

مطالعه تجربی رفتار آیرودینامیکی دو راکت بالک تاشو

محمد رضا سلطانی*، حمید فاضلی**، بیژن فرهانیه* و علیرضا داوری**

دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی شریف

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۷۹/۴/۱۹ - دریافت نسخه نهایی: ۸۰/۱۱/۶)

چکیده - به منظور مطالعه رفتار آیرودینامیکی راکتهای بالک خمیده، برای نخستین بار در کشور، یک برنامه جامع شامل آزمایشهای متعدد تدارک دیده شده است. در مرحله اول یک مدل استاندارد در تونل باد مافوق صوت دانشگاه امام حسین (ع) که دارای سطح مقطع کاری به ابعاد ۶۰×۶۰ سانتیمتر مربع است در اعداد ماخ $0.4 \leq M_{\infty} \leq 2.2$ و زوایای حمله $4^{\circ} \leq \alpha \leq 10^{\circ}$ مورد آزمایش قرار گرفته است. نتایج این آزمایشات که شامل تعیین ضرایب طولی راکت است با نتایج به دست آمده از یک برنامه رایانه‌ای 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. پس از حصول اطمینان از دقت عملکرد تونل باد، مدل یک راکت بالک خمیده در این تونل مورد آزمایش قرار گرفته است. تحلیل نتایج به دست آمده در زوایای حمله و عددهای ماخ رضایتبخش بوده و در توجیه عملکرد راکت در حین پرواز مورد استفاده قرار گرفته است.

واژگان کلیدی: تونل باد، موشک بالک خمیده، بالانس، WAF، TTCP

An Experimental Study of the Aerodynamic Behavior of Two Wrap Around Fin Missiles

M. R. Soltani, H. Fazeli, B. Farahanieh and A. R. Davari

Department of Aerospace and Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology

Abstract: *An extensive experimental investigation to understand the aerodynamic behavior of wrap around fin (WAF) missile configuration has been conducted. Various tests using at first a standard model (TTCP) in the trisonic wind tunnel of Imam Hossein University has been performed. The tunnel has a test section of 60×60 cm and can operate at Mach numbers of*

$0.4 \leq M_{\infty} \leq 2.2$ and at attack angles of $-4^{\circ} \leq \alpha \leq 10^{\circ}$. Experimental longitudinal results are compared with those of NASA and an engineering code. The results for TTCP model are in good agreement. After gaining confidence on the TTCP results, a new model of WAF rocket was designed, built and tested. This paper compares the results of two models tested under the same conditions.

Keywords: *Wind tunnel, Warp around fin, Missile, Balance WAF-TTCP*

** - دانشجوی دکترا

* - دانشیار

عدد ماخ	M_∞	زاویه حمله	a (Deg)
فشار استاتیکی	P_∞ (N/m ²)	نیروی محوری	A (N)
فشار دینامیکی	$q_\infty = \frac{\gamma}{2} P_\infty M_\infty^2$ (N/m ²)	ضریب نیروی محوری	$C_A = \frac{A}{q_\infty S}$
عدد رینولدز بر واحد طول	Re (l/m)	ضریب نیروی پسا	$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$
مساحت	$S = \frac{\pi D^2}{4}$ (m ²)	ضریب نیروی برآ	$C_N = \frac{N}{q_\infty S}$
ضریب ایزنتروپیک	$\gamma = 1.4$	قطر مدل	D (m)
		نیروی پسا	D (N)

۱- مقدمه

اصطلاح بالک خمیده^۱ معمولاً به سطوح خمیده‌ای اطلاق می‌شود که از آنها در اشیاء پرنده به عنوان سطوح پایدار کننده و یا سطوح کنترل کننده استفاده می‌شود و دارای شعاع انحنایی برابر با بدنه موشک بوده و تا هنگام باز شدن به دور بدنه موشک پیچیده می‌شوند. به دلیل قابلیت بسته بندی کم حجمتر و حمل و نقل آسانتر، از این بالکها به طور گسترده در موشکهایی که از داخل لوله پرتاب می‌شوند استفاده می‌شود. این نوع بالکها، طراحی سکوها‌های نگهدارنده و روانه کننده موشکها را در زیر بدنه هواپیماها و هلی کوپتر های جنگنده آسان کرده است و از پیچیدگیهای مربوط به تماس بالک - بدنه به شدت می‌کاهد. پس از شلیک موشک و جدا شدن از سکوی پرتاب، بالکهای خمیده باز می‌شوند. میزان پیچیدگی موشکهای بالک خمیده به تدریج از راکت‌های ساده تا موشکهای هدایت شونده مرتباً افزوده می‌شود.

در ترکیب خاصی از بدنه، دم و بالک ثابت شده است که پرواز موشک با بالک بسته، نیروی پسا را به میزان قابل توجهی کاهش می‌دهد. در چنین موشکهایی در مرحله پایانی پرواز به منظور افزایش قابلیت مانور، بالکها باز می‌شوند که یکی از محاسن این بالکها محسوب می‌شود. نیروهای آیرودینامیکی ایجاد شده توسط بالکهای خمیده برخلاف بالکهای تخت نسبت

به محورهای پیچشی، چرخشی و جانبی متقارن نیستند که پیش بینی آنها بسیار مشکل و در بعضی مواقع ناممکن است. وجود گشتاور چرخشی و نیروی جانبی بسیار کوچک در زاویه حمله صفر سبب می‌شود که آزمون این موشکها در تونلهای باد ساعتها به طول انجامد. بعضی از مشکلات آیرودینامیکی این موشکها عبارت است از [۱ و ۲]:

۱. تغییر جهت گشتاور چرخشی در ناحیه گذر صوتی.
۲. تغییر جهت گشتاورهای چرخشی و جانبی در محدوده کوچکی از سرعتهای مافوق صوت ($M_\infty = 4.5 - 4.7$).
۳. نامتقارن بودن 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.

بالکهای خمیده دارای مشخصات آیرودینامیکی منحصر به فردی به ویژه در صفحات عرضی هستند. به منظور توجیه این رفتارهای غیر عادی و پیش بینی نشده که در بالا اشاره شده است تلاشهای گسترده‌ای به عمل آمده است [۲-۵]. مکانیزم ایجاد گشتاورهای چرخشی و جانبی در زوایای حمله بسیار کم به دلیل کوچک بودن آنها به خوبی قابل لمس نیست و نتایج به دست آمده در تونلهای باد مختلف با یکدیگر متفاوت است. به همین دلیل تا مدت‌های زیادی تصور می‌شد که روشهای عددی

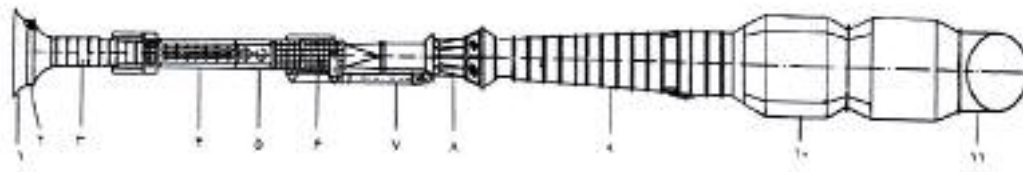
قادر به پیش بینی رفتارهای غیر عادی بالکهای خمیده نیست و عقیده بر این بود که تنها ابزار قابل اعتماد در طراحی بالکهای خمیده در رژیمهای مورد نظر آزمونهای تونل باد است. بر این اساس یک برنامه تحقیقات بین المللی موسوم به برنامه همکاری تکنیکی (TTCP) با شرکت کشورهای آمریکا، انگلیس، کانادا و استرالیا در سال ۱۹۶۹ آغاز شد. این برنامه جامع شامل آزمون یک موشک استاندارد با بالکهای خمیده مختلف در تونلهای باد متعدد و در اعداد ماخ، رینولدز و زوایای حمله گوناگون است که بعضی از نتایج آن در مرجع [۱] آورده شده است. واقعیت آن است که در دهه ۷۰ و نیمه اول دهه هشتاد میلادی، روشهای عددی مورد استفاده برای تجزیه و تحلیل بالکهای خمیده، منحصر به استفاده از روشهای پتانسیلی بود و این روشها قادر به پیشگویی پدیده های غیر عادی در بالکهای خمیده نبودند. تلاش به عمل آمده توسط سگینر [۶] با استفاده از روش پتانسیلی و مدل کردن دنباله بر مبنای نتایج تجربی تنها در محدوده مادون صوت نتایج موفقتری را در مقایسه با نتایج تجربی نشان داد. به تدریج در سالهای اخیر با استفاده از پیشرفتهایی که در دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) حاصل شده است و استفاده از رایانه های سریع، بسیاری از رفتارهای غیر عادی بالکهای خمیده مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است [۷-۱۴]. البته تقریباً در تمامی موارد روشهای عددی مورد استفاده برای تأیید رفتارهای مشاهده شده در روشهای تجربی و آزمونهای تونل باد مورد استفاده قرار گرفته است. به عنوان مثال تغییر جهت گشتاور چرخشی و جانبی در محدوده اعداد ماخ $M_{\infty} = 4.5 - 4.7$ تنها در آزمون پروازی مشاهده شده است [۸] و تا کنون توسط هیچ روش عددی پیش بینی نشده است و همچنان، روشهای تجربی و آزمونهای تونل باد در کشف و آشکار سازی پدیده های غیر عادی در بالکهای خمیده پیشتاز بوده و هستند.

۲- تونل باد

در شکل (۱) تونل باد سه منظوره دانشگاه امام حسین (ع)

که از نوع مکنده است نشان داده شده است. اجزای تشکیل دهنده این تونل باد عبارت است از:

- ۱- ورودی: جهت هدایت هوای محیط به داخل تونل باد.
- ۲- لانه زنبوری: برای از بین بردن اغتشاشات هوای ورودی و ایجاد جریان موازی و یکنواخت.
- ۳- محفظه آرامش: به منظور تخفیف اغتشاشات جریان هوا در مقطع آزمایش.
- ۴- شیپوره همگرا - واگرا: برای ایجاد جریان با عددهای ماخ مورد نظر در داخل مقطع آزمایش. این شیپوره از دو صفحه فولادی انعطاف پذیر تشکیل شده است و به وسیله جکهایی که در حال حاضر از نوع دستی تنظیم می شوند عدد ماخ مورد نظر در مقطع کاری به دست می آید. در محدوده $0.4 \leq M_{\infty} \leq 0.9$ نیاز به تغییر دیواره های شیپوره نیست و عدد ماخ مورد نیاز با استفاده از تغییر دور موتور حاصل می شود.
- ۵- مقطع آزمایش: مقطع آزمون این تونل دارای ابعاد $140 \times 60 \times 60$ سانتیمتر است. دیواره های بالا و پایین این مقطع برای حذف اثرات لایه مرزی و جلوگیری از انعکاس موج ضربه ای متخلخل ساخته شده است. نسبت سطح تخلخل به سطح کل، متناسب با رژیم جریان، قابل تغییر است. در دو دیواره جانبی مقطع آزمایش، دریچه های متحرک و شفاف برای نصب مدل در داخل تونل و مشاهده مدل و یا جریان روی مدل با استفاده از تجهیزات آشکار سازی جریان، تعبیه شده است. در داخل مقطع آزمایش، سیستم تغییرات زاویه حمله که توسط رایانه قابل کنترل است، قادر است مدل را در حال حاضر در زوایای حمله $0^{\circ} \leq \alpha \leq 24^{\circ}$ قرار دهد.
- ۶- دیفیوزر اول: برای کاهش سرعت جریان و بهبود کارایی.
- ۷- لوله هم فشار: برای ایجاد مکش در مقطع آزمایش در حالت گذر صوتی و همچنین بهبود کارایی دیفیوزر.
- ۸- انژکتور: برای تأمین هوای مورد نیاز موتور در سرعت های مافوق صوت.



الف - شماتیک تونل باد



ب - مدل استاندارد TTCP در مقطع کاری

شکل ۱- تونل باد سه منظوره دانشگاه امام حسین (ع)

فشار روی مدل یا قسمت‌های مختلف تونل.

در حال حاضر این تجهیزات به صورت چشمگیری ارتقاء یافته‌اند که بعضی از آنها عبارت‌اند از:

۱-۳- سیستم سنجش نیرو

تعدادی بالانس‌های شش مولفه استاتیکی و دینامیکی برای اندازه‌گیری کلیه نیروها و گشتاورها. لازم به ذکر است که بالانس‌های دینامیکی دارای قابلیت اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها در فرکانس‌های مختلف است. با استفاده از این بالانس‌ها می‌توان ضرایب دینامیکی که جسم پرنده در بسیاری از شرایط پرواز با آنها مواجه می‌شود با دقت بسیار خوبی اندازه‌گیری کرد.

۹- دیفیوزر دوم: برای کاهش سرعت و ایجاد فاصله مناسب برای 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.

۳- تجهیزات

تجهیزات تونل در موقع آزمایش عبارت بود از:

- تعدادی بالانس سه مولفه برای اندازه‌گیری نیروهای برآ، پسا، جانبی و گشتاورهای پیچشی و جانبی.
- مانومتر جیوه‌ای چند شاخه‌ای برای اندازه‌گیری توزیع

۲-۳- تغییرات کلی در سیستم زاویه حمله مدل

با اعمال این تغییرات، قابلیت تغییر زاویه حمله در داخل تونل به صورت چشمگیری افزایش داده شده است، به صورتی که با استفاده از یک بالانس دیواری^۳ برای مدل‌های کوچک زاویه حمله را می‌توان در محدوده $90^\circ \geq \alpha \geq -90^\circ$ به راحتی تغییر داده و نیروها و گشتاورها را اندازه‌گیری کرد. برای آزمون مدل‌های بزرگتر، محدوده تغییرات زاویه حمله از $10^\circ \leq \alpha \leq -4^\circ$ به $0 \leq \alpha \leq 24^\circ$ یا $12^\circ \leq \alpha \leq -8^\circ$ تغییر یافته است. همچنین تجهیزات موجود قادرند مدل را در زوایای جانبی مختلف در داخل مقطع کاری مورد آزمایش قرار دهند.

۳-۳- سیستم دینامیکی

با استفاده از این سیستم می‌توان زاویه حمله مدل را در داخل تونل به صورت دینامیکی با فرکانسهای مختلفی تغییر داد و نیروهای دینامیکی حاصله را با استفاده از بالانسهای دینامیکی اندازه‌گیری کرد.

۴-۳- ترانسدیوسر فشار

برای اندازه‌گیری فشار روی مدل، قبلاً از مانومتر جیوه‌ای استفاده می‌شد که هم از دقت مناسبی برخوردار نبود و هم اینکه مدت زمان آزمایش طولانی می‌شد. از دیگر معضلات مانومترهای جیوه‌ای این است که با استفاده از آنها نمی‌توان توزیع فشار روی مدل در حالت‌های ناپایا و دینامیکی را اندازه‌گیری کرد و چون ابعاد مدل‌هایی که در تونل‌های باد مافوق صوت مورد آزمایش قرار می‌گیرند به دلیل کوچک بودن مقطع کاری تونل، نسبتاً کوچک‌اند، در صورتی که نیاز به اندازه‌گیری توزیع فشار روی مدل با استفاده از مانومتر باشد، به دلیل محدودیت فضا تعداد سوراخهای فشار بسیار محدود خواهد بود. با استفاده از ترانسدیوسرهای فشاری که ابعاد آنها بسیار کوچک است می‌توان تعداد زیادی از آنها را در مدل قرار داد که در نتیجه:

۱- بر دقت اندازه‌گیری افزوده می‌شود.

۲- زمان آزمایش به میزان قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. این عمل با استفاده از بردهای اخذ اطلاعات که همزمان قادر به اخذ و ثبت اطلاعات حاصله از کلیه ترانسدیوسرها هستند امکانپذیر است.

۳- توزیع فشار روی مدل در مواقعی که جریان ناپایا باشد یا تغییرات زاویه حمله به صورت ناگهانی انجام گیرد با فرکانس و دقت بالا اندازه‌گیری می‌شود.

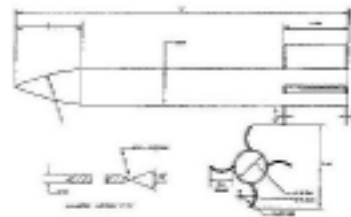
۴- مدل‌های مورد آزمایش

دو مدل موشک مورد آزمایش قرار گرفته است که اختلاف آنها در ضریب لاغری^۵ و همچنین ابعاد بالکهاست. در شکل (۲) شماتیک این مدل‌ها نشان داده شده است. مدل اول، TTCP، صرفاً برای اطمینان از دقت نتایج تونل باد طراحی، ساخته و آزمون شده است. تنها فرق مدل ساخته‌شده در ایران با مدل استاندارد TTCP در نوع دماغه آنهاست. مدل ساخته‌شده دارای دماغه اجایو نوع مماسی است. ولی نمونه استاندارد دارای دماغه اجایو نوع سکانت است. این موضوع باعث تفاوت‌هایی در نیروها و ممان‌های حاصله در مقایسه با نتایج موجود خواهد شد. در شکل‌های (۲-ج) و (۲-د) این نوع دماغه‌ها با هم مقایسه شده‌اند. همان طوری که در مقدمه ذکر شد نتایج آزمون این مدل که در تونل‌های باد واقع در مرکز تحقیقات ناسا و دیگر کشورهای دنیا انجام شده است به همراه تحلیل‌های CFD در دسترس است. بنابراین با آزمون این مدل در تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) و مقایسه با نتایج موجود می‌توان تا حدودی از کیفیت جریان در داخل تونل اطلاعات اولیه‌ای به دست آورد. نتایج حاصله از آزمون این مدل و مقایسه آنها با اطلاعات موجود در مرجع [۱۵] آورده شده است. در این مقاله مدل TTCP ساخت ایران به نام مدل اول نامیده شده و در بحثها فقط مدل اول نامیده می‌شود و در شکل (۱-الف) نشان داده شده است.

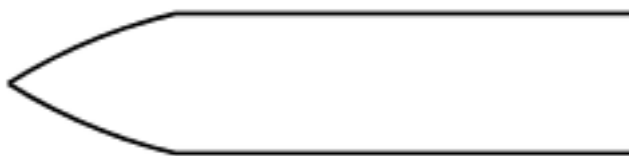
مدل دیگر در شکل (۱)، مدل یک راکت بالک خمیده است که برای پیش بینی رفتار آن در شرایط مختلف پروازی نیاز به



ب- مدل دوم (مدل راکت بالک خمیده)



الف- مدل اول (مدل استاندارد TTCP)



د- دماغه اجلیو نوع سکانتی



ج- دماغه اجلیو نوع مماسی

شکل ۲- مدل‌های مورد آزمایش در تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) (اندازه‌ها بر حسب قطر بی بعد شده است).

صوت، حدود صوت و مافوق صوت) کمیتهایی نظیر توزیع سرعت، عدد ماخ، زاویه جریان، توربولانس جریان و غیره در مقطع کاری اندازه‌گیری شود. برای این کار نیاز به تجهیزات خاص است که اغلب آنها در دسترس نیست و ساخت یا خرید آنها هزینه‌های زیادی در بر دارد. برای شروع، توزیع عدد ماخ در وسط مقطع کاری در رژیم‌های زیر صوت اندازه‌گیری شده است و نتایج حاصله برای عددهای ماخ 0.4 ، 0.5 ، 0.61 و 0.7 ، در شکل (۳) آورده شده است. نتایج به دست آمده حاکی از این است که در تمامی آزمایشات توزیع عدد ماخ رضایتبخش است و درصد اختلاف ناچیز است. با استفاده از این نتایج می‌توان محدوده‌ای از مقطع کاری که دارای جریان یکنواخت (عدد ماخ ثابت) است را دقیقاً مشخص کرد و در نتیجه ابعاد مدل مورد آزمایش و محدوده زاویه حمله مدل را به نحو مناسبی انتخاب کرد. در عددهای ماخ بالا در جریان مافوق صوت، با استفاده از نتایج حاصل از توزیع عدد ماخ در مقطع کاری لوزی ماخ ثابت^۷ به دست می‌آید که کاربردهای فراوانی دارد.

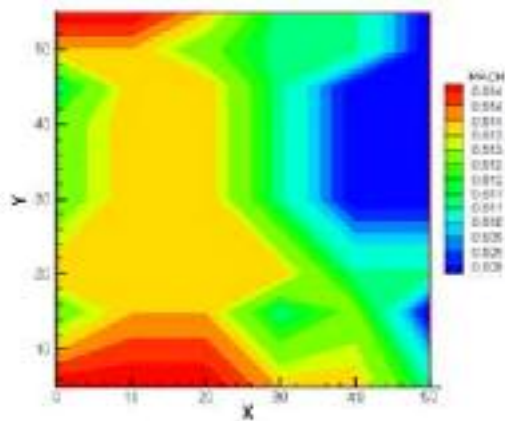
در شکل (۴) تغییرات ضریب نیروی عمودی C_N نسبت به زاویه حمله برای مدل اول با نتایج مرجع [۶] در عدد ماخ $M_\infty = 2.0$ و رینولدز 1.6×10^6 با مدل استاندارد TTCP

آزمون آن در تونل باد است. اگر چه با استفاده از آخرین نسخه برنامه رایانه‌ای موجود در صنعت برخی از نیروها قابل پیش‌بینی است، ولی برنامه مربوطه قادر به پیش‌بینی نیروهای مدل با بالک خمیده نیست و یکی دیگر از اهداف این آزمایشات همان طوری که ذکر شد ایجاد بانک اطلاعاتی برای بهینه‌سازی و بهبود برنامه مربوطه است. در ادامه این مقاله مدل این راکت بالک خمیده، مدل دوم نامیده می‌شود.

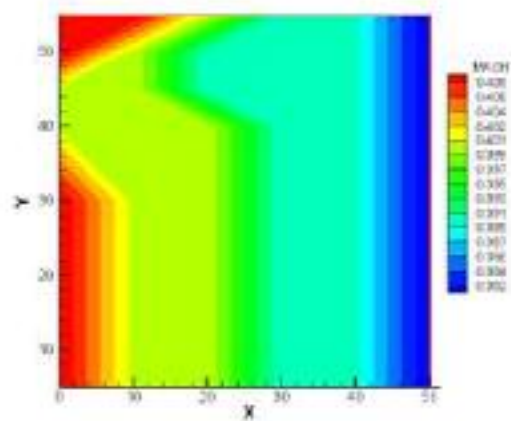
۵- نتایج آزمایش

کلید آزمایشات در تونل باد سه‌منظوره^۱ دانشگاه امام حسین (ع) انجام گرفته است. نتایج خروجی از بالانس توسط برد اخذ اطلاعات (A/D Board)، ۱۶ کاناله ثبت و ضبط شده است. هر نقطه نشان داده شده روی منحنی میانگین ۱۰۰ تا ۲۰۰ نمونه است.

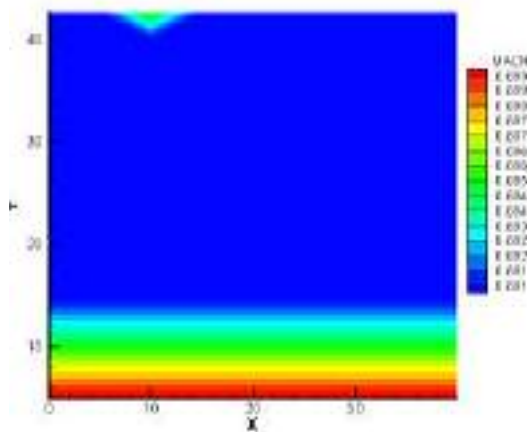
قبل از اینکه از یک تونل باد در رژیم کاری مورد نظر استفاده شود، لازم است کیفیت جریان در مقطع آزمون مورد بررسی قرار گیرد. چون تونل باد دانشگاه امام حسین (ع)، قبلاً در خارج از کشور نصب و در حال استفاده بوده است و پس از خرید، مجدداً در ایران نصب و راه‌اندازی شد، هیچ‌گونه اطلاعاتی درباره کیفیت جریان در مقطع آزمون در دسترس نبود و بنابراین تصمیم گرفته شد که در کلید رژیم‌های کاری (زیر



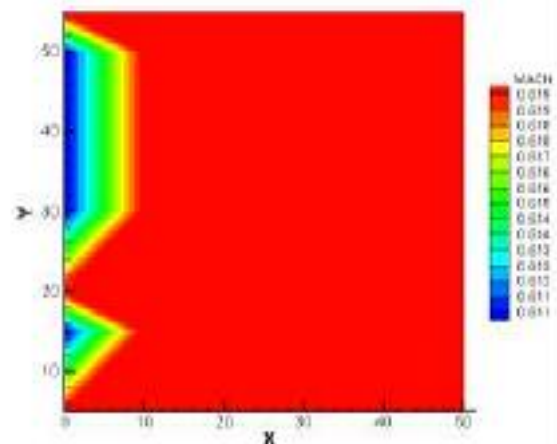
ب - $M_{\infty}=0.5$



الف - $M_{\infty}=0.4$



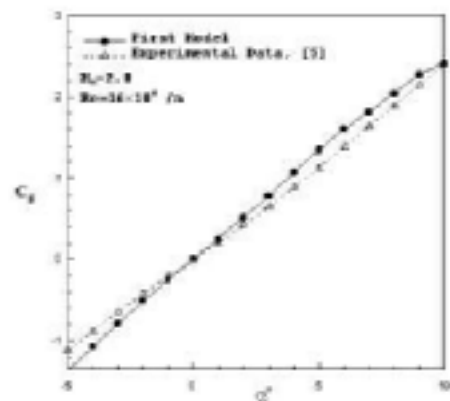
د - $M_{\infty}=0.7$



ج - $M_{\infty}=0.61$

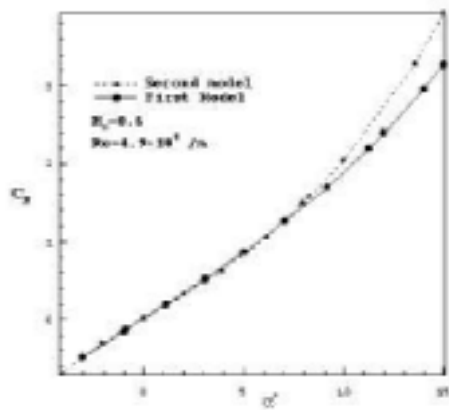
شکل ۳- خطوط همتراز عدد ماخ در مقطع کاری تونل

مورد مقایسه قرار گرفته است. اختلاف مشاهده شده ناشی از دقت در ساخت مدل مورد آزمایش است که اختلافات جزئی با مدل استاندارد 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 با کیفیت و شرایط جریان در تونل مرجع [۶] متفاوت است چون تونل مرجع [۶] از نوع دمنده است ولی تونل حاضر مکنده است. احتمالاً برخی از اختلافات حاصله به دلیل کیفیت جریان و برخی دیگر به دلیل مدل است.



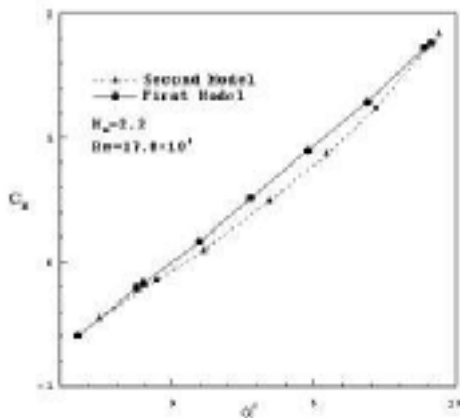
شکل ۴- تغییرات C_N با زاویه حمله در مدل اول

در شکل‌های (۵-الف) و (۵-ب) تغییرات C_N نسبت به زاویه حمله در عددهای ماخ $M_\infty = 0.6$, $M_\infty = 2.2$ برای هر دو مدل مورد مقایسه قرار گرفته است. همان طوری که در شکل (۵-الف) مشاهده می‌شود در رژیم زیر صوت تغییرات C_N با زاویه حمله برای هر دو مدل تا زاویه حمله $\alpha \approx 7^\circ$ تقریباً یکسان است و در زوایای حمله بالاتر C_N مربوط به مدل دوم بیشتر از C_N مربوط به مدل اول است که این اختلاف ناشی از ضریب لاغری در هر دو مدل است. لازم به ذکر است که دماغه هر دو مدل اجایو نوع مماسی است. تفاوت اصلی در ضریب لاغری بدنه، ضخامت و وتر بالکهاست که احتمالاً این اختلافات سبب تغییرات C_N دو مدل می‌شود.



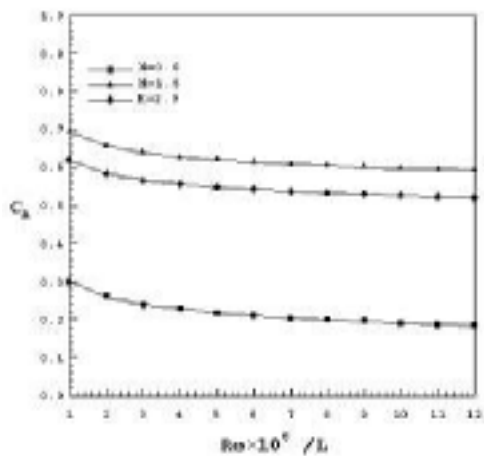
شکل ۵-الف- تغییرات C_N با زاویه حمله در هر دو مدل در ماخ ۰/۶

در عدد ماخ $M_\infty = 2.2$ در شکل (۵-ب) تقریباً در تمام زوایای حمله آزمایش شده، $\alpha = 0-10^\circ$ ، مقدار C_N مربوط به مدل دوم کمتر از ضریب نیروی عمودی مربوط به مدل اول است که ناشی از وابستگی ضریب لاغری به عدد ماخ و همچنین عدد رینولدز است.



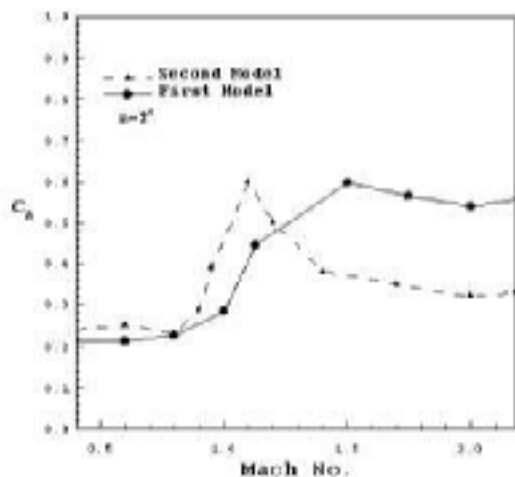
شکل ۵-ب- تغییرات C_N با زاویه حمله در هر دو مدل در ماخ ۲/۲

در شکل (۶) اثرات عدد رینولدز روی ضریب نیروی محوری C_A مدل اول در اعداد ماخ مختلف نشان داده شده است. در این شکل حساسیت ضریب نیروی محوری نسبت به تغییرات عدد رینولدز کاملاً آشکار است. با ازدیاد عدد رینولدز C_A کاهش می‌یابد که میزان کاهش نیز خود تابعی از عدد ماخ است. با افزایش عدد ماخ از زیرصوت به مافوق صوت موج ضربه‌ای تشکیل شده در جلوی مدل باعث افزایش نیروی محوری می‌شود. لازم به ذکر است که در عدد رینولدز و زاویه حمله یکسان ضریب نیروی محوری برای ماخ ۱/۶ بیشتر از ماخ ۲ است که احتمالاً به خاطر جدایش موج ضربه‌ای از بدنه در ماخ ۱/۶ است ولی با افزایش عدد ماخ این موج به دماغه می‌چسبد و باعث کاهش ضریب نیروی محوری می‌شود، شکل (۶).

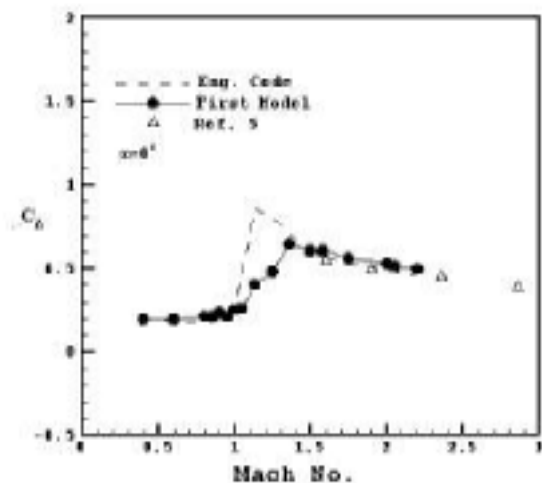


شکل ۶- اثر عدد رینولدز روی C_A در مدل اول

تغییرات ضریب نیروی محوری C_A در زاویه حمله صفر با عدد ماخ به همراه نتایج حاصله از برنامه رایانه‌ای و نتایج مرجع [۵] مربوط به مدل TTCP در شکل (۷) آورده شده است.



شکل ۸- تغییرات C_A با عدد ماخ در زاویه حمله ۲ درجه برای هر دو مدل



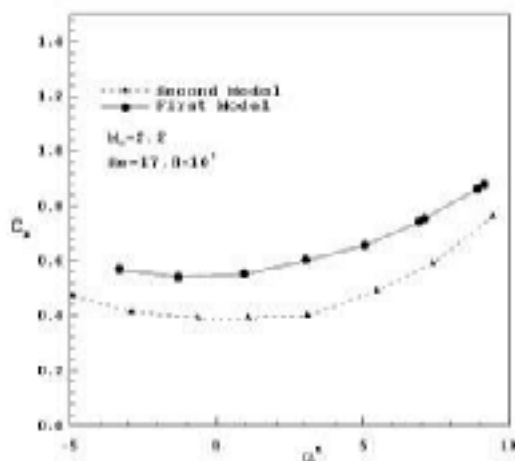
شکل ۷- تغییرات C_A با عدد ماخ در زاویه حمله صفر

نکته دیگر اینکه مقدار C_A ماکزیمم برای هر دو مدل تقریباً یکی می‌باشد و می‌مقدار آن در ماخهای مختلف اتفاق می‌افتد. در عددهای ماخ مافوق صوت، C_A مدل دوم از مدل اول خیلی کمتر است که ناشی از قدرت موج مایل تشکیل شده در نوک هر دو مدل است چون هر چه ضریب لاغری بیشتر باشد موج مایل به موج ماخ نزدیکتر می‌شود. با استفاده از این شکلها تأثیرات ضریب لاغری بر ضریب نیروی محوری کاملاً قابل مشاهده است. در عددهای ماخ مافوق صوت تغییرات C_A با عدد ماخ برای هر دو مدل بسیار کمتر از تغییرات C_A با عدد ماخ در نواحی حدود صوت و زیر صوت است. برای مدل اول در رژیمهای مافوق صوت کاهش C_A بسیار اندک است در حالی که برای مدل دوم C_A در رژیمهای مافوق صوت به شدت کاهش می‌یابد که ناشی از اثرات ضریب لاغری است. تغییرات C_A با عدد ماخ در زوایای حمله دیگر نیز مشابه زاویه ۲ درجه است.

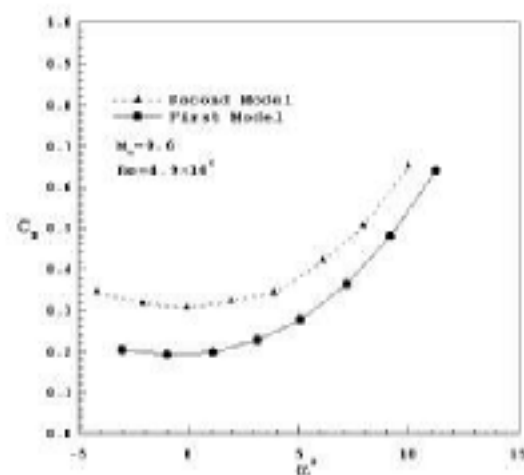
تغییرات ضریب نیروی پسا با زاویه حمله در عددهای ماخ ۰/۶ و ۲/۲ برای هر دو مدل در شکلهای (۹-الف) و (۹-ب) نشان داده شده است. همان طوری که در شکل مشاهده می‌شود در سرعتهای زیر صوت نیروی پسای مربوط به مدل اول در تمام زوایای حمله آزمون شده کمتر از نیروی پسای مربوط به

همان طوری که در شکل مشاهده می‌شود نتایج این آزمایش با نتایج حاصله از مرجع [۵] که فقط در عددهای $M_\infty \geq 1.5$ آورده شده است، همخوانی نسبتاً خوبی دارد. در مقایسه با نتایج برنامه رایانه‌ای نیز در عددهای ماخ زیر صوت $M_\infty \leq 1$ و همچنین $M_\infty \geq 1.5$ اختلافات موجود بسیار اندک است. عمده اختلاف نتایج در ناحیه حدود صوت $1.0 \leq M_\infty \leq 1.31$ است که آن هم بدین دلیل است که برنامه رایانه‌ای قادر به تحلیل موشک با بالک خمیده نیست و در نتیجه برای تحلیل از بالک تخت با سطح تصویر شده معادل استفاده شده است. نکته دیگر اینکه برنامه رایانه‌ای برای محاسبه نیروها از روابط نیمه تجربی^۸ استفاده می‌کند که در نواحی حدود صوت این روابط از دقت بالایی برخوردار نیستند. همچنین در زاویه حمله صفر درجه تغییرات ضریب نیروی محوری دو مدل ساخت ایران و مدل استاندارد TTCP با عدد ماخ با وجود اختلاف در نوع دماغه، یکسان است که نشانگر آن است که در این زاویه حمله اثرات عدد ماخ روی ضریب نیروی محوری به مراتب بیشتر از اثرات شکل دماغه است.

در شکل (۸) تغییرات C_A با عدد ماخ در زاویه حمله ۲ درجه برای هر دو مدل مقایسه شده است. اختلاف نتایج برای هر دو مدل در عددهای ماخ زیر صوت $M_\infty < 1$ جزئی است، ولی در عددهای ماخ حدود صوت این اختلافات فاحش است.



شکل ۹-ب- تغییرات C_D با زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۲ برای هر دو مدل



شکل ۹-الف- تغییرات C_D با زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۶ برای هر دو مدل

اثرات عدد ماخ روی ضریب پسا در زوایای حمله مختلف برای مدل دوم در شکل (۱۰) نشان داده شده است. همان طوری که در شکل مشاهده می شود در عددهای ماخ زیر صوت تغییرات ضریب نیروی پسا با عدد ماخ در کلیه زوایای حمله آزمون شده بسیار ناچیز است، لکن از ماخ ۱/۲۵ تا ۲، مقدار ضریب نیروی پسا در تمام زوایای حمله افزایش چشمگیری می یابد. افزایش چشمگیر ضریب نیروی پسا بین این دو عدد ماخ ناشی از پدیده موج ضربه ای است که در جریان مافوق صوت به وجود می آید و باعث پیدایش نیروی پسای موجی می شود و هر چه عدد ماخ بیشتر شود نیروی پسای موجی نیز افزایش می یابد و موج ضربه ای به وجود آمده قویتر می شود.

۶- نتیجه گیری

آزمایشات متعددی در تونل باد سه منظوره دانشگاه امام حسین (ع) بر روی مدل های TTCP و راکت بالک خمیده در عددهای ماخ و زوایای حمله مختلف انجام گرفته است. نتایج حاصله با اطلاعات موجود و همچنین نتایج برنامه رایانه ای مقایسه شده است. ضرایب نیروی محوری و عمودی هر دو مدل در عددهای ماخ و زوایای حمله مختلف با یکدیگر مقایسه

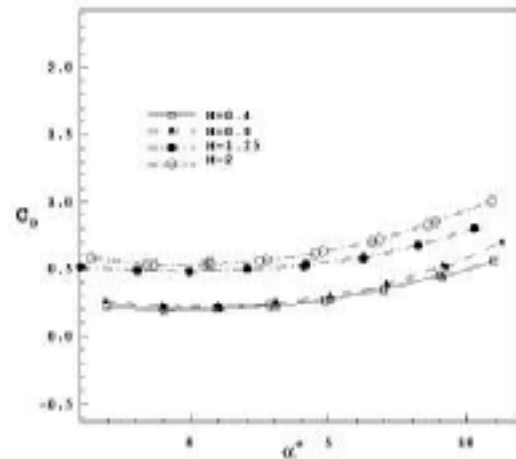
مدل دوم در همان زوایای حمله است، شکل (۹-الف)، در صورتی که برای عدد $M_\infty = 2.2$ این روند در جهت عکس است، شکل (۹-ب) و مدل دوم نیروی پسای کمتری دارد. احتمالاً نیروی پسای زیادتر در مدل دوم در عدد $M_\infty = 0.6$ ناشی از پسای اصطکاکی^۹ بیشتر است، زیرا طول این مدل از طول مدل اول بیشتر است که سبب ایجاد نیروی پسای اصطکاکی بیشتری می شود. لازم به ذکر است که ضریب پسا در اعداد ماخ زیر صوت شامل پسای اصطکاکی و فشاری است که در زاویه حمله پایین پسای اصطکاکی بیشتر از پسای فشاری است. در زوایای حمله $\alpha \geq 5^\circ$ همان طوری که در شکل (۹) نشان داده شده است جدایی جریان سبب می شود که نیروی پسای فشاری بر پسای اصطکاکی غلبه کرده و ضریب نیروی پسا برای هر دو مدل افزایش یابد.

در هر دو عدد ماخ آزمون شده در زوایای حمله بالا به نظر می رسد که نیروی پسای مربوط به هر دو مدل یکسان باشد که ناشی از پدیده جدایش جریان است. در عدد $M_\infty = 2.2$ چون قطر مدل^{۱۱} دوم کمتر است، بنابراین نیروی پسای حاصله از پسای موجی^{۱۱} که نتیجه کاهش افت فشار کل است، کمتر است. نتایج به دست آمده از تونل باد نیز این پدیده را تأیید می کند.

خواهد شد. با استفاده از بالانس ششش مولفه سعی خواهد شد ضریب گشتاور جانبی موشک که پیش بینی آن توسط کدهای CFD و حتی اندازه گیری آن توسط تونل باد مشکل است نیز اندازه گیری شود. همچنین اثرات بالکهای مختلف نیز مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

قدردانی

نگارندگان از زحمات معاونت محترم تحقیقات صنایع شهید باقری، به ویژه مدیریت آیرودینامیک و مکانیک پرواز و همچنین پرسنل آزمایشگاه آیرودینامیک دانشگاه امام حسین (ع) که انجام این تحقیقات را امکانپذیر ساختند صمیمانه تشکر و قدردانی می کنند.



شکل ۱۰- تغییرات C_D با زاویه حمله در اعداد ماخ مختلف برای مدل اول

شده و علت تغییرات بررسی شده است. در آزمایشات بعدی با استفاده از بالانسهای ششش مولفه که از دقت بیشتری برخوردارند، کلیه ضرایب در زوایای حمله مختلف اندازه گیری

واژه نامه

- | | | |
|----------------------------|----------------------|-----------------|
| 1. Wrap-Around Fins or WAF | 5. Trisonic | 9. Slender body |
| 2. Coupling | 6. Supersonic Rohmbo | 10. Wave Drag |
| 3. Sidewall Balance | 7. Semi-Empirical | |
| 4. Fineness Ratio | 8. Friction Drag | |

مراجع

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, Gdc-Sept-1960.
4. Stevens, F. L., ON, T. J., and Clare, T. A., "Wrap-Around Fins: Effects on Rocket Performance," *AIAA Paper 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 Paper 83-1840*.
7. Wardlaw, A. B., Priolo, F. J., and Solomon, J. M., "Multiple-Zone Stratwgy for Supersonic Missiles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 24, No. 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 Paper 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*, Vol. 31, No. 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 Papar 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 Paper* 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 Paper* 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*, Vol. 36, No. 1, pp 53-57, 1999.
۱۵. سلطانی، م. ر.، فاضلی، ح. و فرهانیه ب.، "مطالعه تجربی نیروهای آیرودینامیکی یک موشک بالک خمیده در عددهای ماخ و زوایای حمله مختلف،" ششمین کنفرانس سالیانه مهندسی مکانیک و سومین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک. انجمن مهندسان مکانیک ایران، اردیبهشت ۱۳۷۷، صص ۳۰۷ الی ۳۱۷.