

Numerical Simulation of Support Interference in Wind Tunnel for Dynamic Stability Parameters

Xu Liu, Guanghui Wang, Huaxi Fan, Sufang Ze

Navy Submarine Academy, Qingdao Shandong
Email: nudt@sina.cn

Received: Jan. 20th, 2019; accepted: Feb. 3rd, 2019; published: Feb. 15th, 2019

Abstract

In hypersonic wind tunnel, sting support is usually used for the special test of dynamic stability parameters. A Computational Fluid Dynamics analysis of the dynamics of airbreathing hypersonic airframe/propulsion integrative vehicle at supersonic flight conditions is performed using 3D unsteady Navier Stokes equations. The 2-order Roe scheme and the dual-time-step method based on LU-SGS are respectively applied to discrete of the spatial and time derivative of the unsteady flow. Based on the unsteady Etkin pneumatics model, this analysis uses dynamic force-harmonic simulations to develop direct-dynamic stability derivatives, as well as cross and cross-coupling derivatives. Numerical simulation of 7° blunt cone model was carried out by three different sting supports. On the basis of standard model verification, the influence of sting interference on dynamic derivatives was analyzed, so as to get the dynamic derivative variations brought by the sting interference.

Keywords

Numerical Simulation, Navier-Stokes Equations, Hypersonic Vehicle, Dynamic Derivatives, Support Interference

动态稳定性参数风洞实验支撑干扰数值模拟研究

刘 绪, 王光辉, 范化喜, 迮素芳

海军潜艇学院, 山东 青岛
Email: nudt@sina.cn

收稿日期: 2019年1月20日; 录用日期: 2019年2月3日; 发布日期: 2019年2月15日

摘要

高超声速风洞中, 针对动态稳定性参数的特种试验通常采用模型尾支撑强迫振动的方式。采用三维非定常N-S方程开展动导数特种风洞试验尾支撑干扰数值模拟研究。空间方向的离散采用二阶精度的Roe格式, 非定常流动求解采用“双时间步”方法的隐式LU-SGS格式。基于Etkin非定常气动力模型, 采用小振幅强迫简谐分析法给出动态阻尼导数的数值计算方法。针对7°钝锥标模开展了三种不同支撑的数值模拟与试验对比研究。在标模验证的基础上, 对比类X-51A动导数试验模型与真实飞行条件下的动态特性, 开展尾支撑干扰对动导数的影响研究, 获得尾支撑干扰带来的动导数变化量。

关键词

数值模拟, N-S方程, 高超声速飞行器, 动导数, 支撑干扰

Copyright © 2019 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

在高超声速风洞中, 大多采用带有尾支撑的强迫振动法开展动导数实验[1]。支撑干扰是动导数误差的重要来源, 其对模型气动力影响的严重程度远超过洞壁干扰效应。在高超声速风洞中尾支干扰主要体现在对阻力特别是底部阻力测量的干扰, 而底部阻力修正是高超声速风洞试验一直没有很好解决的问题。针对钝锥的初步研究表明, 尾支撑对钝锥动态气动力的影响远超过静态的情况[2], 当涉及到激波诱导分离、旋涡运动与破裂等非定常流动结构产生非线性气动载荷时, 动态条件下的支撑干扰的研究是一项难度大, 技术复杂的课题。而对于动导数这类特种实验, 尚未有过系统的支撑干扰修正研究。目前我国高超声速飞行器技术飞速发展的大背景下, 对于高超声速复杂飞行器来说, 特别是包含内流的机体推进一体化飞行器, 迫切需要针对动导数特种实验开展支撑干扰研究[3]。

支撑干扰的修正主要包括试验修正方法、工程修正方法和数值计算方法。试验修正方法采用辅助支架和叠加法来测定主(假)支撑的干扰, 该方法已使用多年, 不论什么类型支撑系统, 不论高、低速风洞, 不论静、动态试验, 均采用叠加法测定支撑干扰, 但在实践中发现在某些情况下测量值并不合理, 这往往发生在分离流、大扰动或非定常流动出现时[4]。文献[5]综述了在静态试验和动态试验研究支架干扰的情况, G. S. Taylor等通过水洞试验研究三角翼的动态支架干扰[6], 结果显示出动态非定常条件下的动导数支撑干扰的试验修正方法成本高, 试验条件的限制较多, 并且一般采用辅助支撑带虚拟支杆的方法进行支撑干扰修正, 难以扣除二次干扰[7]。

工程修正方法有较大的局限性, 当试验模型和支架形式与已知支架干扰的模型和支架形式相差甚远时工程修正方法并不可靠。文献[8]提出高速尾撑干扰的工程估算修正方法。尾撑系统对常规测力模型的升力干扰很小, 可以不修正。支杆对模型阻力的影响主要是对模型后体阻力的影响, 它取决于模型后体的几何形状、支杆的几何参数、来流马赫数和雷诺数。但对于动态非定常条件下的动导数等特种试验, 尚未有可靠的工程估算方法[9]。

考虑了流动非线性、非定常效应的数值计算方法精度高, 不受模型运动等干扰因素的影响, 是支撑

干扰的修正的重要发展方向[10]。目前大多数研究采用数值计算方法开展常规静态气动力的支撑干扰修正,针对动导数特种实验的系统性支撑干扰修正研究较为少见[11]。本文采用三维非定常 N-S 方程针对类 X-51A 吸气式高超声速内外流一体化飞行器的动导数辨识开展支撑干扰数值模拟研究。在 7°钝锥标模验证的基础上,对比类 X-51A 动导数试验模型与真实飞行条件下的动态特性,开展尾支撑干扰对动导数的影响研究,获得尾支撑干扰带来的动导数变化量。

2. 数值方法

在贴体坐标系下,对完全气体、忽略质量力下的三维无量纲 Navier-Stokes 方程形式如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \zeta} \quad (1)$$

式中: U 为守恒变量, E 、 F 、 G 为无粘通量, E_v 、 F_v 、 G_v 为粘性通量。

本文在空间上采用二阶精度的 Roe 格式, Roe 格式是基于 Godunov 方法的基本思路发展起来的,是通量差分裂(FDS)格式的一种,由于其优秀的间断分辨率和较小的数值耗散性,目前受到广泛的应用。采用引入“双时间步”(Dual-time-step)方法的 LU-SGS 隐式格式离散流体运动方程时间项。动网格生成采用刚性网格生成方法。远场入流边界采用适用于动态边界条件下的一维 Riemann 不变量的无反射边界条件。对于定常/非定常超音速出流,边界点上的值由内流场计算结果外推得到。对于壁面边界,采用速度无滑移、绝热壁条件。奇性轴采用外插后周向平均处理。

3. 动导数计算方法

在飞行器姿态控制系统设计及轨道(弹道)设计中,所需要的动态稳定性参数有数十个之多[12]。表 1 列出了一些重要的动态阻尼导数。本文采用小振幅强迫简谐分析法给出了多种导数的数值辨识方法[13]。

Table 1. Dynamic damping derivatives

表 1. 动态阻尼导数[14]

	阻尼导数	交叉导数	交叉—耦合导数
滚转力矩导数	$C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha$	$C_{lr} - C_{l\beta} \cos \alpha$	$C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$
俯仰力矩导数	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$		$C_{mr} - C_{m\beta} \cos \alpha$ $C_{mp} + C_{m\beta} \sin \alpha$
偏航力矩导数	$C_{nr} - C_{n\beta} \cos \alpha$	$C_{np} + C_{n\beta} \sin \alpha$	$C_{nq} + C_{n\dot{\alpha}}$

对于飞行器做单自由度的俯仰运动,如果其质心速度不变,则确定运动的独立状态变量只有攻角 α 和俯仰角速度 q 。对俯仰力矩系数 C_m , 由 Etkin 假定, 俯仰力矩系数可写成:

$$C_m = C_m(\alpha(t), \dot{\alpha}(t), \ddot{\alpha}(t), \dots, q(t), \dot{q}(t), \ddot{q}(t), \dots) \quad (2)$$

给定强迫振动: $\alpha(t) = \theta = \alpha_0 + \alpha_m \sin kt$, 其中 α 为瞬时攻角, θ 为俯仰角, α_0 为基准状态的攻角, α_m 为振动幅度, k 为减缩频率。在 k 不很大, 且忽略高阶导数的影响时, 当非定常振动过程达到谐振解, 通过数值积分可以求出俯仰阻尼导数为[15]:

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = \frac{1}{\alpha_m \pi} \int_{t_s}^{t_s + T_c} C_m(t) \cos ktdt \quad (3)$$

式中: t_s 为积分起始时刻, T_c 为振动周期。

类似的, 通过给定不同的扰动方式可以推导出其他类型的动态稳定性参数的计算公式。其中强迫滚转运动的形式为 $\phi = \phi_m \sin kt$, ϕ 为滚转角, ϕ_m 为滚转角振幅; 强迫偏航运动的形式为 $\psi = \psi_m \sin kt$, ψ 为偏航角, ψ_m 为偏航角振幅。

4. 验证算例

验证算例选自美国阿诺德工程发展中心冯·卡门空气动力学实验室(AEDC-VKF) 7°钝锥的支撑干扰实验[16]。实验来源于一个为期三年的技术项目, 目的是获得系统的超声速、高超声速风洞实验的支撑干扰特性。7°钝锥的支撑干扰实验测量了尾支撑长度对动导数、静态俯仰力矩系数及底部压力的影响, 同时对马赫数、攻角、边界层流态、减缩频率等影响因素进行了细致的考察。

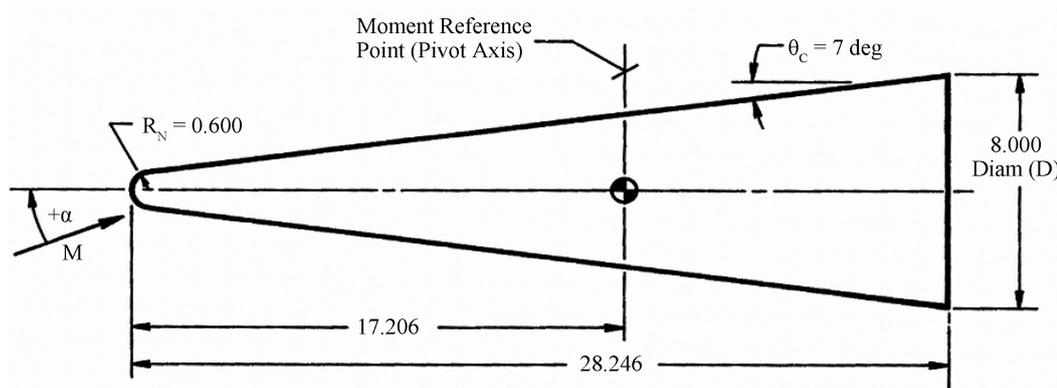


Figure 1. Blunt cone dimensions and centroid position

图 1. 钝锥外形尺寸及质心位置

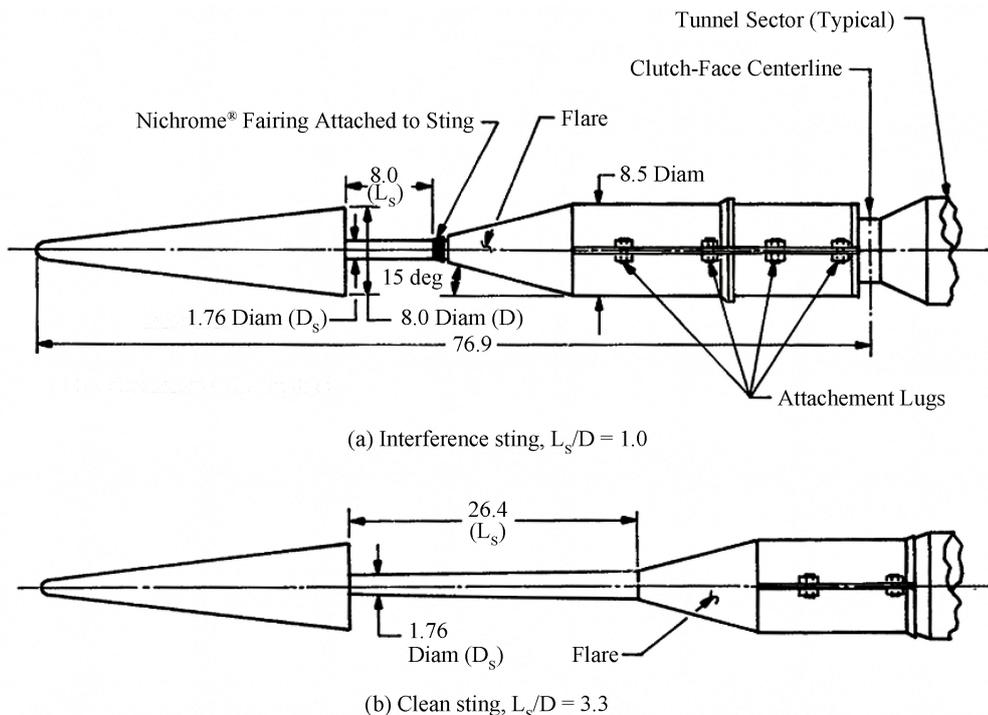


Figure 2. Two forms of support for the blunt cone

图 2. 钝锥外形的两种支撑形式

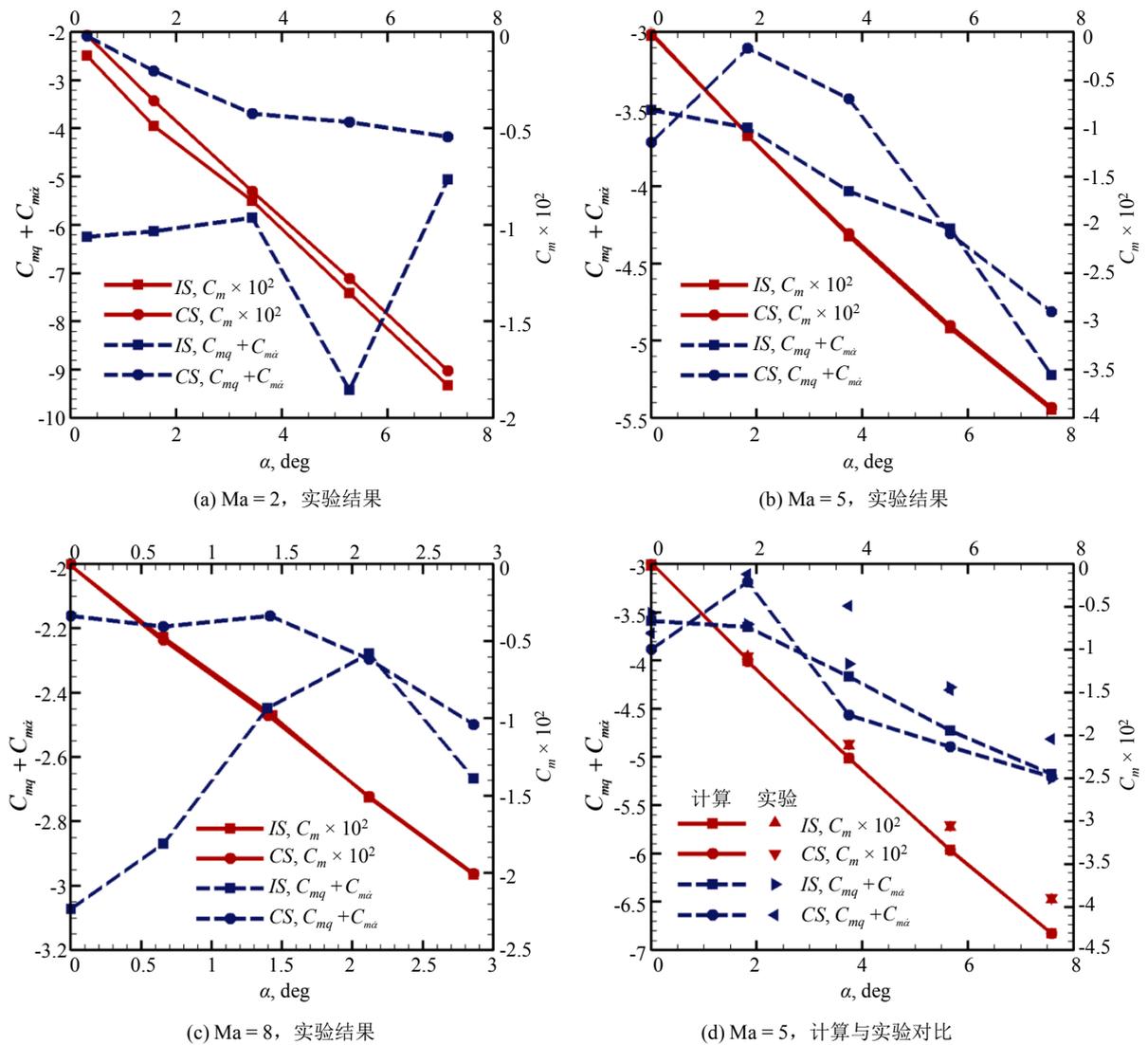


Figure 3. Comparison of moment coefficients of two support forms
图 3. 两种支撑形式力矩系数的对比

图 1 给出了钝锥的外形尺寸及质心位置。实验分为两种不同的支撑形式，如图 2。第一种形式的支撑(Interference Sting, IS)支杆长度 L_s 与底部直径 D 长度相等，使得支撑与底部流场之间存在较强的干扰，第二种形式的支撑(Clean Sting, CS)支杆长度 L_s 是底部直径 D 的 3.3 倍，由于支杆相对较长，使得干扰效应相对较弱。

马赫数为 2、5、8 的实验结果和马赫数为 5 的计算结果均显示出两种支撑形式的静态俯仰力矩基本相同，而动态条件下的俯仰阻尼导数却存在很大差异，如图 3 所示。实线为俯仰力矩系数结果，虚线为俯仰阻尼导数结果。由此可见，当涉及到激波诱导分离、旋涡运动与破裂等非定常流动结构产生非线性气动载荷时，动态条件下的支撑干扰远比静态条件下复杂，静态条件下的支撑干扰修正规律不能直接应用于动态非定常的情况。

图 3(d)给出了马赫数为 5 的条件下本文计算结果与实验的对比，俯仰力矩系数的差别不超过 10%，俯仰阻尼导数的差别不超过 30%，较好的验证了本文动态非定常计算的可靠性。

5. 类 X-51A 支撑干扰计算

高超声速巡航导弹 X-51A 是美国空军研究实验室(AFRL)联合波音公司(负责机身)和普惠公司(负责发动机)研制的一架超燃冲压发动机验证机—乘波器(SED-WR)飞行试验平台。本文以内外流一体化飞行器 X-51A 为背景,利用公开的图像数据资料进行反向建模,生成的类 X-51A 三维实体外形见图 4。飞行器全长 4.2672 m (168 inches),最大体宽度 0.5842 m (23 inches),进气道宽度 0.2286 m (9 inches)。图 5 给出了内流道的示意图。燃烧室凹腔为开式凹腔,长度为 0.1193 m,深度为 0.0178 m,长深比 6.7,后缘角为 30 度。带支杆的实验外形如图 6 所示。模型缩比为 1:10,支杆长度 0.3833 m,支杆安装角为 1° 。



Figure 4. X-51-like hypersonic vehicle

图 4. 类 X-51 高超声速飞行器



Figure 5. Internal flow channel outline

图 5. 内流道示意图

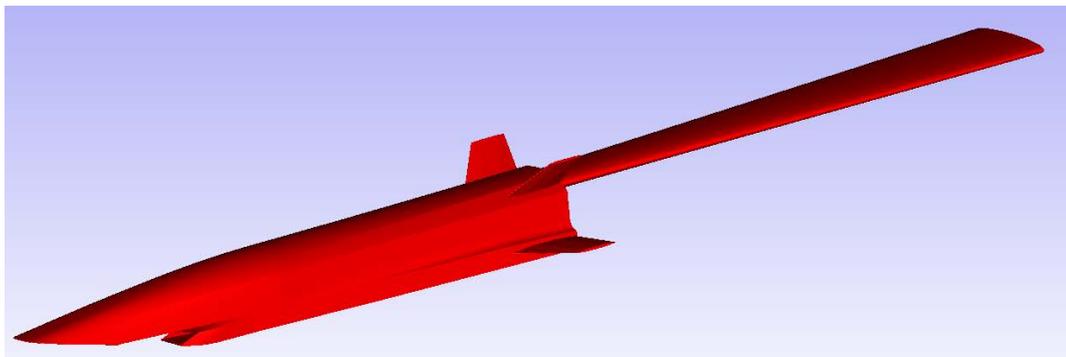


Figure 6. Sting support outline

图 6. 支杆示意图

本文模拟的飞行状态为马赫数 4.8，飞行高度 18,288 公里(60,000 英尺)。此时助推器与飞行器分离，进气道打开，发动机尚未点火，内流道处于冷流状态下的通流状态。带支杆的实验外形的计算状态为马赫数 4.8，来流温度 60 k，来流压力 412.9 Pa。表 2 为真实外形与带支杆的实验外形 0 度攻角下定常计算结果的对比。设计工况下类 X-51A 外形的俯仰力矩处于配平状态，受支撑干扰影响实验外形产生了小的低头力矩，升力系数和阻力系数也有明显的差别。表中还给出了进气道性能参数之间的对比。从图 7 进气道波系结构的对比来看，真实飞行状态与缩比模型实验状态的天地不一致是造成二者差异的主要原因。受模型缩比的影响，真实外形的压升比和温升比低于缩比外形，流量系数、总压恢复系数及进气道出口的平均马赫数高于缩比外形，进气道内存在更为清晰的激波反射过程。

Table 2. Comparison between the real shape and the experimental shape

表 2. 真实外形与实验外形对比

	真实外形	实验外形
俯仰力矩系数 C_{mm}	0.00000	0.00113
升力系数 C_l	0.02476	0.02863
阻力系数 C_d	0.09107	0.11293
流量系数 φ	4.54750	4.26000
总压恢复系数 σ	0.62810	0.47973
压升比 R_p	15.3172	18.5145
温升比 R_t	2.60513	3.01052
平均马赫数 M	2.43141	2.10151

在定常模拟的基础上，本文开展了动态非定常流场的计算，得到了真实外形的俯仰阻尼导数 $C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{q}}$ 为 -0.968，缩比实验外形为 -0.962，静态计算时二者升力系数差别为 16%，阻力系数差别达到 24%，但动态情况下动导数的差别不超过千分之七，说明了静态条件下的支撑干扰修正规律与动态非定常的情况完全不同。图 8 展示了动态条件下俯仰力矩系数及进气道性能参数的迟滞特性。真实外形与实验外形的各项进气道性能参数有较大偏移，迟滞环形状也不尽相同，但二者俯仰力矩系数迟滞环却差别不大，充分说明了非线性非定常主导的流动特征往往会给飞行器带来超出预期的气动效应。



Figure 7. Schlieren photograph of inlet symmetry plane

图 7. 进气道对称面数值纹影图

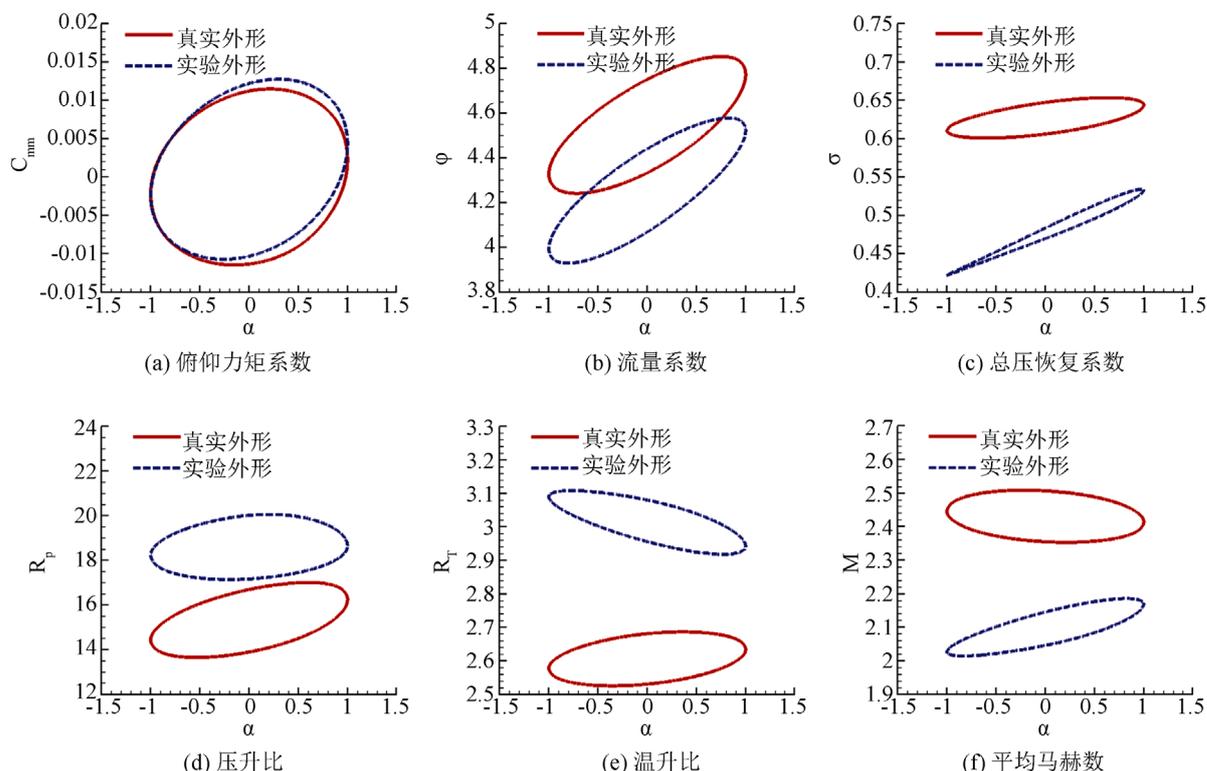


Figure 8. Pitch moment coefficient and inlet performance parameters loop

图 8. 俯仰力矩系数及进气道性能参数迟滞环

6. 结论

本文采用三维非定常 N-S 方程针对类 X-51A 吸气式高超声速内外流一体化飞行器的动导数辨识开展支撑干扰数值模拟研究。针对钝锥俯仰方向的验证算例显示, 不同支撑形式下的静态力矩系数基本相同, 而动态阻尼导数却存在很大差异。针对类 X-51A 真实外形与实验外形的比较显示, 静态条件下气动力/力矩系数与进气道性能参数有显著差异, 但动态条件下的俯仰力矩系数及俯仰阻尼导数却基本一致。因此对俯仰阻尼导数来说, 动态非定常条件下的支撑干扰修正规律与静态的情况完全不同。要想获得系统的类 X-51A 内外流一体化外形支撑干扰特性, 后续应进一步开展滚转和偏航方向上的直接阻尼导数和交叉阻尼导数的支撑干扰研究。此外, 还需要开展不同攻角、马赫数以及考虑尾喷管喷流效应等更多工况的数值模拟研究。

参考文献

- [1] Loeser, T. and Rohlf, D. (2016) Experimental Determination of Dynamic Derivatives in a Wind Tunnel Using Parameter Identification. Springer International Publishing, Berlin.
- [2] Uselton, J.C. and Uselton, B.L. (2015) Validity of Small-Amplitude Oscillation Dynamic-Stability Measurement Technique. *Journal of Spacecraft & Rockets*, **13**, 266-270. <https://doi.org/10.2514/3.57086>
- [3] Liu, X., Liu, W., Chai, Z. and Yang, X. (2016) Research Progress of Numerical Method of Dynamic Stability Derivatives of Aircraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **37**, 2348-2369.
- [4] Mackay, M. (1993) A Review of Sting Support Interference and Some Related Issues for the Marine Dynamic Test Facility (MDTF). Defense Research Reports.
- [5] Ericsson, L. and Reding, J. (1983) Review of Support Interference in Dynamic Tests. *AIAA Journal*, **21**, 1652-1666. <https://doi.org/10.2514/3.60166>

- [6] Taylor, G. and Gursul, I. (2005) Support Interference for a Maneuvering Delta Wing. *Journal of Aircraft*, **42**, 1504-1515. <https://doi.org/10.2514/1.12094>
- [7] Yi, B., Zeng, K. and Wang, S. (2016) Investigation on the Interference Correction of Flying Wing Aircraft Rear Sting Support in High Speed Wind Tunnel Test. *ACTA Aerodynamica Sinica*, **34**, 98-106.
- [8] 李周复, 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.
- [9] Zhang, M., Dai, J. and Chen, N. (2016) Transient Dynamic Stability Test Method for Shock Wind Tunnel. *Journal of Electronic Measurement & Instrumentation*, **30**.
- [10] 郭林亮, 祝明红, 孔鹏, 等. 风洞虚拟飞行模型机与原型机动力学特性分析[J], 航空学报, 2016, 37(8): 2583-2593.
- [11] Pan, J., Zhang, J., Cai, Y. and Xu, M. (2016) Investigation on the High-Speed Wind Tunnel Dynamic Derivative Test Accuracy Promotion. *Acta Aerodynamica Sinica*, **34**, 606-610.
- [12] 刘伟, 赵海洋, 杨小亮. 飞行器动态气动特性数值模拟方法[M], 长沙: 国防科技大学出版社, 2015.
- [13] Mi, B., Zhan, H. and Chen, B. (2017) Calculating Dynamic Derivatives of Flight Vehicle with New Engineering Strategies. *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, **18**, 175-185. <https://doi.org/10.5139/IJASS.2017.18.2.175>
- [14] 刘绪, 赵云飞, 王东方, 等. 高超声速内外流一体化飞行器动态特性[J]. 弹道学报, 2013, 25(3): 38-43.
- [15] 刘绪. 高超声速内外流一体化飞行器动态特性研究[D]; [硕士学位论文]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [16] Uselton, B.L. and Cyran, F.B. (1980) Sting Interference Effects as Determined by Measurements of Dynamic Stability Derivatives, Surface Pressure, and Base Pressure for Mach Numbers 2 through 8. DTIC Document.

知网检索的两种方式:

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择: [ISSN], 输入期刊 ISSN: 2328-0557, 即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入, 输入文章标题, 即可查询

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>
期刊邮箱: ijfd@hanspub.org