

文章编号:1674-8190(2019)03-371-05

某型导弹动导数风洞试验和 CFD 数值模拟

岑梦希,张瑞民

(1. 中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

(2. 中国航天空气动力技术研究院 第二研究所,北京 100074)

摘要: 动导数的精确预测对于火箭类武器的成功研制至关重要。以某型导弹动态特性的研究为对象,在 FD06 风洞中采用自由振动法完成动态特性试验,获取该型导弹俯仰和滚转两个方向的典型振幅衰减曲线和动导数结果;针对该型导弹,基于双时间推进法数值求解非定常 N-S 方程和强迫运动方程,获取该型导弹俯仰动导数和滚转动导数。结果表明:CFD 计算结果与风洞试验结果有较好的一致性;在给定马赫数和攻角下 CFD 数值模拟结果可以为后续工程型号研制提供参考。

关键词: 动稳定;俯仰动导数;滚转动导数;风洞试验;CFD 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.03.010

Wind Tunnel Test and CFD Numerical Simulation of Dynamic Derivative for a Certain Type of Missile

Cen Mengxi, Zhang Ruimin

(1. Caihong UAV Technology Limited Company, China Academy of Aerospace

Aerodynamics, Beijing 100074, China)

(2. No. 2 Research Institute, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The accurate prediction of dynamic derivative is of significant importance for the successful development of missile weapons. Taking the dynamic performance of a certain missile as research subject, the free vibration method is used in FD06 wind tunnel to accomplish the dynamic performance experiment, and get the typical decay curves of amplitude and dynamic derivatives in pitching and rolling directions. On the basis of dual time-stepping approach, the unsteady N-S equation and forced movement equation are solved by numerical value, which can obtain the pitching and rolling dynamic derivatives of the missile. The results show that the CFD numerical simulation results are in accordance with wind-tunnel test data, which can provide a reference for the following engineering model development in a certain range of Mach numbers and angles of attack.

Key words: dynamic stability; pitch damping derivative; roll damping derivative; wind tunnel test; CFD numerical simulation

0 引言

随着军事科技水平的不断进步,飞行器型号设

计越来越复杂,尤其对于带翼的细长体飞行器,在高速、大攻角状态下,其阻尼导数对飞行器响应具有重要的影响^[1-2]。对于型号工程设计来说,有效

收稿日期:2018-07-03; 修回日期:2018-08-01

通信作者:张瑞民,footballguy1980@126.com

引用格式:岑梦希,张瑞民.某型导弹动导数风洞试验和 CFD 数值模拟[J].航空工程进展,2019,10(3):371-375.

Cen Mengxi, Zhang Ruimin. Wind tunnel test and CFD numerical simulation of dynamic derivative for a certain type of missile [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 371-375.

而精确的性能评估至关重要。为了能够确定新型导弹的气动性能,设计人员常借助于飞行测试,但复杂型号的飞行测试既耗时又昂贵;有些型号甚至出现极端的流场状况,即便是风洞试验也难以实现,无法满足未来型号研制的需求。

CFD 技术不仅消除了飞行测试和风洞试验的条件限制,还大大降低了设计成本,且避免了测试中的危险^[3]。目前为止,国内外关于飞行器动导数研究开展了大量的工作。Zhang Weiwei 等^[4]采用高效的当地活塞理论对超音速和高超音速下的无粘非定常压力载荷进行了预测;卢学成等^[5]将气动力工程算法推广到非定常气动力计算中,求解任意外形飞行器作强迫振荡运动的非定常气动力,进而获得该飞行器的动导数;刘溢浪等^[6]采用基于定常 CFD 技术的当地活塞理论提出了一种高效高精度的超音速、高超音速飞行器动导数的计算方法,并通过两个国际标模算例进行对比验证;Da Ronch A 等^[7-8]采用线性频域的谐波平衡法预测飞行器的周期性非定常流动特性,计算效率大大提高;David H 等^[9]采用时域谐波平衡法计算超音速导弹和民航飞机的俯仰动导数;陈琦等^[10]采用谐波平衡法预测标模导弹的动导数,计算效率约为双时间推进法的 13 倍,且在大攻角动态特性计算中取得了令人满意的结果;张莽等^[11]在高超声速激波风洞建立了瞬时动导数试验技术,并获得马赫数为 8 时 10°尖锥模型的动导数,且精度较高。综合来看,尽管国内外学者在动导数计算方面做了大量的工作,但是关于亚音速导弹动导数方面的研究比较少,也很少将这些研究成果应用于工程型号研制。

本文应用缩比模型风洞试验方法和数值模拟方法分别对某型导弹的俯仰和滚转动导数进行研究,为工程型号研制提供支持。

1 风洞试验

1.1 试验方法

试验采用自由振动方法,该方法模拟飞行器飞行时受到扰动而产生角运动时的衰减过程。为保证风洞试验时模型角运动的减缩频率与真实飞行的减缩频率一致,需根据真实飞行器的转动惯量和静力矩确定真实飞行的自然频率,然后根据模型的缩比关系确定模型的减缩频率。

1.2 试验模型

本试验在 FD06 风洞进行。试验缩比模型安装如图 1 所示。导弹外形尺寸如图 2 所示,头部为圆形,弹身为圆柱形,弹身带 4 片弹翼,尾部带 4 片梯形舵,呈“X”字布局。



图 1 风洞试验模型安装图

Fig. 1 Installation of test model in wind tunnel

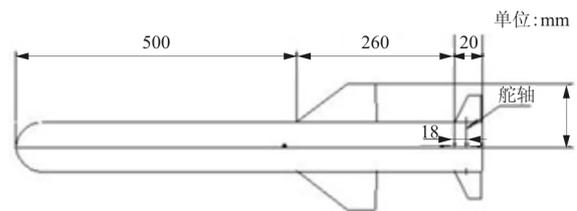


图 2 导弹外形尺寸图

Fig. 2 Missile configuration

1.3 试验条件

风洞试验的基本条件参数如表 1 所示。测力及动导数试验采用高精度微型六分量杆式天平,天平静态测量精度小于 0.2%,重复性试验均方根误差为 1%。动导数测试方法采用频率 10 Hz,振幅 1°的单自由度俯仰或滚转运动。

表 1 试验条件

Table 1 Calculation condition

Ma	$\alpha/(\circ)$	P_0/Pa	$T_0/^\circ\text{C}$
0.4	-8~8	101 200	285
0.5	-8~8	103 106	270
0.7	-8~8	110 355	268
0.8	-8~8	113 104	283

1.4 试验结果

1.4.1 状态曲线

马赫数为 0.5,攻角为 0°时的俯仰运动典型振幅衰减曲线如图 3 所示。马赫数为 0.5,滚转角为

0°时的滚转运动典型振幅衰减曲线如图 4 所示。

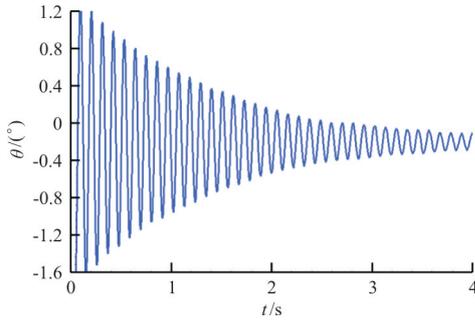


图 3 典型俯仰运动振幅衰减曲线

Fig. 3 Decay curve of amplitude in typical pitching motion

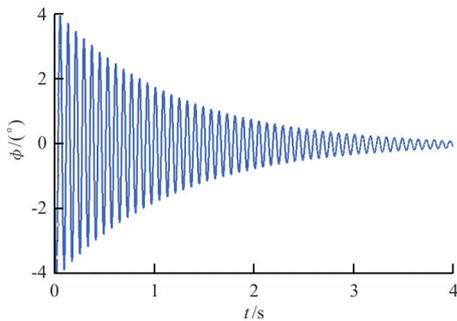


图 4 典型滚转运动振幅衰减曲线

Fig. 4 Decay curve of amplitude in typical rolling motion

1.4.2 试验数据

不同马赫数下俯仰动导数随攻角变化的曲线如图 5 所示。

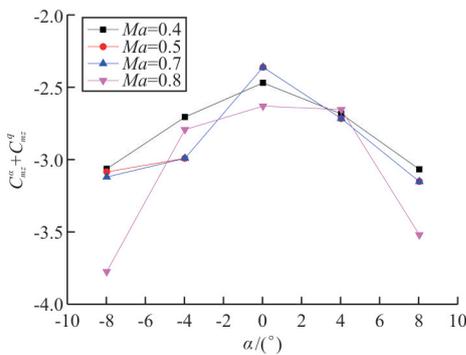


图 5 不同马赫数下俯仰动导数随攻角变化

Fig. 5 Pitching dynamic derivatives changed with angles of attack

从图 5 可以看出:在不同马赫数下,动导数曲线沿纵轴 $\alpha=0^\circ$ 接近对称;不同马赫数、不同攻角下的动导数均小于 0,说明该型导弹在俯仰方向都是动态稳定的;俯仰动导数随着马赫数的增加,略有增大,但在跨音速马赫数 0.8、某些攻角状态下,由

于流场的振荡,俯仰阻尼的变化不符合此规律;俯仰动导数随着攻角绝对值的增加而增大,说明动稳定性随着攻角的增加而增强。

不同马赫数下滚转动导数随攻角变化的曲线如图 6 所示。

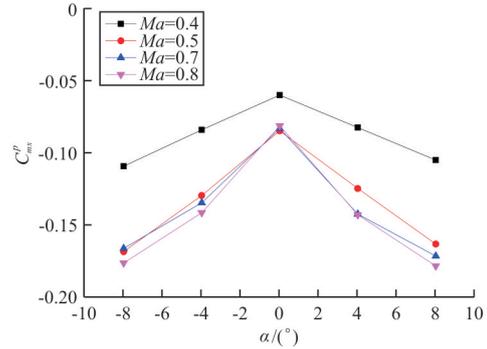


图 6 不同马赫数下滚转动导数随攻角变化

Fig. 6 Rolling dynamic derivatives changed with angles of attack

从图 6 可以看出:在不同马赫数下,动导数曲线沿纵轴 $\alpha=0^\circ$ 几乎完全对称;不同马赫数、不同攻角下的动导数均小于 0,说明该型导弹是动稳定的;滚转动导数与马赫数的变化趋势一致,随着马赫数的增大,滚转阻尼导数缓慢增大,马赫数为 0.4 的滚转阻尼明显小于马赫数为 0.5,0.7 和 0.8 的滚转阻尼;所有马赫数下的滚转动导数随着攻角的增加而增大,说明动稳定性随着攻角的增加而增强。

2 数值计算

2.1 控制方程

流场计算采用有限体积法来求解时均 N-S 方程积分表达式如下:

$$\int_V \frac{\partial Q}{\partial T} dV + \int_A (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dA = 0 \quad (1)$$

式中: Q 、 \mathbf{F}_c 和 \mathbf{F}_v 分别为守恒变量、对流通量和粘性通量,这些量的具体表达式可参考文献[2]。

湍流模型采用 Transition SST 模型。该模型是在 SST $k-\omega$ 的基础上增加了有关间歇度 γ 和转捩发生准则的两种输运方程,其捕捉流场细节精度更高。空间离散采用格心格式的有限体积法,时间离散采用隐式离散方法进行双时间推进。

2.2 动网格技术

动网格技术可以用来模拟流场边界随时间变

化的问题。在任一控制单元中,广义标量 Φ 的积分守恒方程为

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV + \int_{\partial V} \rho \Phi (u - u_g) dA = \int_{\partial V} \Gamma \Delta \Phi dA + \int_V S_\Phi dV \quad (2)$$

式中: ρ 为流体密度; u 为速度流量; u_g 为移动网格的网格速度; Γ 为扩散系数; S_Φ 为源项; ∂V 为控制单元 V 的边界; A 为控制单元的面积。

2.3 动导数积分法

以俯仰组合动导数为例,当刚体飞行器作低频小振幅的俯仰强迫振动时,其强迫振动模型的运动方程为

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \quad (3)$$

式中: α_0 为初始攻角; α_m 为振荡幅值; ω 为振荡圆频率。

气动俯仰力矩是状态变量及其对时间的各阶导数的函数,且计算中仅考虑一阶动导数,忽略高阶动导数可得

$$M_z = M_{z_0} + (M_z^e - \omega^2 M_z^i) \alpha_m \sin(\omega t) + (M_z^d + M_z^q) \omega \alpha_m \cos(\omega t) \quad (4)$$

式中: M_{z_0} 为初始攻角处的静态俯仰力矩; M_z^e 为静导数; M_z^d 、 M_z^q 和 M_z^i 为动导数。

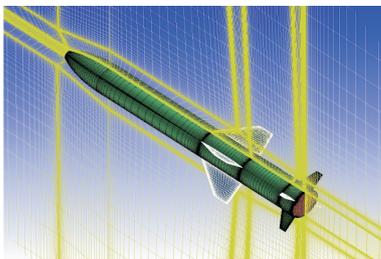
式(4)沿迟滞环线积分且无因次化,可得俯仰组合动导数为

$$C_{mz}^q + M_{mz}^a = \frac{\oint C_{mz} d\alpha}{\pi \alpha_m^2 k} \quad (5)$$

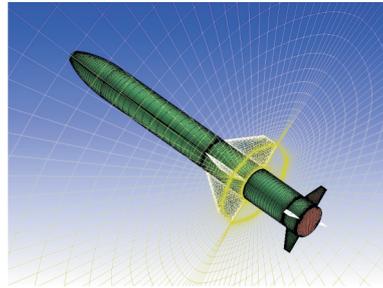
式中: $k = \omega d / 2v$ 为减缩频率; d 为翼体弦长。

2.4 计算与分析

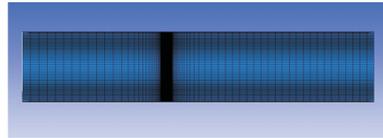
模型网格划分如图 7 所示,其中,图 7(a)为对称面网格及物面网格,图 7(b)为轴向网格及物面网格,图 7(c)为远场网格。总网格量约 506 万,壁面第一次网格高度为 1×10^{-5} m。



(a) 对称面网格及物面网格



(b) 轴向网格及物面网格



(c) 远场网格

图 7 模型网格划分

Fig. 7 Model meshing

2.4.1 俯仰动导数

马赫数分别为 0.4 和 0.7 时俯仰动导数随着攻角变化的曲线如图 8 所示。

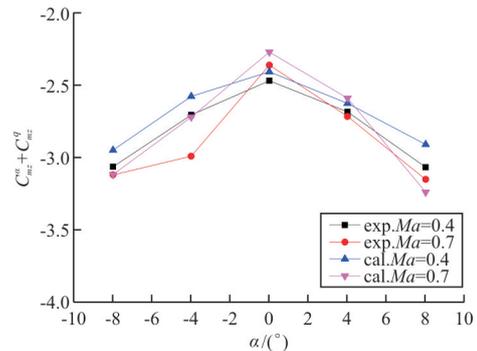


图 8 俯仰力矩动稳定性导数随攻角的变化

Fig. 8 Pitching dynamic derivatives changed with angles of attack

从图 8 可以看出:当马赫数为 0.4 时,俯仰动导数计算结果与试验结合吻合较好,且变化曲线沿 $\alpha = 0^\circ$ 接近对称;当马赫数为 0.7 时,俯仰动导数计算结果与试验结果符合相对较好,但变化曲线沿 $\alpha = 0^\circ$ 时对称性较差,尤其在 $\alpha = -4^\circ$ 时,试验结果数值偏大,这可能是由于接近跨音速时流场内的激波干扰和模型支撑干扰造成的。

2.4.2 滚转动导数

马赫数分别为 0.4 和 0.7 时模型滚转力矩动导数随着攻角变化的曲线如图 9 所示。

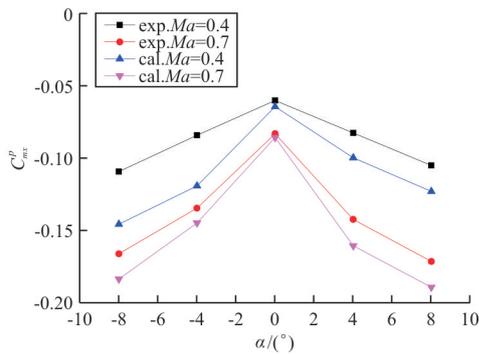


图 9 Finner 导弹的滚转力矩动稳定性导数
Fig. 9 Roll dynamic derivatives of finner missile
changed with angles of attack

从图 9 可以看出:在不同马赫数下,滚转力矩动导数计算结果与试验结果吻合较好,且变化曲线关于 $\alpha=0^\circ$ 接近对称。

3 结 论

(1) 本文采用自由振动方法进行的缩比模型风洞试验与强迫振动数值模拟方法获得的结果吻合良好,可为型号设计服务。

(2) 从风洞试验和强迫振动数值模拟方法获得的结果可以看出,在不同马赫数、不同攻角下,某型导弹在俯仰和滚转方向上都是动态稳定的;在不同马赫数下,俯仰和滚转方向上的动导数曲线沿纵轴 $\alpha=0^\circ$ 接近对称;在不同马赫数下,俯仰和滚转方向上的动稳定性随着攻角绝对值的增加而增强。

(3) 本文 CFD 数值模拟方法计算精度较高,且是风洞试验的有力补充,不仅可以用于型号设计验证,而且可以拓展更大参数范围内的动导数研究工作。

参考文献

- [1] Jr Brock J M, Jolly B. Application of computational fluid dynamics at Eglin Air Force Base[C]// 1998 AIAA and SAE World Aviation Conference. Anaheim: AIAA, 1998: 5500-5504.
- [2] Bartowitz M E. Determination of static and dynamic stability coefficients using Beggar[D]. US: Air University, Air Force Institute of Technology, 2008.
- [3] 李周复. 风洞特种实验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
Li Zhoufu. Special technology of wind tunnel[M]. Beijing: Aeronautics Technology Press, 2010. (in Chinese)
- [4] Zhang Weiwei, Ye Zhengyin, Zhang Chen'an. Supersonic flutter analysis based on a local piston theory[J]. AIAA Journal, 2009, 47(10): 2321-2328.
- [5] 卢学成, 叶正寅, 张伟伟. 超音速、高超音速飞行器动导数的高效计算方法[J]. 航空计算技术, 2008, 38(3): 28-31.
Lu Xuecheng, Ye Zhengyin, Zhang Weiwei. A high efficient method for computing dynamic derivatives of supersonic/hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Computing Techniques, 2008, 38(3): 28-31. (in Chinese)
- [6] 刘溢浪, 张伟伟, 田八林, 等. 一种超音速高超音速动导数的高效计算方法[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(5): 824-828.
Liu Yilang, Zhang Weiwei, Tian Balin, et al. Effectively calculating supersonic and hypersonic dynamic derivatives [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(5): 824-828. (in Chinese)
- [7] Hassan D, Sicot F. A time-domain harmonic balance method for dynamic derivatives predictions [J]. Journal of AIAA, 2011(2): 231-235.
- [8] Da Ronch A, McCracken A J, Badcock K J. Linear frequency domain and harmonic balance predictions of dynamic derivatives[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(3): 694-707.
- [9] David H, Frederic S. A time-domain harmonic balance method for dynamic derivatives predictions[C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011: 1242-1249.
- [10] 陈琦, 陈坚强, 袁先旭, 等. 谐波平衡法在动导数快速预测中的应用研究[J]. 力学学报, 2014, 46(2): 183-190.
Chen Qi, Chen Jianqiang, Yuan Xianxu, et al. Application of a harmonic balance method in rapid predictions of dynamics stability derivatives[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(2): 183-190. (in Chinese)
- [11] 张莽, 代京, 陈农. 激波风洞瞬态动导数试验方法研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2016, 30(12): 1812-1817.
Zhang Mang, Dai Jing, Chen Nong. Transient dynamic stability test method for shock wind tunnel[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2016, 30(12): 1812-1817. (in Chinese)

作者简介:

岑梦希(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:空气动力学、飞行器气动设计及飞行器总体设计等。

张瑞民(1980—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:非定常空气动力学、非线性飞行动力学及飞行器结冰模拟与动力学仿真等。

(编辑:丛艳娟)