

بررسی مشخصات آیرودینامیکی موشک‌های بالک‌خمیده‌ی مافوق صوت با استفاده از شبیه‌سازی عددی و آزمایش تونل باد

محمدرضا سلطانی (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا

بیژن فرهانیه (دانشیار)

حمید فاضلی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

علیرضا داوری

عضو هیات علمی دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات

به منظور مطالعه‌ی رفتار آیرودینامیکی راکت‌های بالک‌خمیده، برای نخستین بار در کشور برنامه‌ی جامع شامل آزمایش‌های متعدد تدارک دیده شده است. در مرحله‌ی اول یک مدل استاندارد در تونل باد مافوق صوت دانشگاه امام حسین (ع) که دارای سطح مقطع کاری به ابعاد 60×60 سانتی‌متر مربع است در اعداد ماخ $2/2 \leq M_{\infty} \leq 4/0$ و زوایای حمله‌ی $10^{\circ} \leq \alpha \leq 40^{\circ}$ - مورد آزمایش قرار گرفته است. نتایج این آزمایش‌ها که شامل تعیین ضرایب طولی راکت است با نتایج به دست آمده از یک برنامه‌ی رایانه‌ی و نیز نتایج یک آزمایش مشابه در مرکز ناسا (NASA) مقایسه شده است. این مقایسه نشان می‌دهد که آزمایشات انجام شده از دقت نسبتاً خوبی برخوردار است. برای آنالیز عددی موشک یک کد عددی در دست توسعه است و به زودی آماده می‌شود.

مقدمه

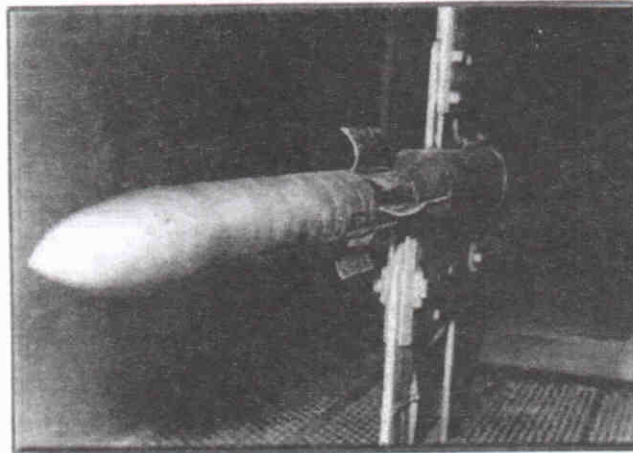
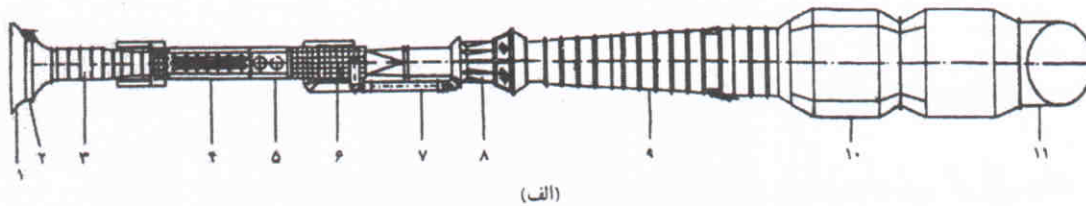
«بالک‌خمیده»^۱ معمولاً به سطوح خمیده‌ی اطلاق می‌شود که در اشیاء پرنده به عنوان «سطوح پایدارکننده» یا «سطوح کنترل‌کننده» کاربرد دارند. شعاع انحنای این بالک‌ها برابر شعاع انحنای بدنه‌ی موشک است و تا قبل از باز شدن کاملاً به دور بدنه می‌پیچد. این بالک‌ها، به دلیل بسته‌بندی کم حجم و حمل و نقل آسان‌تر، به طور گسترده در موشک‌هایی که از داخل لوله پرتاب می‌شوند مورد استفاده قرار می‌گیرند. طراحی سکوها‌ی نگه‌دارنده و شلیک‌کننده‌ی موشک‌ها در زیر بدنه‌ی هواپیما و هلی‌کوپترهای جنگنده با استفاده از این بالک‌ها آسان‌تر شده و پیچیدگی‌های تماس بالک-بدنه به شدت کاهش می‌یابد. پس از شلیک موشک و جد شدن از سکوی پرتاب، بالک‌های خمیده باز می‌شوند. میزان پیچیدگی موشک‌های بالک‌خمیده به تدریج از راکت‌های ساده تا موشک‌های هدایت‌شونده افزایش می‌یابد.

ثابت شده است که در ترکیب خاصی از بدنه-دم-بالک، پرواز موشک با بالک بسته به کاهش قابل توجه نیروی پسا می‌انجامد. در چنین موشک‌هایی، به منظور افزایش قابلیت مانور در مرحله‌ی پایانی پرواز بالک‌ها باز می‌شوند و این یکی از ویژگی‌های مثبت این

بالک‌هاست. نیروهای آیرودینامیکی ایجاد شده توسط بالک‌های خمیده - برخلاف بالک‌های تخت - نسبت به محورهای پیچشی، چرخشی و جانبی متقارن نیستند که پیش‌بینی آنها بسیار مشکل و در بعضی مواقع غیر ممکن است. وجود گشتاور چرخشی و نیروی جانبی بسیار کوچک در زاویه‌ی حمله‌ی صفر سبب می‌شود که آزمون این موشک‌ها در تونل‌های باد ساعت‌ها به طول انجامد. بعضی از مشکلات آیرودینامیکی این موشک‌ها عبارت‌اند از:^[۱،۲]

۱. تغییر جهت گشتاور چرخشی در ناحیه گذر صوتی؛
۲. تغییر جهت گشتاورهای چرخشی و جانبی در محدوده‌ی کوچکی از سرعت‌های مافوق صوت ($M_{\infty} = 4/5 - 4/7$)؛
۳. عدم تقارن نیروهای آیرودینامیکی نسبت به محورها؛
۴. ادغام^۲ گشتاورهای جانبی و چرخشی؛
۵. ناپایداری دینامیکی بر اثر نیروی جانبی و ادغام گشتاورهای جانبی و پیچشی.

مشخصات آیرودینامیکی بالک‌های خمیده، به‌ویژه در صفحات عرضی، منحصر به‌فردند. تلاش‌های گسترده‌ی برای توجیه رفتارهای غیرعادی و پیش‌بینی نشده که در بالا به آنها اشاره شد به عمل آمده است.^[۱۶-۲۱] سازوکار ایجاد گشتاورهای چرخشی و جانبی در زوایای



(ب)

شکل ۱. تونل باد سه‌منظوره، ساخت دانشگاه امام حسین (ع): (الف) شماتیک تونل باد، (ب) مدل استاندارد و مقطع کاری TTCP.

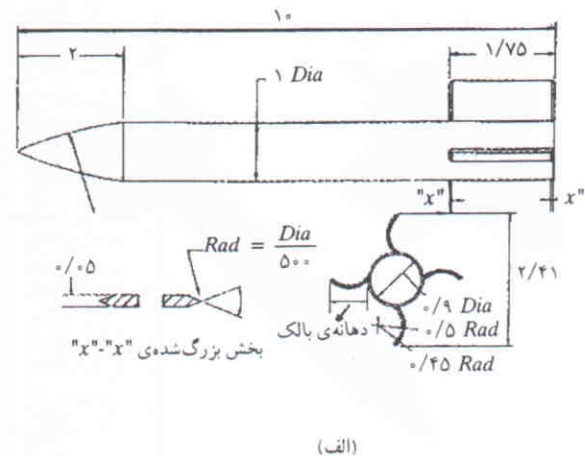
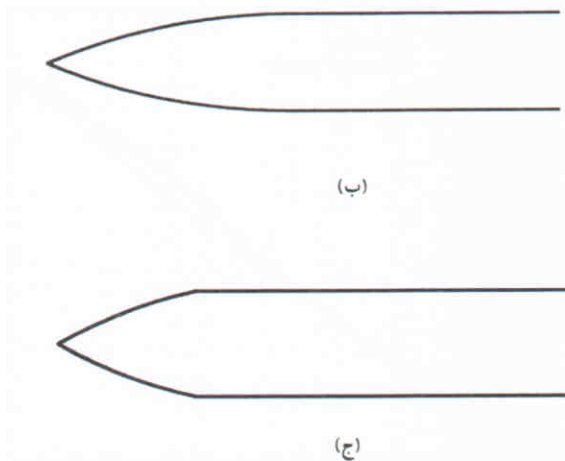
۱. ورودی: جهت هدایت هوای محیط به داخل تونل.
۲. لانه‌زنوری: برای از بین بردن اغتشاشات هوای ورودی و ایجاد جریان موازی و یکنواخت.
۳. محفظه‌ی آرامش: به منظور کاهش اغتشاشات جریان هوا در داخل مقطع آزمایش.
۴. شیپوره‌ی همگرا-واگرا: برای ایجاد جریان با عددهای ماخ مورد نظر در داخل مقطع آزمایش. این شیپوره از دو صفحه‌ی فولادی انعطاف‌پذیر تشکیل شده است و عدد ماخ مورد نظر در مقطع کاری از طریق جک‌هایی که به‌روش دستی تنظیم می‌شوند به دست می‌آید. در محدوده‌ی $0/4 \leq M_{\infty} \leq 0/9$ نیاز به تغییر دیواره‌های شیپوره نیست و عدد ماخ مورد نیاز با استفاده از تغییر دور موتور حاصل می‌شود.
۵. مقطع آزمایش: مقطع آزمون این تونل دارای ابعاد $60 \times 60 \times 140$ سانتی‌متر است. دیواره‌های بالا و پایین این مقطع برای حذف اثرات لایه‌ی مرزی و نیز جلوگیری از انعکاس موج ضربه‌یی، متخلخل ساخته شده است. نسبت سطح تخلخل به سطح کل، متناسب با رژیم جریان، قابل تغییر است. در دو دیواره‌ی جانبی مقطع آزمایش، دریچه‌هایی متحرک و شفاف به‌منظور نصب مدل در داخل تونل و مشاهده‌ی مدل یا جریان روی مدل با استفاده از تجهیزات آشکارساز جریان تعبیه شده است. در داخل مقطع آزمایش، سیستم تغییرات زاویه‌ی حمله که به‌وسیله‌ی رایانه قابل کنترل است، قادر

حمله‌ی بسیار کم به دلیل کوچک بودن آنها به‌خوبی قابل لمس نیست و نتایج به دست آمده در تونل‌های باد مختلف با یکدیگر متفاوت است. به‌همین دلیل تا مدت‌های زیادی تصور می‌شد که روش‌های عددی قادر به پیش‌بینی رفتارهای غیرعادی بالک‌های خمیده نیست و عقیده بر این بود که تنها ابزار قابل اعتماد در طراحی بالک‌های خمیده در رژیم‌های مورد نظر آزمایش‌های تونل باد است. براین اساس، در سال ۱۹۶۹ یک برنامه‌ی تحقیقات بین‌المللی موسوم به «برنامه‌ی همکاری تکنیکی» (TTCP) با همکاری آمریکا، انگلیس، کانادا و استرالیا آغاز شد. این برنامه‌ی جامع شامل آزمون یک موشک استاندارد با بالک‌های خمیده‌ی مختلف در تونل‌های باد متعدد و در اعداد ماخ، رینولدز و زوایای حمله‌ی گوناگون است و بعضی از نتایج آن در منابع ذکر شده است.^[۱]

از آنجا که نتایج موشک‌های مختلف را پوشش نمی‌دهد، برنامه‌یی جامع برای آنالیز این نوع موشک‌ها به روش تجربی و عددی و با استفاده از امکانات داخلی فراهم شده است که برخی از نتایج در این مقاله ارائه خواهد شد.

تونل باد

شکل ۱ نشان‌دهنده‌ی یک تونل باد سه‌منظوره و از نوع مکنده است که توسط دانشگاه امام حسین (ع) طراحی شده است. اجزای تشکیل‌دهنده‌ی این تونل عبارت است از:



شکل ۲. الف) مدل استاندارد TTCP؛ ب) دماغه‌ی مماسی اجایو؛ ج) دماغه‌ی سکانتی اجایو.

نیروها و گشتاورهای حاصله در مقایسه با نتایج موجود می‌انجامد. در شکل‌های ۲-ب و ۲-ج این دماغه‌ها با هم مقایسه شده‌اند. همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، نتایج آزمون این مدل که در تونل‌های باد مرکز تحقیقات ناسا و دیگر کشورهای دنیا انجام شده است همراه با تحلیل‌های CFD در دسترس است. بنابراین با آزمایش این مدل در تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) و مقایسه با نتایج موجود، می‌توان اطلاعات اولیه‌ی پیرامون کیفیت جریان در داخل تونل به دست آورد.^[۱۵]

نتایج آزمایش

در کلیه‌ی آزمایش‌های انجام شده در تونل باد سه‌منظوره‌ی دانشگاه امام حسین (ع)، به وسیله‌ی برد اخذ اطلاعات^۳ شانزده‌کاناله نتایج خروجی از بالانس ثبت و ضبط شده است. هر نقطه‌ی نشان داده شده روی منحنی میانگین ۱۰۰ تا ۲۰۰ نمونه است.

شکل ۳ تغییرات ضریب نیروی عمودی (CN) با زاویه‌ی حمله را در عدد ماخ ۲ و رینولدز $10^6 \times 16$ برای مدل TTCP نشان می‌دهد. در این شکل نتایج حاصل از آزمایش‌های کنونی با نتایج به دست آمده در منابع دیگر^[۶] مورد مقایسه قرار گرفته است. اختلاف مشاهده شده ناشی از دقت ساخت مدل مورد آزمایش است که با مدل استاندارد اختلاف اندکی دارد. همچنین نوع دماغه‌های این دو مدل نیز با هم متفاوت است. در ساخت مدل بعدی TTCP از دستگاه‌های تراش پیشرفته استفاده شده است و انتظار می‌رود که این اختلافات نیز از بین برود. ضمناً کیفیت جریان در تونل باد دانشگاه امام حسین که یک تونل مکنده است، با کیفیت و شرایط جریان در تونل‌های دمنده متفاوت است.^[۱۵] احتمالاً برخی از اختلافات ناشی از کیفیت و شرایط جریان و مدل است.

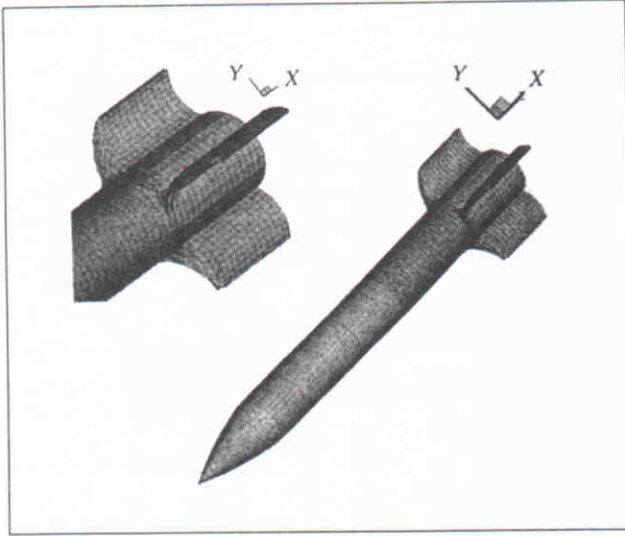
است مدل رادر زوایای حمله $24^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ قرار دهد.
 ۶. دیفیوزر اول: برای کاهش سرعت جریان و بهبود کارایی.
 ۷. لوله‌ی هم‌فشار: به منظور ایجاد مکش در مقطع آزمایش در حالت گذر صوتی و همچنین بهبود کارایی دیفیوزر.
 ۸. انژکتور: برای تأمین هوای مورد نیاز موتور در سرعت مافوق صوت.
 ۹. دیفیوزر دوم: برای کاهش سرعت و ایجاد فاصله‌ی مناسب به منظور مخلوط شدن هوای ورودی از انژکتور و دیفیوزر اول.
 ۱۰. موتور جت: از نوع موتور هواپیما.
 ۱۱. هادی گاز خروجی: به منظور انتقال گازهای خروجی به محیط.

تجهیزات

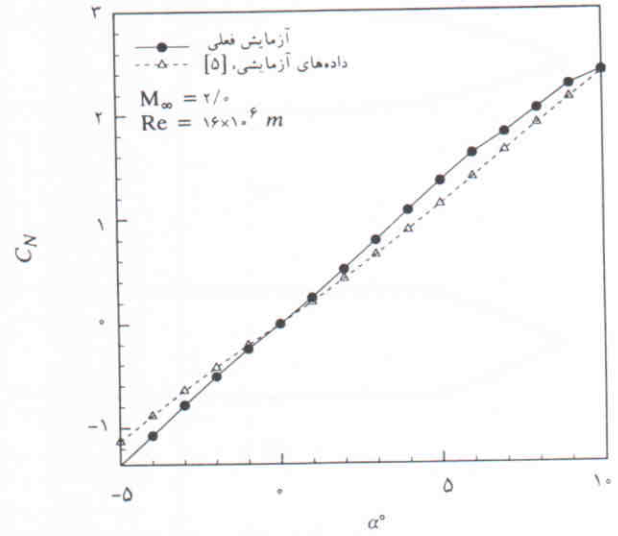
تجهیزات تونل در موقع آزمایش عبارت بود از:
 - تعدادی بالانس سه‌مؤلفه به منظور اندازه‌گیری نیروهای برآ، پسا، جانبی و گشتاورهای پیچشی و جانبی.
 - مانومتر جیوه‌یی چندشاخه برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی مدل یا قسمت‌های مختلف تونل.
 در حال حاضر تجهیزات این تونل به صورت چشمگیری ارتقاء یافته‌اند. همچنین امکانات لازم برای انجام آزمون دینامیکی نیز فراهم شده است.

مدل مورد آزمایش

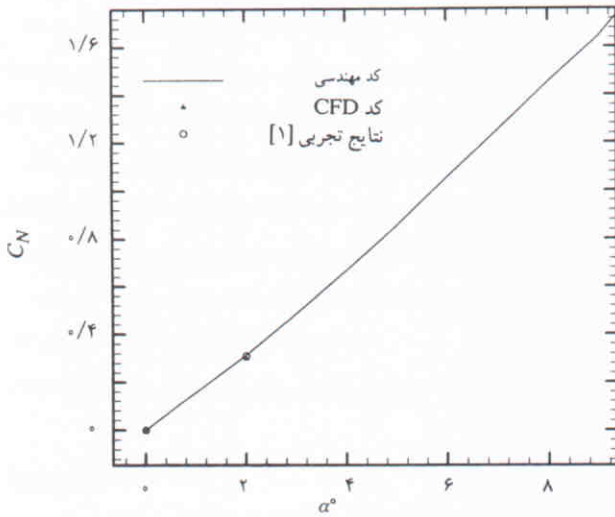
در شکل ۲-الف مدل مورد آزمایش به صورت شمایی نشان داده شده است. تفاوت عمده‌ی مدل ساخته شده در ایران با مدل استاندارد TTCP در نوع دماغه‌ی آنهاست. مدل ساخته شده دارای دماغه‌ی اجایو (Ogive) از نوع مماسی است. ولی نمونه‌ی استاندارد دارای دماغه‌ی اجایو از نوع سکانت است. این نکته به بروز تفاوت‌هایی در



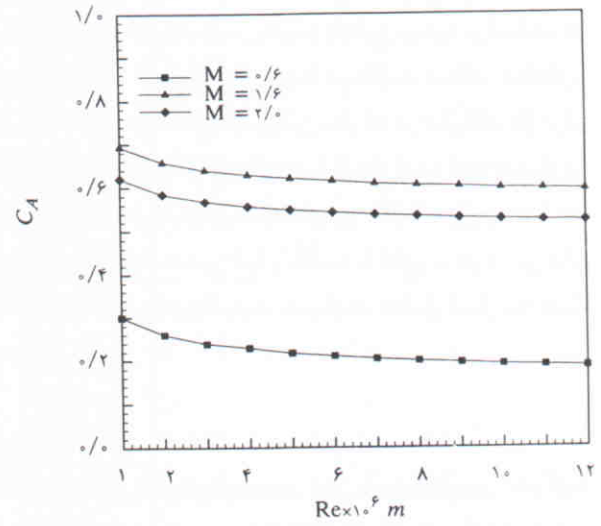
شکل ۶. شبکه‌بندی روی TTCP در روش عددی.



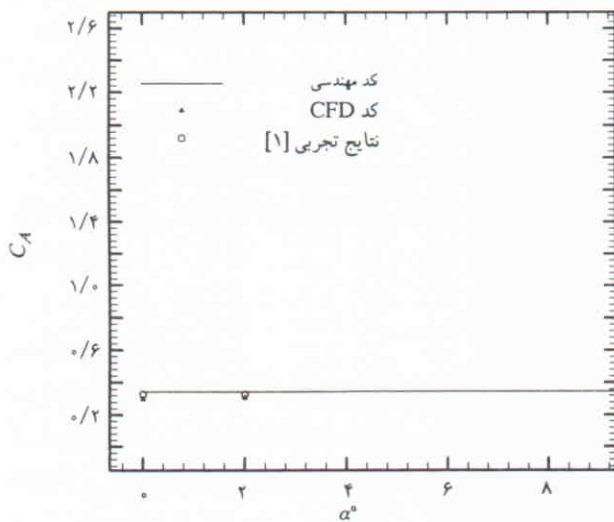
شکل ۳. تغییرات C_N با زاویه‌ی حمله.



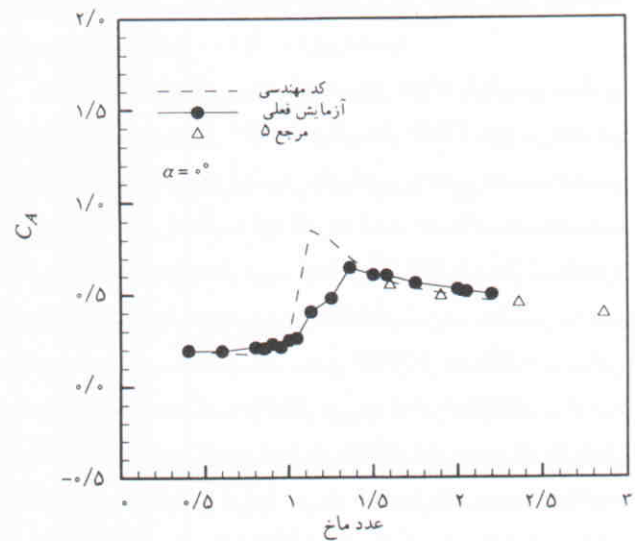
شکل ۷. تغییرات C_N با زاویه‌ی حمله در عدد ماخ ۲/۸۶.



شکل ۴. اثر عدد رینولدز بر C_A .



شکل ۸. تغییرات C_A با زاویه‌ی حمله در عدد ماخ ۲/۸۶.



شکل ۵. تغییرات C_A با عدد ماخ در زاویه‌ی حمله‌ی صفر.

مدل استاندارد TTCP با عدد ماخ، با وجود اختلاف در نوع دماغه، یکسان است که نشانگر شدت اثرات عدد ماخ — نسبت به اثرات شکل دماغه — روی ضریب نیروی محوری در این زاویه‌ی حمله است. در شکل ۶ شبکه‌بندی حول TTCP نشان داده شده است. کد عددی تهیه شده قادر است با استفاده از حل عددی معادلات PNS و TLNS، ضرایب آیرودینامیکی را در زوایای حمله مختلف پیش‌بینی کند. در شکل‌های ۷ و ۸ نتایج اولیه‌ی به دست آمده از این برنامه برای مدل TTCP با دیگر نتایج موجود^[۱] و کد مهندسی موجود در صنعت مقایسه شده که حاکی از دقت بالای آن است.

نتیجه‌گیری

آزمایشات متعددی در تونل باد سه‌منظوره‌ی دانشگاه امام حسین (ع) بر روی مدل‌های TTCP و راکت بالک خمیده در عدد‌های ماخ و زوایای حمله‌ی مختلف انجام گرفته است. نتایج حاصله با اطلاعات موجود، کد مهندسی و همچنین نتایج یک کد عددی در دست توسعه مقایسه شده است. ضرایب نیروی محوری و عمودی هر دو مدل در عدد‌های ماخ و زوایای حمله‌ی مختلف با یکدیگر مقایسه شده و علت تغییرات نیز بررسی شده است. در آزمایشات بعدی با استفاده از بالانس‌های شش مؤلفه که از دقت بیشتری برخوردارند، کلیه‌ی ضرایب در زوایای حمله‌ی مختلف اندازه‌گیری خواهد شد. با استفاده از بالانس شش مؤلفه سعی خواهد شد ضریب گشتاور جانبی موشک که پیش‌بینی آن توسط کدهای CFD و حتی اندازه‌گیری آن به‌وسیله‌ی تونل باد مشکل است نیز اندازه‌گیری شود. همچنین اثرات بالک‌های مختلف بررسی خواهند شد.

پانوشته‌ها

1. Wrap-Around Fins (WAF)
2. Coupling
3. A/D Board

منابع

1. Fournier, R. H., "Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Series of Wrap-Around Fin Missile Configurations", NASA, TM, X-3461 (1997).
2. Vaughn, J. E., ET AL: "Static Aerodynamic Stability Characteristics of Bodies of Revolution With Wrap-Around Fins at Mach Numbers 1.6 to 2.86", NTIS AD-772661, (Oct. 1972).
3. Featherston, H. A., "The Aerodynamic Characteristics of Wraparound Fins", Convair/ Pomona Div., General Dynamics Corp, (Sept. 1960).
4. Stevens, F. L., and Clare, T. A., "Wrap-Around Fins: Effects on

در شکل ۴ اثرات عدد رینولدز روی ضریب نیروی محوری (CA) این مدل در اعداد ماخ مختلف نشان داده شده است. در این شکل حساسیت ضریب نیروی محوری نسبت به تغییرات عدد رینولدز کاملاً آشکار است. با افزایش عدد رینولدز، CA کاهش می‌یابد و میزان این کاهش تابعی از عدد ماخ است. با افزایش عدد ماخ از زیر صوت به فوق صوت، موج ضربه‌ی تشکیل شده در جلوی مدل باعث افزایش نیروی محوری می‌شود. لازم به ذکر است که در عدد رینولدز و زاویه‌ی حمله‌ی یکسان، ضریب نیروی محوری برای ماخ ۱/۶ بیشتر از ماخ ۲ است که احتمالاً علت آن جدایش موج ضربه‌ی از بدنه در ماخ ۱/۶ است. با افزایش عدد ماخ این موج به دماغه می‌چسبد و باعث کاهش ضریب نیروی محوری می‌شود (شکل ۴).

در شکل ۵ تغییرات ضریب نیروی محوری CA در زاویه‌ی حمله‌ی صفر با عدد ماخ به همراه نتایج حاصل از کد مهندسی و دیگر نتایج مشاهده شده،^[۵] ارائه شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود نتایج این آزمایش با نتایجی که فقط در عدد‌های $M_{\infty} \geq 1/5$ آورده شده است،^[۵] همخوانی نسبتاً خوبی دارد. در مقایسه با نتایج کد مهندسی نیز در عدد‌های ماخ زیر صوت $M_{\infty} \leq 1$ و همچنین $M_{\infty} \geq 1/5$ اختلافات موجود بسیار اندک است. عمده‌ی اختلاف نتایج در ناحیه‌ی حدود صوت $1/3 \leq M_{\infty} \leq 1/0$ ، و به دلیل ضعف کد مهندسی در آنالیز موشک با بالک خمیده است؛ در نتیجه برای آنالیز از بالک تخت با سطح تصویرشده‌ی معادل استفاده شده است. نکته‌ی دیگر این که کد مهندسی برای محاسبه‌ی نیروها از روابط نیمه‌تجربی — که در نواحی حدود صوت دقت بالایی ندارند — استفاده می‌کند. همچنین در زاویه‌ی حمله‌ی صفر، تغییرات ضریب نیروی محوری دو مدل ساخت ایران و

Rocket Performance", *AIAA*, pp. 74-777 (1994).

5. Vaughn, J. E., et al., "Static Aerodynamic Stability Characteristics of Bodies of Revolution With Wraparound Fins at Mach Numbers 0.5 to 1.3", NTIS AD-772683, (June, 1972).
6. Seginer, A., "The Evaluation of the Rolling Moments Induced by Wraparound Fins", *AIAA*, pp. 83-1840.
7. Wardlaw, A. B., Priolo, F. J., and Solomon, J. M., "Multiple-Zone Stratwgy for Supersonic Missiles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 24(4), pp. 377-384, (1987).
8. Vitale, R. E., Abate, G. L., Winchenbach, G. L., and Riber, W., "Aerodynamic Test and Analysis of a Missile Configuration With Curved Fins", *AIAA*, pp. 92-4495, (Aug. 1992).
9. Edge, H. L., "Computation of the Roll Moment for a Projectile with Wrap-Around Fins", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 31(4), pp. 615-620, (1994).
10. Abate, G. L., and Cook, T., "Analysis of Missile Configurations with Wrap-Around Fins Using Computational Fluid Dynamics",

- AIAA*, pp. 93-3631, (Aug. 1993).
11. Tilmann, C. P., Huffman, R. E., Jr., Buter, T. A., and Bowersox, R. D. W., "Characterization of the Flow Structure in the Vicinity of a Wrap-Around Fin at Speeds", *AIAA*, pp. 96-2450, (June. 1996).
 12. Tilmann, C. P., *Numerical and Experimental Investigation of the Flowfield near a Wrap-Around Fin*, Ph. D. Dissertation, Air Force Institute of Technology (AU), AFIT/DS/ENY/97-1, Wright patterson AFb, OH, (March, 1997).
 13. Tilmann, C. P., Buter, T. A., and Bowersox, R. D. W., "Characterization of the flowfield near a Wrap-Around Fin at mach 2.8", *AIAA*, pp. 97-0522, (Jan. 1997).
 14. Peal, S. K, park, T. S, Bea, J. S., Lee, I. and Kwan, J. H. "Computation of Roll Moment for Projectile with Wraparound Fins Using Euler Equation", *Journal of Spacecraft and Rocket*, **36**(1), pp. 53-57 (Jan-Feb, 1999).
 15. محمدرضا سلطانی، حمید فاضلی، بیژن فرهانی. «مطالعه تجربی نیروهای آیرودینامیکی یک موشک بالک خمیده در عددهای ماخ و زوایای حمله‌ی مختلف»، ششمین کنفرانس سالانه‌ی مهندسی مکانیک و سومین کنفرانس بین‌المللی مهندسی مکانیک، انجمن مهندسان مکانیک ایران، اردیبهشت ۱۳۷۷، صص. ۳۰۷-۳۱۷.
 16. Bhutta, B.A. and Lewis, C.H. "Supersonic/ Hypersonic Flow-field Predictions over Typical Finned Missile Configurations", *Journal of Spacecraft and Rockets*, **30**(6), pp. 674-681, (Nov-Dec. 1993).