

مطالعه آیرودینامیکی اجسام باریک با سطح مقطع غیر دایروی

وحید مدنی
کارشناسی ارشد
محقق بخش پژوهشی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

محمود مانی
استادیار
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

افشین خواجه فرد
کارشناسی ارشد
محقق بخش پژوهشی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

چکیده

در این مقاله به منظور یافتن مشخصات آیرودینامیکی اجسام باریک با شکل مقطع غیردایروی، دو مدل شامل ترکیب بال - بدنه در یک تونل باد در محدوده اعداد ماخ مادون صوت، حدود صوت و مافوق صوت مورد آزمایش قرار گرفته اند. نتایج این آزمون با نتایج کد محاسباتی نوشته شده مقایسه و مورد بحث واقع شده اند. نتایج بدست آمده از کد نشان می دهند که علیرغم وجود درصد قابل قبولی خطا، همچنان می توان از آن به عنوان یک مرجع مناسب در تعیین ضرایب آیرودینامیکی این نوع از اجسام استفاده نمود.

Aerodynamic Study of Slender Bodies with Noncircular Cross Section

M. Mani
Assistant Professor
Aerospace Engineering Department,
Amirkabir University of Technology

V. Madani
M.Sc.
Research Division,
Amirkabir University of Technology

A. Khajehfard
M.Sc.
Research Division,
Amirkabir University of Technology

Abstract

To investigate the aerodynamic characteristics of the slender bodies with non-circular cross sections, two wing-body combinations having identical cross-section areas and lengths, were tested in a wind tunnel at high subsonic, transonic, and supersonic speeds. The results obtained by the tests have been compared with the results of the previous written code. Although there are some reasonable differences between them, the code is strong enough to use as a suitable reference for determination of aerodynamic coefficients of these bodies.

صوت، حدود صوت و مافوق صوت به صورت مدار باز و مکشی کار می‌کند. محفظه آزمون آن به شکل مربع و دارای ابعاد $1/44 \text{ m} \times 0/6 \text{ m} \times 0/6 \text{ m}$ می‌باشد. نوع نازل آن مسطح و کنترل شونده است و اجازه می‌دهد که هندسه نازل در مدت عملکرد تونل تغییر یابد. این عمل توسط هفت جفت جک دستی و الکتریکی انجام می‌شود. واحد قدرت تونل یک موتور توربوفن با قدرت 10000 kW است که کنترل آن از راه دور و به صورت الکترومکانیکی انجام می‌شود. محدوده امکان پذیر تغییرات زاویه حمله از 2° تا 16° درجه می‌باشد که با تغییرات 2° درجه انجام گرفته است. فشار و دمای محیط $T_0 = 29/5^\circ \text{C}$ و $P_0 = 845 \text{ mbar}$ بوده است.

۲- بررسی محاسباتی

اجسام نشان داده شده در شکل ۱ توسط روش تعمیم یافته ارائه شده در مرجع ۱ نیز مورد بررسی قرار گرفته‌اند. به طور کلی در اجسام باریک، نیروی عرضی کل در واحد طول و عمود بر محور طولی به صورت جمع نیروی جریان پتانسیل و نیروی حاصل از لزجت در نظر گرفته می‌شود:

$$f = f_p \cos(\alpha/2) + f_v \quad (1)$$

که در آن:

$$f_p = (K_2 - K_1) q_\infty \sin 2\alpha \frac{dA}{dx} \quad (2)$$

$$f_v = 2\eta q_\infty C_{dn} (\sin\alpha)^2 r \quad (3)$$

V_n ، موقعیت جسم در زاویه حمله و سایر پارامترهای هندسی در شکل‌های ۳ و ۴ مشخص شده‌اند. ضرایب نیروهای عمودی و گشتاور بازگرداننده نیز به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$C_N = \int_0^l f dx / (q_\infty Ar) \quad (4)$$

$$C_m = \int_0^l f (x_m - x) dx / (q_\infty AXr) \quad (5)$$

در کد تعمیم یافته، ابتدا ضریب نیروی پسای جریان عرضی C_{dn} و عبارات $(C_n/C_{no})_{SB}$ ، $(C_n/C_{no})_{newt}$.

در سال‌های اخیر اجسام باریک با سطح مقطع غیردایروی مورد توجه فراوان قرار گرفته‌اند که دلیل اصلی آن امکان ذخیره‌سازی بیشتر و بهتر قطعات مورد نظر در درون آنها و نیز امکان حمل و نقل راحت‌تر و ایمن‌تر این اجسام می‌باشد. با وجود این تاکنون در کشور ما هیچ اقدامی در جهت بررسی این اجسام به عمل نیامده است. نگارندگان مقاله حاضر به عنوان قدم اول در این راه، مبادرت به تهیه یک کد محاسباتی نمودند که شرح روش آن در مرجع ۱ آمده است. پس از آن، کد مذکور تعمیم داده شده تا قابلیت آنالیز هر نوع سطح مقطعی را داشته باشد. سپس یک آزمایش تونل باد بر روی این اجسام انجام گرفت تا اولاً نتایج حاصل از کد مذکور مورد تأیید بیشتری قرار گیرد و ثانیاً رفتار آیرودینامیکی این اجسام از نزدیک و در یک آزمایش تجربی مشاهده گردد. در این مقاله این دو هدف دنبال خواهند شد و نتایج مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

۱- بررسی تجربی

الف) مشخصات مدل‌ها

دو مدل شامل ترکیب بال-بدنه با اندازه سطوح مقطع و طول‌های یکسان در یک تونل باد و در اعداد ماخ $0/5$ ، $1/5$ و 2 آزمایش شده‌اند. ابعاد هندسی این اجسام در شکل ۱ مشاهده می‌شوند. شکل مقطع مدل اول مربعی است که گوشه‌های آن دارای شعاع انحناء می‌باشد. مدل دوم دارای شکل مقطع دایروی است که فقط به منظور مقایسه و نیز اطمینان از درستی نتایج، تست شده است. شکل مقطع بال یک شش ضلعی به ضخامت $0/6$ وتر است که به طور یکنواخت از ریشه تا سر بال تغییر می‌کند. نسبت باریکی اجسام $10/5$ و دماغه آنها از نوع اجایو مماسی است. سایر ابعاد بدنه و بال در شکل ۱ داده شده‌اند. تست دقت نشان داد که دقت ساخت مدل‌ها در حد صدم میلی‌متر بوده است. در شکل ۲ تصاویر این اجسام پس از نصب در مقطع آزمون تونل باد مشاهده می‌شوند.

ب) آزمایش تونل باد

اجسام مورد بررسی در این مقاله در یک تونل باد سه منظوره ST-2 تست شده‌اند. این تونل باد برای بررسی عملکرد آیرودینامیکی و مشخصات تعادل و کنترل وسایل نقلیه مختلف هوایی در اعداد ماخ $0/4$ تا $2/2$ طراحی و کالیبره شده است. تونل در سه رژیم کاری مادون

برای اجسام با سطح مقطع مربعی و مستطیلی تعیین می‌شوند که C_n/C_{n0} نسبت ضریب نیروی عمودی موضعی در واحد طول شکل مقطع مورد نظر به همان ضریب برای مقطع دایروی با مساحت یکسان می‌باشد. سپس با استفاده از روش NKP و محاسبه فاکتورهای در برگیرنده اثرات تداخل بال و بدنه و نیز با در نظر گرفتن یک گرداب برای هر پنل روی بال و انتگرال گیری در کل سطح، روابط نهایی برای ضرایب آیرودینامیکی به شرح زیر به دست می‌آیند:

$$C_{Nn} = \frac{\sin 2\alpha \cos(\alpha/2)}{A_r} \int_0^l (C_n / C_{n0})_{SB} \frac{dA}{dx} dx + \frac{2\eta (\sin\alpha)^2}{A_r} \int_0^l C_{dn} r (C_n / C_{n0})_{Newt.} dx \quad (6)$$

$$C_{Mn} = \frac{\sin 2\alpha \cos(\alpha/2)}{A_r X} \int_0^l (C_n / C_{n0})_{SB} \frac{dA}{dx} (x_m - x) dx + \frac{2\eta (\sin\alpha)^2}{A_r X} \int_0^l C_{dn} r (x_m - x) (C_n / C_{n0})_{Newt.} dx \quad (7)$$

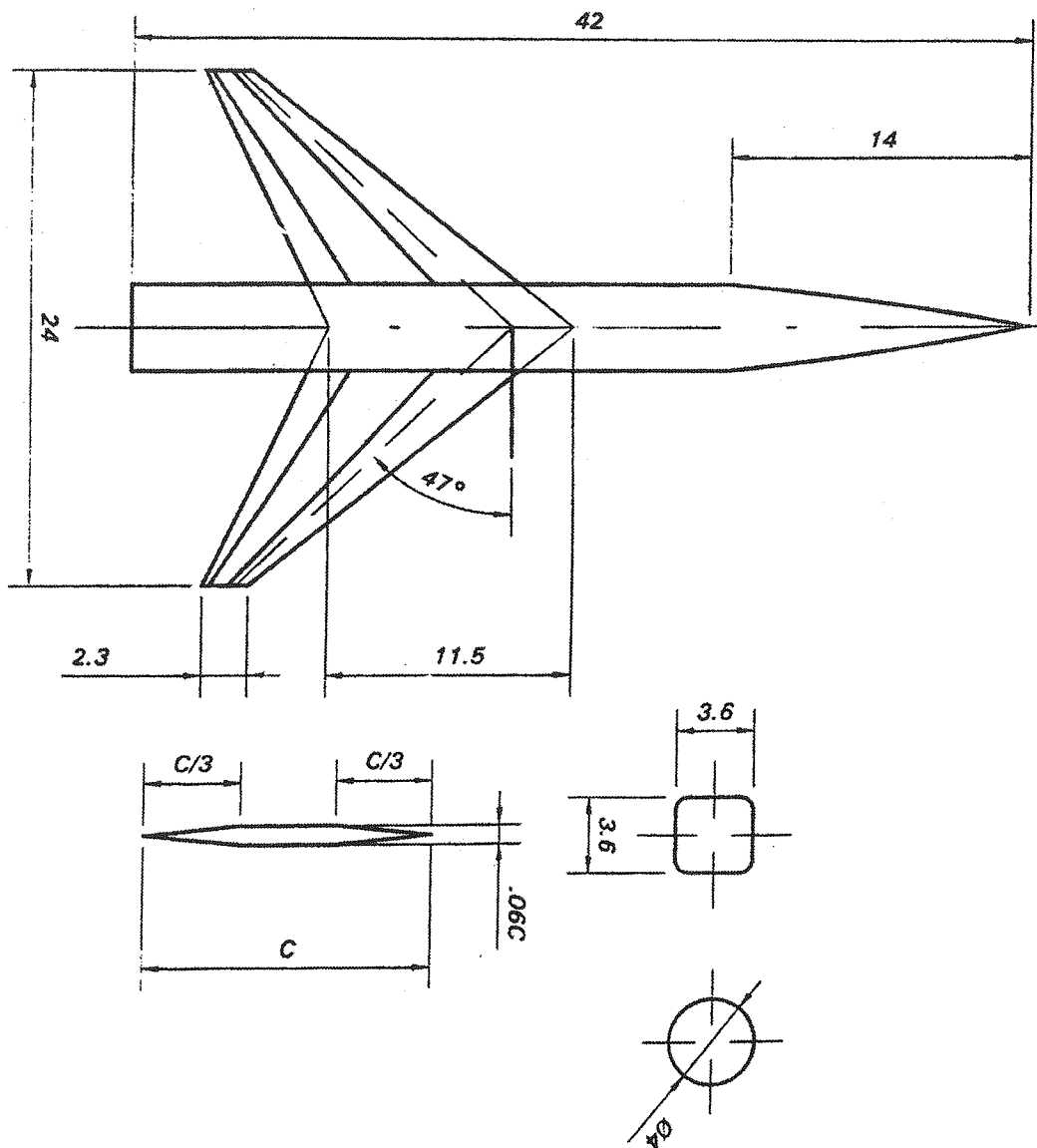
۳- بحث و نتیجه گیری

در شکل های ۵ تا ۷ نتایج حاصل از آزمایش تونل باد و نیز کد محاسباتی نوشته شده مشاهده می‌شوند. شکل ۵ که در عدد ماخ ۲ می‌باشد، نشان می‌دهد که کد نوشته شده در اعداد ماخ مافوق صوت و در زوایای حمله بزرگ، ضمن حفظ روند تغییرات ضرایب با زاویه حمله، مقدار آنها را اندکی بیش از حد واقعی محاسبه می‌کند، در حالیکه مطابق آنچه که در شکل های ۶ و ۷ دیده می‌شود، در اعداد ماخ حدود صوت ۱/۵ و مادون صوت ۰/۸ اندازه مقدار ضرایب محاسبه شده کمتر از حد اندازه گیری شده می‌باشند. این اختلاف به طور عمده ناشی از خطای روش مدلسازی اثرات تداخل بال - بدنه در کد محاسباتی است که در حد ایده آل قادر نبوده اثرات لایه مرزی و به ویژه پدیده جدایی جریان را در زوایای حمله بزرگ در نظر گیرد. البته نباید از خطای موجود در تونل باد چشم پوشی شود. یکی از مهمترین عوامل خطا در این تونل باد، عدم وجود خشک کن می‌باشد که سبب می‌شود جریان خصوصاً در سرعت های بالای صوت به شرایط دو فازی نزدیک شود که بدیهی است در چنین شرایطی، تئوری به کار رفته در کد مذکور نمی‌تواند پیش بینی صحیحی از فیزیک جریان و اثرات آن بر

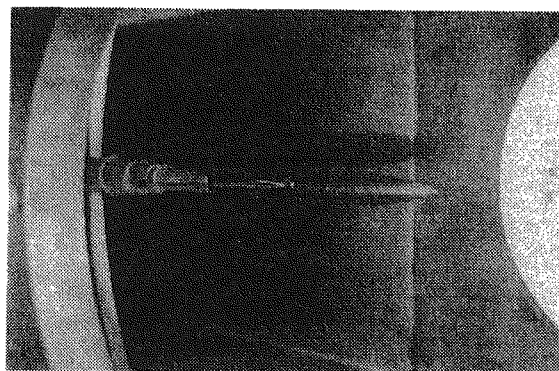
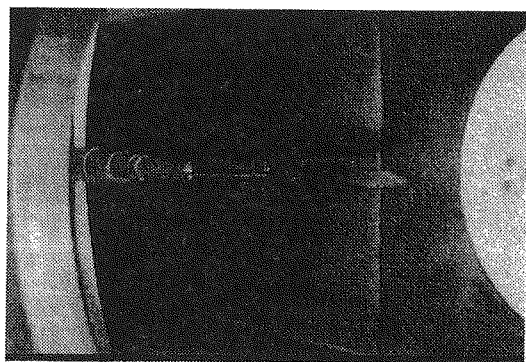
نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی داشته باشد. با وجود این، به طور کلی درصد خطا تا زاویه حمله ۱۶ درجه قابل قبول و منطقی به نظر می‌رسد و از اینرو این کد قابلیت کاربرد در طراحی های مهندسی را دارا می‌باشد. نکته جالب توجه دیگر آنست که اجسام باریک با سطح مقطع غیردایروی در کنار مزایای ذخیره سازی و حمل و نقل، کارایی آیرودینامیکی نسبتاً بهتری نیز از خود نشان می‌دهند. تقریباً در تمام این منحنی ها، افزایش نسبی ضرایب نیروهای برآ و گشتاور بازگرداننده مشاهده می‌شود. مقایسه ضرایب CL برای مقاطع مربعی و دایروی در شکل ۶ نشان می‌دهد که به طور متوسط اندازه این ضریب در مقطع مربعی ۹/۲٪ بیشتر است که در زوایای حمله بزرگتر، مقدار این افزایش بیشتر می‌شود. افزایش اندازه ضریب C_m به مراتب کمتر است و به طور متوسط ۲/۷٪ می‌باشد. شکل ۷ که مربوط به عدد ماخ مادون صوت ۰/۸ است نیز روند مشابهی را نشان می‌دهد با این تفاوت که اندازه افزایش ضریب CL بیشتر و افزایش ضریب C_m کمتر است. متوسط افزایش ضریب CL به مقدار ۱۹/۴٪ و افزایش ضریب C_m نیز به اندازه ۳/۰٪ است. بنابراین به نظر می‌رسد که در صنعت حمل و نقل هوایی، در نظر گرفتن اجسامی با سطوح مقطع غیردایروی به عنوان طرح های جدید مهندسی درخور توجه هستند و مزایایی خاص خود را دارا می‌باشند و درست به همین دلیل از ابتدای دهه ۱۹۹۰ میلادی مطالعه و کاربرد این اجسام مورد توجه جدی کشورهای پیشرفته صنعتی قرار گرفته اند.

فهرست علائم

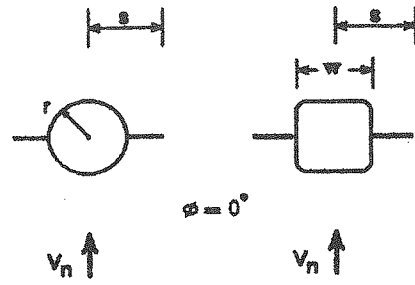
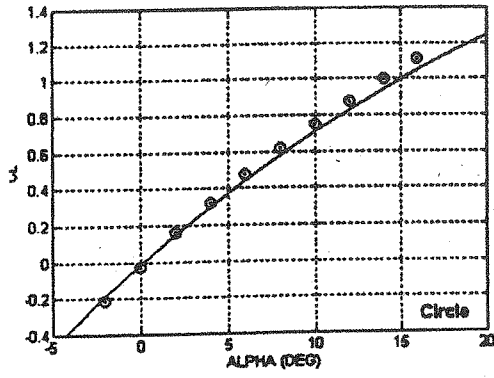
A:	مساحت مقطع بدنه در هر X.
C_L, C_N, C_m :	ضرایب نیروهای برآ، عمودی و گشتاور بازگرداننده.
K_1, K_2 :	ضریب جرم ظاهری طولی و عرضی جسم.
l:	طول جسم.
M:	عدد ماخ.
r:	شعاع مقطع بدنه جسم در هر X.
s:	نصف طول دهانه بال.
V:	سرعت جریان.
X:	فاصله طولی از ابتدای دماغه جسم.
X:	طول مرجع.
α :	زاویه حمله.
η :	فاکتور تناسب نیروی پسا جریان عرضی.
ϕ :	زاویه غلطش حول محور طولی جسم.
ac:	مرکز آیرودینامیکی.



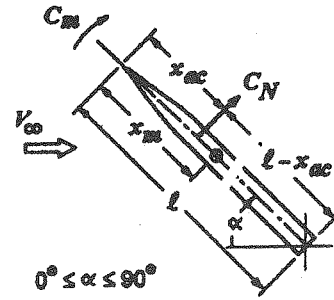
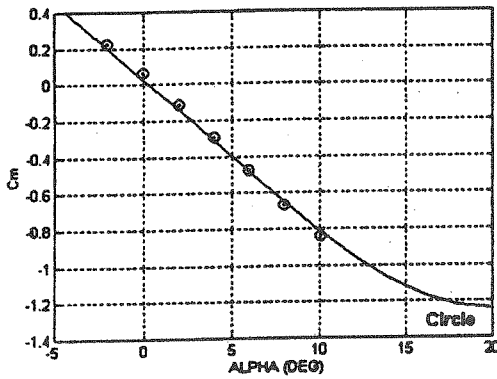
شکل (۱) ابعاد هندسی اجسام تست شده (بر حسب سانتیمتر).



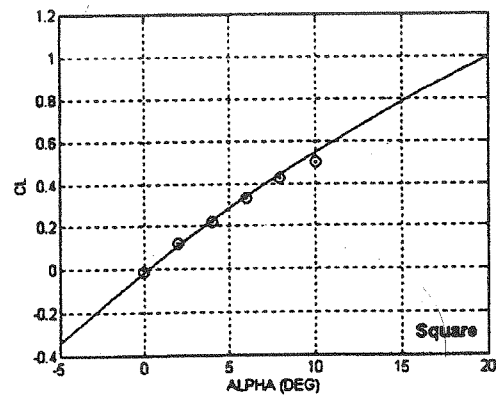
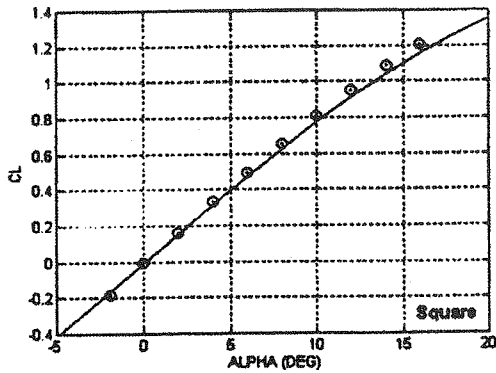
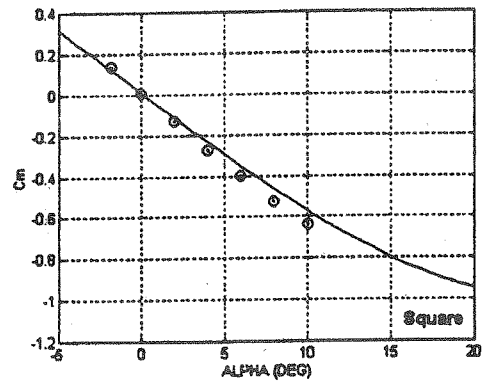
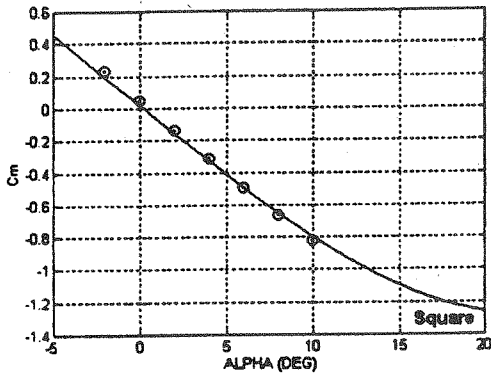
شکل (۲) تصاویر مدل های تست شده .
الف - مقطع دایروی، ب - مقطع مربعی.



شکل (۳) مقاطع دایروی و مربعی با سطوح مولد برآ.

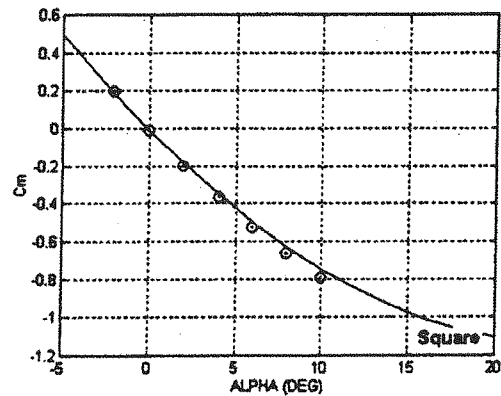
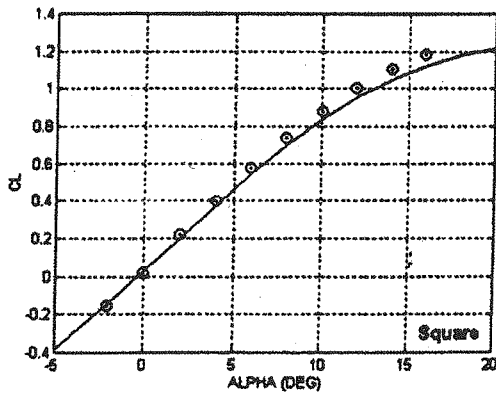
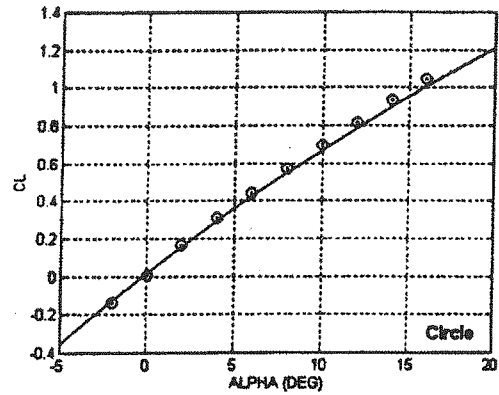
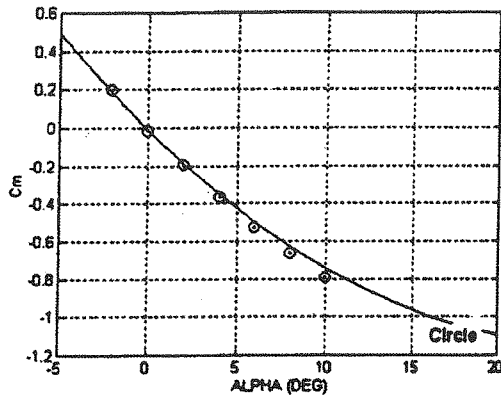


شکل (۲) مشخصات هندسی و آیرودینامیکی.



شکل (۶) ضرایب آیرودینامیکی در $M = 1.5$.

شکل (۵) ضرایب آیرودینامیکی در $M = 2.0$.



شکل (۷) ضرایب آیرودینامیکی در $M = 0.8$.

مراجع

- [4] Daniel, D.C., Yechout, T.R., and Zollars, G.J., "Experimental Aerodynamic Characteristics of Bodies with Square Cross Sections", J. of S & R, Vol. 19, 1982.
- [5] Single, R., "Aerodynamic Characteristics of Bodies Having Rectangular Cross Section at Mach Number of 0.85", J. of A., Vol. 25, 1988.
- [6] Beal, B. W., "Application of Slender-Body Theory to Bodies with Arbitrary Shape Cross Section", AIAA Paper 86-0488, 1986.
- [7] Single, R., "Method of Analysis and Experiments for Bodies with Noncircular Fuselage", Progress in Aeronautics and Astronautics, 1991.

- [۱] محمود مانی، وحید مدنی، افشین خواجه فرد، محاسبه و آنالیز ضرایب آیرودینامیکی اجسام باریک با سطح مقطع غیردایروی در زوایای حمله بزرگ، مجموعه مقالات دومین کنفرانس سراسری مهندسی هوافضا، ۱۳۷۷.
- [2] Schneider, W., "Experimental Investigation of Bodies with Noncircular Cross Sections in Compressible Flow", AGARD-CP-336, Symposium on Aerodynamics, Norway, 1982.
- [3] Sellers, M.E., and Siler, L.G., "Pressure and Static Force Test of Three Slender Body Configurations at Mach Numbers 1.5 to 5.0", AEDC-TSR-83-V44, 1983.