با توجه به حضور دو نازل همگرا و همگرا-واگرا در 4 مکان قرارگیری و همچنین دو عدد ماخ 1.5 و 2.5 برای جریان آزاد، درمجموع برای 16 حالت مختلف محاسبات برای به دست آوردن ضریب میرایی گشتاور پیچشی انجام شده است. نکته مهم در این روش این است که از آنجایی که حرکت مدل به طور مقید است، نیروی رانش جت و گشتاور حاصل از آن را نمی‌توان به حساب آورد، ضریب میرایی گشتاور پیچشی صرفاً از نیرو و گشتاور پیچشی حاصل از II تأثیر می‌پذیرد. از آنجایی که روش حل دینامیکی یک روش حل ناپایاست، بررسی گام زمانی از ملزومات آن است. بررسی تأثیر گام زمانی و تکرار داخلی و همچنین تأثیر بازه نوسان و فرکانس کاهش یافته بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی در عدد ماخ 1.5 بررسی شده‌اند. برای انجام این بررسی‌ها نازل همگرا در مکان قرارگیری F2 در نظر گرفته شده است.

1-6- پایداری استاتیکی

شکل 15 مقادیر $C_{m\alpha}$ که بیانگر پایداری طولی استاتیکی است را برحسب مکان جت نشان می‌دهد. شکل 15-a نمودار تغییر ضریب پایداری استاتیکی حاصل از II، $C_{m\alpha_{ji}}$ را با توجه به تغییر مکان جت نشان می‌دهد. در این نمودار تمام مقادیر مثبت هستند، این بدان معنی است که اگر گشتاور پیچشی حاصل از II به‌تنهایی مورد نظر قرار گیرد سبب ایجاد ناپایداری طولی استاتیکی می‌شود که البته انتظاری هم جز این نیست. خروج جت و برخورد آن با جریان آزاد سبب ایجاد یک اختلال در آیرودینامیک خارجی مدل می‌شود که به‌عنوان مهم‌ترین عیب سامانه‌های کنترل به‌وسیله جت جانبی عنوان شد. شکل 15-b نمودار ضریب پایداری استاتیکی کل، $C_{m\alpha_{total}}$ را با توجه به مکان جت نشان می‌دهد. برخلاف حالت پیشین تمام مقادیر این نمودار منفی است. با لحاظ کردن تأثیر زاویه حمله به همراه تأثیر II، شاهد پایداری طولی استاتیکی هستیم. می‌توان نتیجه گرفت تأثیری که حضور جت جانبی بر پایداری طولی استاتیکی دارد آن‌قدر بزرگ نیست که پرتابه از محدوده پایداری خارج شود. در نمودار شکل 15-b مقدار $C_{m\alpha}$ برای حالت بدون حضور جت که از نتایج آزمایش تجربی به‌دست آمده [13] نیز آورده شده که با توجه به ثابت بودن عدد ماخ، مقداری ثابت دارد. مشاهده می‌شود اندازه مقادیر $C_{m\alpha_{total}}$ در حضور جت جانبی در همه مکان‌های جت

از اندازه مقدار $C_{m\alpha}$ در حالت بدون حضور جت جانبی کمتر است. این مطلب حضور جت جانبی پایداری طولی استاتیکی را کاهش می‌دهد، همچنین در هر دو حالت مشاهده می‌شود تغییر مکان جت روی ضرایب پایداری طولی استاتیکی تأثیری کاملاً غیرخطی دارد و انتخاب مکان مناسب جت به پارامترهایی مورد نظر طراح محدود می‌شود.

2-6- بررسی صحت روش حل ناپایا (دینامیکی)

از آنجایی که این نوع روش حل ناپایا برای به‌دست‌آوردن ضریب میرایی گشتاور پیچشی برای یک پرتابه در حضور جت جانبی برای نخستین بار در این تحقیق به‌کار رفته است، مرجعی برای اعتبارسنجی نتایج وجود ندارد؛ بنابراین صرفاً برای نشان دادن صحت استفاده از روش پیچش صفحه‌ای به‌کار رفته در تحقیق حاضر، مدل بدون جت را در نظر گرفته و نتایج خود را با نتایج کارهای عددی و تجربی موجود اعتبارسنجی کرده‌ایم. هاگواندین و ساهو [13] برای مدل بدون حضور جت در زاویه حمله صفر درجه محاسبات دینامیکی را با روش پیچش صفحه‌ای با نرم‌افزار CFD++ برای اعداد ماخ بین 0.9 تا 4.5 انجام داده و نتایج خود را با نتایج آزمایش‌های تجربی مقایسه کرده‌اند. برای اعتبارسنجی از نتایج ارائه شده ایشان استفاده کرده‌ایم که در جدول 7 ارائه شده‌اند. نتایج محاسبات با تقریب خوبی به نتایج آزمایش تجربی نزدیک است. اختلاف نتایج با نتایج تجربی برای اعداد ماخ 1.5 و 2.5 به ترتیب 17٪ و 7٪ است. این بیان‌گر صحت روش ناپایای به‌کار رفته در این پژوهش است.

3-6- بررسی تأثیر گام زمانی و تکرار داخلی بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی

در حل ناپایای مدل برای بررسی تأثیر گام زمانی و تکرار داخلی مقدار A و k ثابت و براساس جدول 4 در نظر گرفته شده است. عدد ماخ نیز 1.5 است.

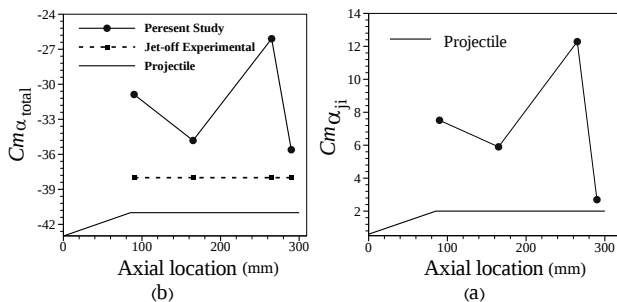


Fig. 15 Longitudinal static stability coefficient variation due to the jet location at Mach 1.5, a- II longitudinal static stability coefficient, $C_{m\alpha_{ji}}$ b- Total longitudinal static stability coefficient, $C_{m\alpha_{total}}$ in comparison with jet-off experimental results [13]

شکل 15 تغییر $C_{m\alpha}$ با توجه به مکان جت در عدد ماخ 1.5، الف- ضریب پایداری

طولی استاتیکی حاصل از II، $C_{m\alpha_{ji}}$ ، ب- ضریب پایداری طولی استاتیکی کل،

$C_{m\alpha_{total}}$ در مقایسه با نتایج تجربی در حالت بدون جت [13]

جدول 7 بررسی صحت روش حل ناپایا

Table 7 Verification of unsteady solution

عدد ماخ	$C_{m_q} + C_{m\alpha}$ (نتیجه تجربی)	$C_{m_q} + C_{m\alpha}$ (CFD++)	$C_{m_q} + C_{m\alpha}$ (پژوهش حاضر)
1.5	-420.7	-437.65	-491.41
2.5	-290.5	-290.2	-311.44

جدول 8 نتایج بررسی تأثیر گام زمانی و تکرار داخلی بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی را نشان می‌دهد. با توجه به رابطه (19) هرچه N بزرگ‌تر انتخاب شود گام زمانی در هر دوره نوسان کوچک‌تر می‌شود. با توجه به این ایده که هرچه گام زمانی کوچک‌تر باشد به پاسخ دقیق‌تر می‌رسیم، می‌توانیم نتیجه حاصل شده از $N = 200$ را دقیق‌تر به شمار آوریم. با توجه به نزدیک بودن نتایج و صرفه‌جویی در زمان برای حل همه حالت‌ها $N = 100$ و $i = 25$ در نظر گرفته شده است.

4-6- بررسی تأثیر بازه نوسان و فرکانس کاهش یافته

این بررسی برای مکان‌های $F2$ و $R2$ انجام شده است. جدول 9 نتایج این بررسی را نشان می‌دهد. با تغییر A ، می‌توان گفت ضریب میرایی گشتاور پیچشی ثابت می‌ماند، هرچند برای مکان $R2$ تغییرات اندکی (کمتر از 2%) وجود دارد و قابل چشم‌پوشی است. با ثابت نگه‌داشتن $A = 0.25$ و افزایش k اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی به‌طور محسوس کاهش می‌یابد. در جدول 10 میزان این تغییرات برحسب درصد ارائه شده است. با توجه به جدول 10 ضریب میرایی گشتاور پیچشی زمانی که مقدار k از 0.1 به 0.2

جدول 8 نتایج تأثیر گام زمانی و تکرار داخلی بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی

Table 8 Results for effect of time step and inner iteration on pitch damping moment coefficient

$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$	i	N
-504.22	20	100
-507.18	25	100
-508.40	35	100
-509.18	50	100
-506.08	20	200
-507.24	35	200
-507.36	50	200

جدول 9 نتایج تأثیر بازه نوسان و فرکانس کاهش یافته بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی

Table 9 Results for effect of amplitude and reduced frequency on pitch damping moment coefficient

$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$	A (deg)	k	مکان نازل
-507.18	0.25	0.1	F2
-507.53	0.5	0.1	F2
-507.78	1.0	0.1	F2
-421.32	0.25	0.2	F2
-395.50	0.25	0.4	F2
-412.31	0.25	0.1	R2
-406.37	0.5	0.1	R2
-405.06	1.0	0.1	R2
-373.15	0.25	0.2	R2
-372.14	0.25	0.4	R2

جدول 10 درصد تغییر ضریب میرایی گشتاور پیچشی با تغییر k

Table 10 Pitch damping moment coefficient variation percent by variation of k

درصد تغییر $C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$	تغییر k	مکان نازل
17%	0.1 → 0.2	F2
6%	0.2 → 0.4	F2
9.5%	0.1 → 0.2	R2
0.2%	0.2 → 0.4	R2

افزایش می‌یابد بیشترین تغییر را دارد. در مکان $R2$ با تغییر k از 0.2 به 0.4 تغییر ضریب میرایی گشتاور پیچشی بسیار ناچیز است. در بخش 3-2 رابطه (8) و فرمول‌بندی روش نشان از این دارد که منحنی تغییرات α نسبت به زمان و همچنین C_m نسبت به زمان به یک موج سینوسی تبدیل می‌شود. شکل 16-a نمودار تغییرات α برحسب زمان و شکل 16-b نمودار تغییرات C_m برحسب زمان را برای دو بار نوسان نشان می‌دهد. با ثابت نگه‌داشتن $A = 0.25$ و افزایش k مشاهده می‌شود مقدار C_m و نیز سرعت نوسان افزایش می‌یابد، یعنی هر یک دوره نوسان در زمان کمتری انجام می‌شود. با رسم منحنی تغییرات C_m نسبت به تغییرات α ، همان‌طور که در بخش 2-3 توضیح داده شد یک نمودار بیضوی ایجاد می‌شود. شکل 17 این نمودار را نشان می‌دهد.

در شکل 17-a با ثابت نگه‌داشتن $k = 0.1$ و تغییر بازه نوسان، A ، منحنی‌های بیضوی هم‌مرکز حول مبدأ مختصات تولید می‌شوند. در این حالت C_{m+} و C_{m-} تقریباً به‌طور مستقیم با افزایش بازه نوسان افزایش می‌یابند. به این دلیل ضریب میرایی گشتاور پیچشی به نسبت ثابت می‌ماند. شکل 17-b نمودار تغییرات C_m نسبت به تغییرات α را با ثابت نگه‌داشتن $A = 0.25$ و تغییر k نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود C_{m+} و C_{m-} با افزایش k افزایش می‌یابند.

5-6- نتایج پایداری طولی دینامیکی

شکل 18 تغییرات ضریب میرایی گشتاور پیچشی را نسبت به مکان قرارگیری نازل‌های همگرا و همگرا-واگرا در اعداد ماخ 1.5 و 2.5 در مقایسه با نتایج

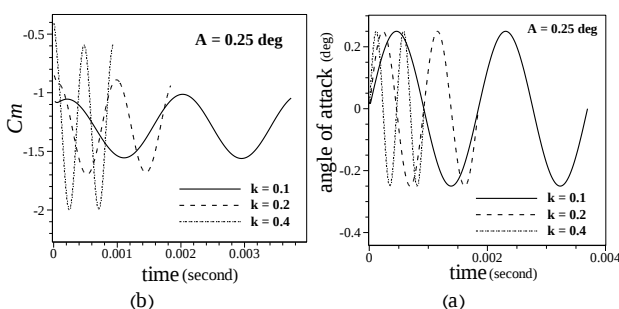


Fig. 16 Variation of α and C_m as a function of time: (a) Variation of α as a function of time, (b) Variation of C_m as a function of time

شکل 16 تغییرات α و C_m برحسب زمان: الف- تغییرات α نسبت به زمان، ب- تغییرات C_m برحسب زمان

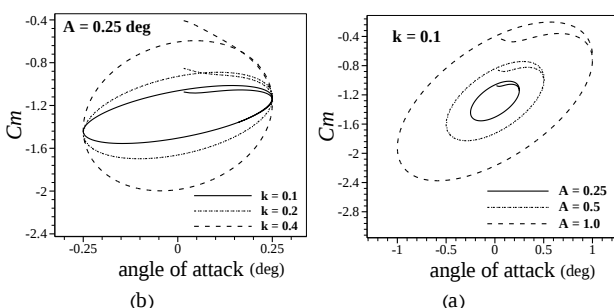


Fig. 17 Variation of C_m due to α : (a) Variation of C_m due to α for $k=0.1$ by variation of A , (b) Variation of C_m due to α for $A=0.25$ by variation of k

شکل 17 تغییرات C_m نسبت به α : الف- تغییرات C_m نسبت به α در $k = 0.1$ با تغییر A ، ب- تغییرات C_m نسبت به α در $A = 0.25$ با تغییر k

بررسی ضریب پایداری طولی دینامیکی پارامترهای یادشده بخش نخست در نظر گرفته شدند. خلاصه مهم ترین نتایج در زیر ارائه شده است. بخش نخست:

- تأثیر مکان جت به عنوان مهم ترین پارامتر باعث انتقال «محدوده تغییر» در نمودار ضریب فشار می شود. این تغییر مکان، تأثیر چندانی بر ضریب و نیروی پسا ندارد.
- نحوه توزیع فشار روی بالکها وابستگی بسیار زیادی به مکان جت دارد. همین امر نیز سبب تغییرات اساسی در ضرایب تقویت k_f و k_m می شود.
- تأثیر افزایش عدد ماخ روی نمودار ضریب فشار به طور کلی سبب افزایش مقدار ضریب فشار هم در ناحیه جلوی جت و هم ناحیه پشت آن می شود.
- نیروی پسا با افزایش عدد ماخ، افزایش و ضریب پسا کاهش می یابد.
- نحوه توزیع فشار روی بالکها در مکان های F_2 و F_0 با تغییر عدد ماخ ناچیز و در مکان های R_2 و R_3 قابل توجه است.
- تأثیر نوع نازل بر تمام موارد مورد بررسی ناچیز بوده است. بخش دوم:
- گشتاور پیچشی حاصل از II به تنهایی سبب ایجاد ناپایداری طولی استاتیکی می شود.
- تأثیری که حضور جت جانبی بر پایداری طولی استاتیکی دارد آن قدر بزرگ نیست که پرتابه از محدوده پایداری خارج شود.
- تأثیر نوع نازل بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی بسیار ناچیز است.
- افزایش عدد ماخ سبب کاهش پایداری طولی دینامیکی می شود.
- با تغییر بازه نوسان، می توان بیان کرد ضریب میرایی گشتاور پیچشی ثابت می ماند.
- افزایش فرکانس کاهش یافته، اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی را به طور محسوسی کاهش می دهد.
- تأثیر تغییر مکان جت به عنوان مهم ترین پارامتر روی اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی رفتاری غیرخطی ایجاد می کند و انتخاب مکان مناسب جت به پارامترهای مورد نظر طراح بستگی دارد.

آزمایش تجربی بدون حضور جت جانبی [13] نشان می دهد. در نتایج مربوط به حالت پایا مشاهده می شود تأثیر نوع نازل بر نتایج اندک بوده و در برخی حالتها این تأثیر قابل چشم پوشی است [7]؛ بنابراین در حالت دینامیکی نیز همین رفتار انتظار می رود. تأثیر نوع نازل بر ضریب میرایی گشتاور پیچشی بسیار ناچیز است. در عدد ماخ 1.5 اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی بزرگتر است. این یعنی در این حالت مدل پایداری طولی دینامیکی بیشتری دارد. تأثیر تغییر مکان جت به عنوان مهم ترین پارامتر روی اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی رفتاری غیرخطی ایجاد می کند به طوری که در عدد ماخ 1.5 با تغییر مکان نازل از F_2 به R_2 شاهد کاهش اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی هستیم، اما در عدد ماخ 2.5 این اندازه افزایش می یابد. با تغییر مکان از R_2 به R_3 در هر دو عدد ماخ 1.5 و 2.5 اندازه ضریب میرایی گشتاور پیچشی افزایش می یابد. در عدد ماخ 1.5 کمترین پایداری طولی دینامیکی با قرارگیری نازل در مکان R_2 و در عدد ماخ 2.5 در مکان F_2 اتفاق می افتد. نمی توان برای انتخاب مکان نازل یک تصمیم کلی اتخاذ کرد، مانند نتیجه ای که در حالت پایداری طولی استاتیکی به دست آمد در این جا نیز این انتخاب به پارامترهای مورد نظر طراح بستگی دارد، همچنین مقایسه نتایج در حضور جت جانبی با نتایج آزمایش تجربی بدون حضور جت جانبی نشان می دهد در عدد ماخ 2.5 مقادیر ضریب میرایی گشتاور پیچشی به هم نزدیک است به طوری که در مکان R_2 این مقادیر تقریباً یکسان هستند. در عدد ماخ 1.5 شاهد اختلاف قابل توجه هستیم؛ بنابراین می توان نتیجه گرفت عدد ماخ بالاتر موجب کاهش تأثیر II روی پایداری طولی دینامیکی و نزدیک شدن مقدار ضریب میرایی گشتاور پیچشی به مقدار این ضریب در حالت بدون حضور جت جانبی می شود.

7- نتیجه گیری

در این تحقیق اثرات اندرکنش جت جانبی و جریان مستقیم روی رفتار آیرودینامیکی یک پرتابه مافوق صوت در زاویه حمله صفر درجه مورد بررسی قرار گرفت. این بررسی در دو بخش انجام شد. در بخش نخست نتایج حاصل از تأثیر مکان جت، عدد ماخ و نوع نازل به کار رفته (همگرا و همگرا-واگرا) روی ضریب فشار، ضریب و نیروی پسا و نحوه توزیع فشار روی بالکها به عنوان نتایج تکمیلی برای تحقیق [7] ارائه و تحلیل شد. در بخش دوم بررسی روی پایداری طولی استاتیکی و دینامیکی پرتابه انجام شد. در بررسی ضریب پایداری طولی استاتیکی تأثیر مکان جت به عنوان تنها پارامتر مورد نظر و در

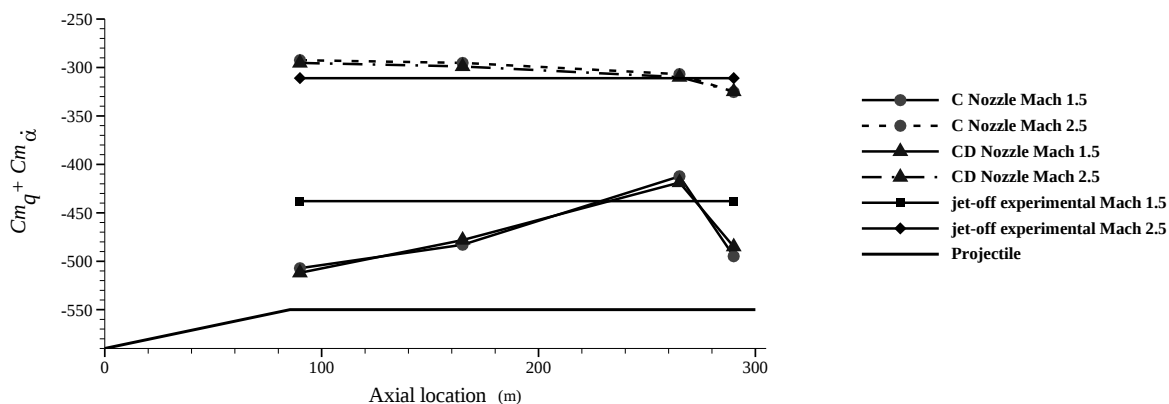


Fig. 18 Pitch damping moment coefficient Variation due to location of Converging Nozzle (C Nozzle) and Converging-Diverging Nozzle (CD Nozzle) in comparison with jet-off experimental results

شکل 18 تغییرات ضریب میرایی گشتاور پیچشی با توجه به مکان قرارگیری نازل همگرا (C Nozzle) و همگرا-واگرا (CD Nozzle) در مقایسه با نتایج تجربی در حالت بدون جت [13]

– عدد ماخ بالاتر موجب نزدیک شدن مقدار ضریب میرایی گشتاور پیچشی به مقدار این ضریب در حالت بدون حضور جت جانبی می شود.

8- مراجع

- [8] P. Champigny, R. G. Lacau, Lateral jet control for tactical missiles, *AGARD Reports 804, Special Course on Missile Aerodynamics*, No. 3, 1994.
- [9] F. W. Spaid, E. E. Zukoski, R. Rosen, *A study of Secondary Injection of Gases into a Supersonic Flow*, PhD Thesis, jet propulsion laboratory, California Institute of Technology, 1964.
- [10] V. Viti, R. Neel, J. A. Schetz, Detailed flow physics of the supersonic jet interaction flow field, *Physics of Fluids*, Vol. 21, No. 4, 2009.
- [11] B. Y. Min, J. W. Lee, Y. H. Byun, Numerical Investigation of the Shock Interaction Effect on the Lateral Jet Controlled Missile, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 5, pp. 385–393, 2006.
- [12] M. H. Sadraee, *Flight Stability and Control*, pp. 11, Tehran, Ayandegan, 1388. (in persian فارسی)
- [13] V. A. Bhagwandin, J. Sahu, Numerical prediction of pitch damping stability derivatives for finned projectiles, *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, 27-30 June, 2011.
- [14] V. A. Bhagwandin, J. Sahu, Numerical prediction of pitch damping derivatives for a finned projectile at angles of attack, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, 09-12 January, 2012.
- [15] V. A. Bhagwandin, J. Sahu, Numerical prediction of pitch damping Stability derivatives for finned projectiles, *U.S. Army Research Laboratory*, November 2013.
- [16] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, S. Völker, A correlation-based transition model using local variables, Part I, model formulation *Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413–422, 2006.
- [1] J. A. Funk, R. C. Orth, An experimental and comparative study of jet penetration in supersonic flow, *Spacecraft and Rockets*, Vol. 4, No. 9, pp. 1236–1242, 1967.
- [2] J. A. Schetz, Interaction shock shape for transverse injection in supersonic flow, *Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, No. 2, pp. 143–149, 1970.
- [3] J. Brandeis, J. Gill, Experimental investigation of super-and hypersonic jet interaction on missile configurations, *Spacecraft and Rockets*, Vol. 35, No. 3, pp. 296–302, 1998.
- [4] M. J. Graham, P. Weinacht, Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies, *Spacecraft and Rockets*, Vol. 37, No. 5, pp. 675–683, 2000.
- [5] B. Srivastava, Computational analysis and validation for lateral jet controlled missiles, *Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 5, pp. 584–592, 1997.
- [6] P. Gnemmi, R. Adeli, J. M. Longo, Computational comparison of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 18-21 August, 2008.
- [7] J. Despirito, A. Engineer, F. S. Branch, Factors affecting reaction jet