

文章编号: 1000-8055(2010)01-0102-05

# 基于 CFD 的带控制舵导弹的动导数计算

陶 洋, 范召林, 赵忠良

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘 要:** 介绍了基于计算流体力学(CFD)的阻尼导数预测方法以及其在复杂带控制舵导弹外形的俯仰/滚转阻尼导数预测中的应用. 方法采用求解三维非定常 ALE(arbitrary Lagrangian-Eulerian)形式 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方程加湍流模型的方法得到模型强迫运动的气动力时间历程, 再通过绕模型非定常运动过程得到的气动力迟滞曲线计算得到俯仰及滚转阻尼导数. 为了验证采用数值方法的正确性, 针对基本带翼导弹外形, 采用强迫模型按正弦形式振动, 计算得到了超声速范围内马赫数从 1.5 到 2.5 的俯仰及滚转稳定性参数, 通过与风洞试验及弹道数据结果的比较发现, 两者吻合较好.

**关 键 词:** 基本带翼导弹; 俯仰阻尼导数; 滚转阻尼导数; 非定常流动

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

## Predictions of dynamic damping coefficients of basic finner based on CFD

TAO Yang, FAN Zhao-lin, ZHAO Zhong-liang

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** A method of predicting pitch and roll damping derivatives of missile geometries with fins using an unsteady RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) solver was presented. A three-dimensional structured RANS solver based on arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE) formulation with a dynamically deforming mesh algorithm was used and validated by the wind tunnel and ballistic range data available in the literature. Roll and pitch damping derivatives were calculated from load history of the unsteady flow around the model. A standard research configuration, known as the basic finner, was studied under forced pitching and rolling conditions. Pitching and rolling motions with oscillation were analyzed at supersonic Mach numbers ranging from 1.5 to 2.5. Predicted results show good agreement with the available wind tunnel data.

**Key words:** basic finner; pitch damping derivatives; roll damping derivatives; unsteady flow

在导弹的设计过程中, 稳定性导数的获取十分重要, 稳定性导数能够决定非制导导弹的弹道稳定性以及制导导弹的操纵性. 稳定性导数主要通过风洞试验获取, 到目前为止数值方法在稳定性导数预测方面的应用主要集中于线性理论以及一些半经验方法, 这方面的工作主要集中于以下一些学者的研究成果, Oktay<sup>[1-5]</sup>, Mikhail A. G<sup>[6]</sup>,

Whyte<sup>[7]</sup>, Parfc S H<sup>[8]</sup>, Stalnaker J F<sup>[9]</sup>等, 以上工作对相对简单的外形如旋成体等构型的稳定性导数预测精度较高、速度也较快, 但是对相对复杂的外形, 以及一些非传动的构型上还没有成功的应用. 针对复杂外形以及一些非传统外形导弹, 在气动外形设计的初期发展动稳定性参数的预测方法以减少风洞试验的数量, 加快初期设计的速度

收稿日期: 2009-01-07; 修订日期: 2009-03-04

基金项目: 国际科技合作项目(2007DFA70880); 国家 863 项目(2007AA042129)

作者简介: 陶洋(1980-), 男, 湖北麻城人, 助理研究员, 博士, 主要从事非定常数值计算与风洞试验研究.

是十分必要的,随着计算流体力学方法的发展,多重网格法、局部步长法、隐式残差光顺法、隐式迭代等许多加速流场收敛的技术得以成功的采用,同时随着计算机技术的发展以及并行计算等技术的应用使采用求解 Navier-Stokes 方程加湍流模型的方法来预测动稳定性参数的方法成为可能。

本文采用非定常 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方程加 SST (shear stress transport) 两方程湍流模型,针对外形复杂的带控制舵导弹外形,进行强迫振荡运动过程中气动力矩的计算,通过参数辨识得到计算模型的俯仰/滚转动稳定性参数,并与文献公布的试验进行了比较,验证本文方法的正确性。

1 数值方法

1.1 主控方程

对于三维非定常湍流流动,流动的主控方程为三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程,在计算坐标系下可写为

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

其中  $Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}$ ;  $E = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_p p \\ \rho v U + \eta_p p \\ \rho w U + \zeta_p p \\ U(e+p) - \xi_p p \end{bmatrix}$

$F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v + \eta_k p \\ \rho v v + \eta_l p \\ \rho w v + \eta_k p \\ V(e+p) - \eta_l p \end{bmatrix}$ ;  $G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho u w + \zeta_k p \\ \rho v w + \zeta_l p \\ \rho w w + \zeta_k p \\ W(e+p) - \zeta_l p \end{bmatrix}$

若定义

$x_1 = x, x_2 = y, x_3 = z,$   
 $u_1 = u, u_2 = v, u_3 = w,$

$E_v = \frac{1}{ReJ} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_j \tau_{1j} \\ \xi_j \tau_{2j} \\ \xi_j \tau_{3j} \\ u_i \xi_j \tau_{ij} + \dot{q}_i \xi_i \end{bmatrix}$ ;  $F_v = \frac{1}{ReJ} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_j \tau_{1j} \\ \eta_j \tau_{2j} \\ \eta_j \tau_{3j} \\ u_i \eta_j \tau_{ij} + \dot{q}_i \eta_i \end{bmatrix}$

$G_v = \frac{1}{ReJ} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_j \tau_{1j} \\ \zeta_j \tau_{2j} \\ \zeta_j \tau_{3j} \\ u_i \zeta_j \tau_{ij} + \dot{q}_i \zeta_i \end{bmatrix}$ ;  $U = \xi_i u_j + \xi$   
 $V = \eta_i u_j + \eta_k$   
 $W = \zeta_i u_j + \zeta_l$

$J = \left| \frac{\partial(x,y,z)}{\partial(\xi,\eta,\zeta)} \right|^{-1}; q_i = -k \frac{\partial T}{\partial x_i};$   
 $\tau_{ij} = \tau_{ij}^l - \tau_{ij}^t; \tau_{ij}^l = 2\mu \left[ S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right];$   
 $\tau_{ij}^t = \rho \overline{u_i u_j},$

式中  $\tau_{ij}^l$  为层流应力,  $\mu$  为层流黏性系数,  $\tau_{ij}^t = \rho \overline{u_i u_j}$  为湍流引起的雷诺应力, 速度  $u$  表示脉动速度。

1.2 湍流模型

湍流模型采用 Wilcox 提出的  $k-\omega$  两方程模型<sup>[10]</sup>, 其具体形式为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + C_{k1} P_k - C_{k2} \rho k \omega \quad (2)$$
  
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \omega) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + C_{\omega 1} \frac{\omega}{k} P_k - C_{\omega 2} \rho \omega^2$$
  
$$\mu = C_\mu \frac{\rho k}{\omega}$$

其中模型参数通常取为:  $\sigma_k = 2.0, \sigma_\omega = 1.4, C_{k1} = 1.0, C_{k2} = 0.09, C_{\omega 1} = 0.555, C_{\omega 2} = 0.83, C_\mu = 0.09.$

1.3 数值模拟方法及边界条件

对于式(1)和式(2),采用有限体积法来对其进行数值求解,非定常时间导数项的处理采用双时间步长法,真实时间步的时间导数采用三层二阶精度的 TLFI(three layer fully implicit)格式离散,在虚拟时间步中的推进计算采用隐式 LUSGS (lower upper symmetric Gauss-Seidal) 近似方法,空间对流项采用 Roe 的通量差分来离散,黏性项则采用中心格式离散<sup>[11]</sup>,同时为了加速收敛采用了多重网格、局部时间步长、隐式残差光顺等方法。

对于导弹外形的强迫振动研究,计算时主控方程是在惯性坐标系下进行求解,计算网格随模型一起运动,因此,计算中需考虑坐标对时间的导数  $\xi, \eta, \zeta$ , 即

$\xi_t = -\xi_x \dot{x} - \xi_y \dot{y} - \xi_z \dot{z}$   
 $\eta_t = -\eta_x \dot{x} - \eta_y \dot{y} - \eta_z \dot{z}$   
 $\zeta_t = -\zeta_x \dot{x} - \zeta_y \dot{y} - \zeta_z \dot{z}$

边界条件也要作相应处理,根据无穷远来流条件及内场外插进行局部一维 Riemann 不变量特征边界处理来确定远场边界,其中远场边界的穿透速度需要考虑边界运动,对于壁面边界,采用速度无滑移、绝热壁条件. 压力标量采用法向动量投影法。

### 1.4 动网格与边界条件

计算外形为  $10d$  的带4片控制舵导弹,静态网格为 O-H 型,网格数量约为 57 万网格点约 51.6 万个网格单元,分为 24 块,上游距弹尖  $3.0L$ ,下游距尾缘  $5.0L$ ,远场边界距中心线  $4.0L$ ,  $L$  为弹长.图1为计算模型的外形尺寸.图2为计算所采用的模型示意图,采用的为多块对接网格,模型底部也做了网格.图3给出了控制舵附近网格的放大视图.

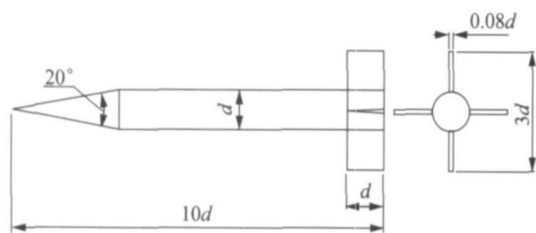


图1 带控制舵导弹外形  
Fig.1 Shape of basic finner

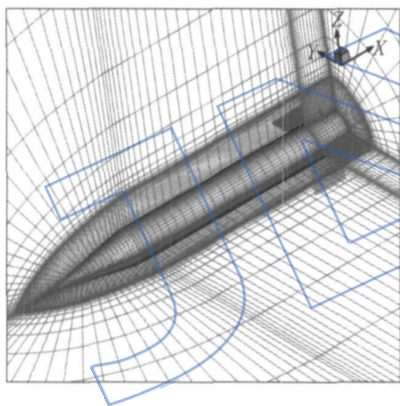


图2 基本带舵导弹模型计算网格  
Fig.2 Computational grid of the basic finner model

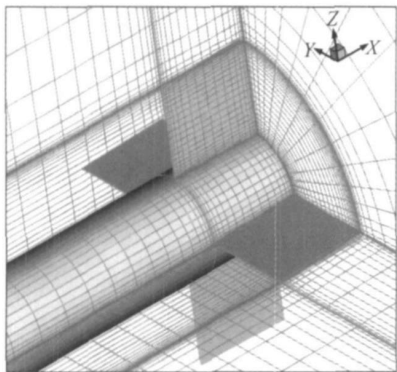


图3 物面及舵附近网格近视图  
Fig.3 Close-up view of grid around fins and surface

## 2 动导数计算方法

采用强迫运动的方法求稳定性参数,关键的步骤是准确预测模型强迫运动得到的非定常气动力时间历程,为了验证所采用的数值方法的正确性,本文以文献[12]给出的 NACA 0012 翼型动态失速的典型算例来进行验证,翼型绕  $1/4$  弦长位置作正弦振荡,攻角变化规律为

$$\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin(2\pi f t) \quad (3)$$

其中无量纲时间  $t^* = t a_\infty / c$ , 减缩频率  $K = \pi f c / U_\infty = 0.15$ , 来流马赫数  $Ma = 0.2$ , 雷诺数  $Re = 1.0 \times 10^6$ , 计算时网格采用贴体的  $297 \times 100$  的 C 型网格,外边界位于 16 倍弦长处,近壁第一层网格到壁面的距离为  $10^{-6} c$ . 计算中在每个振荡周期取 200 个点,由于采用多重网格,计算的收敛性有较大的提高,计算一个周期后计算出升阻力迟滞曲线的周期性已较好,该计算结果和试验结果的比较如图1所示,图中计算结果记为“Cal.”,试验结果记为“Exp.”,可以看到两组结果符合较好,说明本文采用的方法能够满足存在较大流动分离情况的非定常计算研究要求.

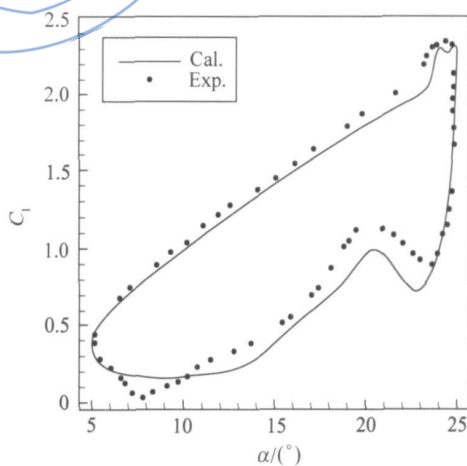


图4 升力系数迟滞曲线计算结果和实测值比较  
Fig.4 Comparison of computed hysteresis of lift with experiment

## 3 俯仰导数计算结果及讨论

首先采用强迫运动的方法求出导弹的滚转稳定性参数.具体做法是采用强迫振动法提供动态气动力系数的时间历程曲线和迟滞曲线.我们可以用能量交换法来分析模型运动的稳定性,以俯仰动导数为例,公式如下:

$$C_m^{\dot{\alpha}} + C_m^{\ddot{\alpha}} = \frac{\oint_m (\alpha \, d\alpha)}{k\pi\alpha_0^2} = \frac{\int_0^{2\pi} C_m(\theta) \alpha_0 \cos \theta \, d\theta}{k\pi\alpha_0^2} = \frac{\int_0^{2\pi} C_m(\theta) \cos \theta \, d\theta}{k\pi\alpha_0} \tag{4}$$

摇摆以体轴为滚转轴,滚转角变化规律为

$$\alpha(t) = 1.5^\circ + 1.5^\circ \sin(2\pi f t) \tag{5}$$

由图 3 给出了  $Ma = 1.58$  时俯仰力矩的迟滞曲线为例,说明了计算得到气动力时间历程的方法.由于多重网格、局部时间步长、隐式残差光滑等加速收敛方法的使用,气动力能够充分收敛,非定常气动力从第二个周期已经收敛的很好,得到周期解.

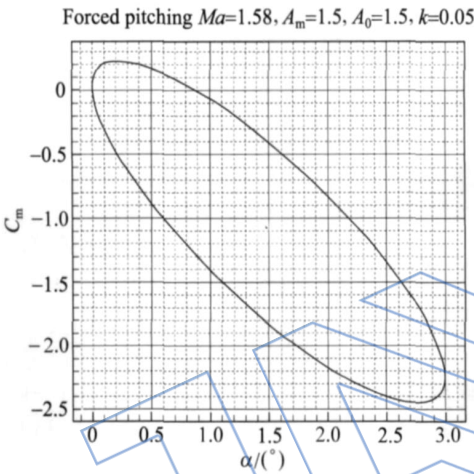


图 5  $Ma = 1.58$  俯仰力矩迟滞曲线

Fig. 5 Pitching moment coefficient to  $\alpha$  at  $Ma = 1.58$

图 6、图 7 给出了用能量分析法得到的导弹模型摇摆静导数及动导数.通过与文献[1]中的计算结果和文献[2]中的试验结果比较发现,本文采

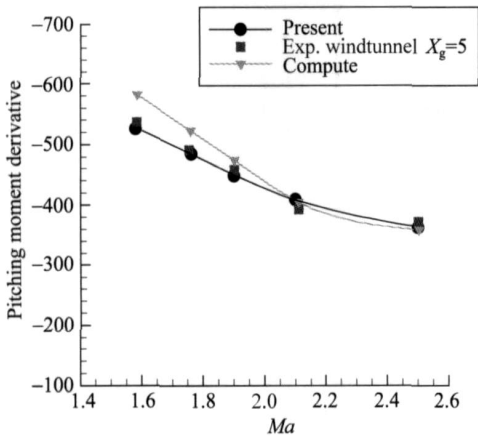


图 6 滚转阻尼导数随马赫数变化

Fig. 6 Pitch damping derivative to Mach number

用的方法预测的俯仰阻尼导数比文献中采用 Euler 方程预测的结果更加接近试验结果,精度较高.本文预测的俯仰静导数也与文献[1,7]中结果也吻合较好.这里需要说明的是文献中采用的为定速率运动的形式得到的气动力历程,本文采用的为强迫正弦运动得到气动力历程,两种方法得到的结果相同.

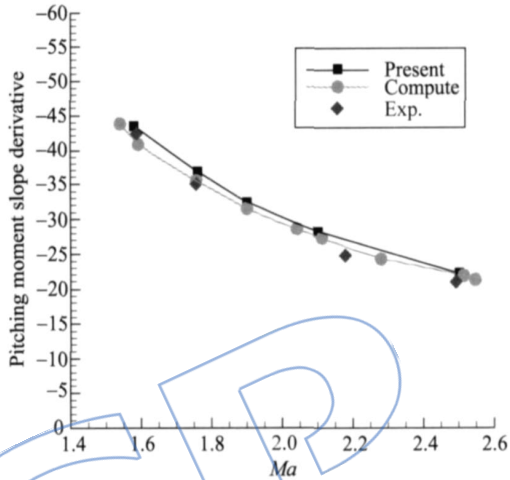


图 7 俯仰静导数随马赫数变化

Fig. 7 Pitching moment slope derivative to Mach number

4 滚转导数计算结果及讨论

计算文献[1,3]在预测滚转阻尼导数时也采用了定速率的滚转运动,本文在计算滚转阻尼时采用强迫的滚转振荡,摇摆运动的单自由度运动无机械阻尼时,无量纲的单自由度俯仰运动方程为

$$\gamma(t) = 0^\circ + 2.5^\circ \sin(2\pi f t) \tag{5}$$

图 8 给出了  $Ma = 2.54$  滚转力矩迟滞曲线,

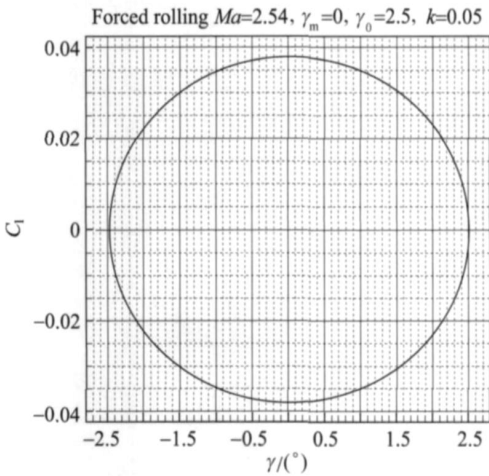


图 8  $Ma = 2.54$  滚转力矩迟滞曲线

Fig. 8 Rolling moment coefficient to  $\gamma$  at  $Ma = 2.54$

滚转力矩迟滞曲线接近于一个圆形,同样采用积分的方法可以得到滚转阻尼导数.

以目前的技术水平,滚转阻尼导数的求解精度一般不高,主要由于试验中存在支架、洞壁干扰等不确定因素,这使对同一模型在不同风洞中的试验结果也存在一定的差异,目前提出的误差要求为10%左右,本文计算得到的滚转阻尼导数与文献中的不同试验结果相比较能够较好吻合,落在试验的结果误差范围以内.说明强迫运动的方式对阻尼导数的预测基本没有影响.

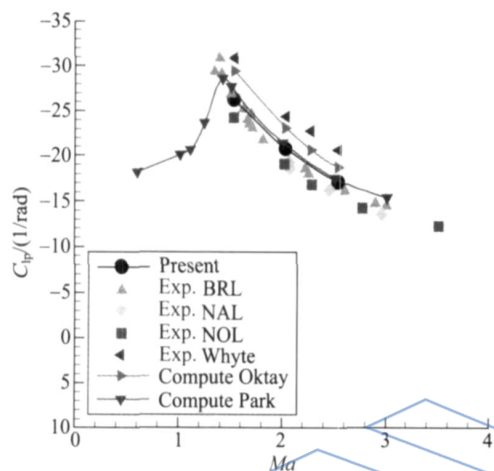


图9 滚转导数随马赫数变化

Fig. 9 Rolling moment derivative to Mach number

## 5 结 论

本文通过求解非定常 RANS 方程,采用  $k-\omega$  SST 两方程湍流模型来对带控制舵导弹摇俯仰、滚转阻尼导数进行了预测,并通过与试验结果的比较验证了本文所采用的数值方法的正确性,通过本文研究表明:

1) 采用求解 RANS 方程加湍流模型的方式,能够较准确的预测比较复杂气动外形的阻尼导数;

2) 由于气动力矩时间历程的计算为时间精确求解的过程,多重网格、局部时间步长、隐式残差光滑,以及并行计算等加速收敛技术是将 CFD 应用于飞行器稳定性研究的必要条件.

## 参考文献:

- [1] Oktay E. CFD predictions of dynamic derivatives for missiles[R]. AIAA 2002-0276.
- [2] Oktay E. USER3D, 3-dimensional unstructured Euler solver[R]. Ankara, Turkey:SA-RS-RP-R 009/442, 1994.
- [3] Oktay E, Alemdaroglu N, Tarhan E, et al. Euler and Navier-Stokes solutions for missiles at high angles of attack[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(6): 850-858.
- [4] Oktay E, Alemdaroglu N, Tarhan E, et al. Unstructured Euler solutions for missiles[J]. Journal of Aerospace Sciences and Technologies, 2000, 4(7): 453-461.
- [5] Oktay E, Asma C O. Drag prediction with an Euler solver at supersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 692-697.
- [6] Mikhail A G. Roll damping for projectiles including wrap-around, offset, and arbitrary number of fins[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(6): 929-937.
- [7] Whyte R H. Spinner-a computer program for predicting the aerodynamic coefficients of spin stabilized projectiles[R]. General Electric Class 2 Reports, 1969.
- [8] Parfc S H. Prediction of dynamic damping coefficients using unsteady dual-time stepping method [R]. AIAA 2002-0715.
- [9] Stalnaker J F. Computation of stability derivatives of spinning missiles using unstructured cartesian meshed [R]. AIAA-2002-2802.
- [10] Wilcox D C. A half century historical review of the  $k-\omega$  model[R]. AIAA-91-0615, 1991.
- [11] Dubuc L, Cantariti F, Woodgate M, et al. Solution of the unsteady Euler equations using an implicit dual-time method[J]. AIAA Journal, 1998, 36(8): 1417-1424.
- [12] Guilmineau E, Piquet J, Queutey P. Unsteady two-dimensional turbulent viscous flow past airfoils[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1997, 25: 315-366.