

强迫振动法求解偏航阻尼导数^{*}

刘 伟 瞿章华

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 求解了非定常薄层近似 N-S 方程模拟强迫振动条件下的非定常扰动流场, 并在 Etkin 定义下给出偏航阻尼导数 $C_{\eta\gamma}-C_{\eta\beta}\cos\alpha$ 的计算方法和数值积分公式, 还给出 $Ma=10$, $\alpha=9.847^\circ$, 19.68° 下的计算结果。

主题词: 阻尼导数, 数值计算, 纳维尔-斯托克斯方程, 强迫振动

分类号: V414.5

CALCULATION OF DAMPING-IN-YAW DERIVATIVES BY FORCED OSCILLATION METHOD

Liu Wei Qu Zhanghua

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: A forced oscillation method for solving unsteady TLNS equation is presented to calculate damping-in-yaw derivatives for hypersonic flow on capsule-type re-entry vehicle, and the results are also shown under the conditions: $Ma=10$, $\alpha=9.847^\circ$, 19.68° . In addition, a numerical integral formula for analyzing damping-in-yaw derivatives has been proposed.

Subject terms: Damping derivatives, Numerical calculation, Navier-Stokes equations, Forced vibration

1 引 言

动导数是再入飞行器、飞机等动态稳定性控制的重要参数, 如何准确地确定其大小, 一直是空气动力学、飞行力学的重要问题之一。特别是现在, 随着对弹头小型化、高精度的要求, 以及对飞机敏捷性、高机动性和载人飞船稳定安全性要求的提高, 动导数的问题显得更为突出, 数值计算技术随着高性能计算机的发展已成为确定动导数的一个重要手段。国内, 清华大学^[1]采用求解 Euler 方程计算了球锥外型的俯仰阻尼导数 $C_{m\alpha}+C_{mq}$, 本文作者也在求解 N-S 方程计算复杂外型俯仰阻尼导数方面做了一些工作^[2]。但目前总体来说, 国内外在数值计算动导数方面还尚有大量工作要做, 所求解的动导数种类也主要集中在定轴转动时的俯仰阻尼导数上, 而偏航、滚转阻尼导数以及时差导数等的计算极少涉及。本文在强迫振动形式下, 求解简化 N-S 方程模拟非定常扰动流场, 并给出一个数值辨识偏航阻尼导数的计算公式及 $Ma=10$, $\alpha=9.847^\circ$, 19.68° 下的计算结果。

2 数值计算方法

本文采用薄层近似的非定常 N-S 方程来描述绕流流场, 其一般形式下的无量纲方程为

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial \zeta} = Re^{-1} \frac{\partial \bar{S}}{\partial \xi} \quad (1)$$

控制方程的离散采用张涵信教授提出的隐式 NND 格式, 除个别点外, 该格式在空间上具有二阶精度。定常流场计算中, 提高收敛效率采用左端线化处理的 ADI 形式的 NND 格式^[3]:

$$\begin{aligned} (I + \Delta t \delta_{\xi} \Lambda_A) \Delta \bar{Q}^* &= R_A^{-1} RHS \\ (I + \Delta t \delta_{\eta} \Lambda_B) \Delta \bar{Q}^{**} &= R_B^{-1} R_A \Delta \bar{Q}^* & \Delta \bar{Q} &= R_C \Delta \bar{Q}^{***} \\ (I + \Delta t \delta_{\zeta} \Lambda_C) \Delta \bar{Q}^{***} &= R_C^{-1} R_B \Delta \bar{Q}^{**} & \bar{Q}^{n+1} &= \bar{Q}^n + \Delta \bar{Q} \end{aligned}$$

非定常流场计算中为了提高时间方向离散精度, 引入“亚迭代”过程, 格式形式如下^[2]:

$$L(\Delta \bar{Q}^{\gamma+1}) = -\Delta t \left[\frac{3\bar{Q}^{\gamma} - 4\bar{Q}^n + \bar{Q}^{n-1}}{2\Delta t_R} + \delta_{\xi} \bar{E}^{\gamma} + \delta_{\eta} \bar{F}^{\gamma} + \delta_{\zeta} \bar{G}^{\gamma} - Re^{-1} \delta_{\xi} \bar{S}^{\gamma} \right] \quad (3)$$

如 $\lim_{\gamma \rightarrow \infty} L(\Delta \bar{Q}^{\gamma+1}) \rightarrow 0$, 则 $\bar{Q}^{n+1} = \bar{Q}^{\gamma+1}$ 。

由于一般情况 ($\alpha \neq 0^\circ$) 下的偏航方向振动是没有对称面的三维流动, 因此, 计算偏航阻尼导数要数值计算 360° 全流场。边值条件为等温壁条件和粘性附着条件。计算初场为: 定常流场计算给定未受扰动的均匀场, 动态流场计算以定常流场计算结果为初场。

3 偏航阻尼导数计算方法

计算外型及坐标系选取如图1, 物体绕过质心 G 和 OZ 平行的轴线做简谐振动, 方程为:

$$\phi = \phi_1 (\cos kt - 1) \quad (4)$$

由攻角、侧滑角定义可给出瞬时攻角 α 、侧滑角 β 与 ϕ 的关系:

$$\left. \begin{aligned} \alpha(\phi) &= \arctg \left[\frac{\tan \alpha_0}{1 - \frac{\phi^2}{2}} \right] \\ \beta(\phi) &= \arcsin(-\phi \cos \alpha_0) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

α_0 为 $t=0$ 时的初始攻角, 当 ϕ 为 $0(\epsilon)$ 阶小量时, 在一阶近似下有:

$$\alpha(\phi) = \alpha_0; \beta(\phi) = -\phi \cos \alpha_0 \quad (6)$$

基准飞行状态为对称定直飞行时, 根据气动力系数定义通过推导可得偏航力矩 $C_{\eta}(t)$ ^[4]:

$$C_{\eta}(t) = C_{\eta 0} - \cos \alpha C_{\eta \beta 0} \Delta \phi + C_{\eta \phi 0} \Delta \phi \quad (7)$$

$$\text{式中 } C_{\eta \phi} = (C_{\eta \gamma} - C_{\eta \beta} \cos \alpha) - k^2 (C_{\eta \gamma^{(2)}} - C_{\eta \beta^{(3)}} \cos \alpha) + k^4 (C_{\eta \gamma^{(4)}} - C_{\eta \beta^{(5)}} \cos \alpha) + \dots \quad (8)$$

当 k 不太大, 并假定高阶动导数很小时, 那么式 (8) 可化简为:

$$C_{\eta \phi} = C_{\eta \gamma} - C_{\eta \beta} \cos \alpha \quad (9)$$

$C_{\eta \phi}$ 即定轴转动时的偏航阻尼导数, 从式 (7) 中求解 $C_{\eta \phi}$ 是一个数值辨识问题, 本文在式 (4) 的简谐振动形式下给出一个数值积分公式

$$C_{\eta \phi} = \frac{1}{\pi \phi_1} \int_{t_s}^{t_s+T} C_{\eta}(t) \sin ktdt \quad (10)$$

4 计算结果及分析

由于非定常简谐振动时, 物面位置随时间变化, 本文采用代数方法生成网格以减少动网

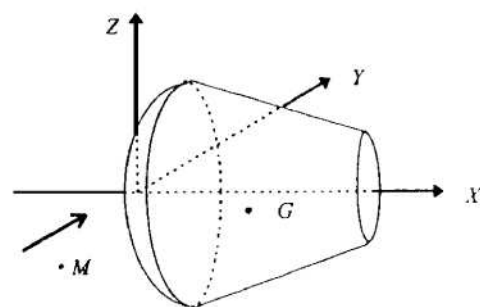


Fig. 1 Configuration and coordinate system

格的生成时间, 计算网格数为 $65 \times 36 \times 41$ 。定常流场计算采用 ADI 形式的 NND 格式, 非定常流场采用加入“亚迭代”过程的格式 (3) 计算, 由于 360° 全流场非定常计算十分耗时, 为了减少 CPU 计算时间, 选取减缩频率 $k=1$ 。偏航阻尼导数采用式 (10) 数值辨识, 计算条件为层流状态下 $Ma=10$, $\alpha=9.847^\circ$, 19.68° , $Re=2.4 \times 10^6$, $T_w=300K$, $T_\infty=67K$, $\phi=1^\circ$ 。

图 2, 3 分别是偏航力矩 $C_\eta(t)$ 、测向力 $C_y(t)$ 随 ϕ 的变化曲线。当非定常流场计算具有稳定的谐振性后, $C_\eta(t)$, $C_y(t)$ 都形成所谓的“滞后环 (Hysteresis Loop)”, 这是非定常运动时物体上漩涡运动和物面运动之间存在的时间延迟现象在气动力系数上的反映。

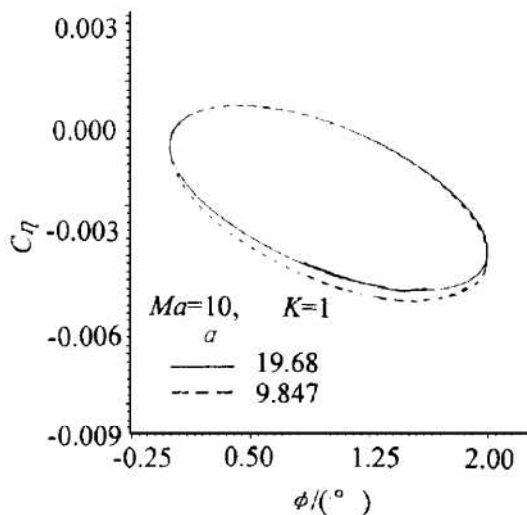


Fig. 2 Hysteresis loop of yawing moment coefficient

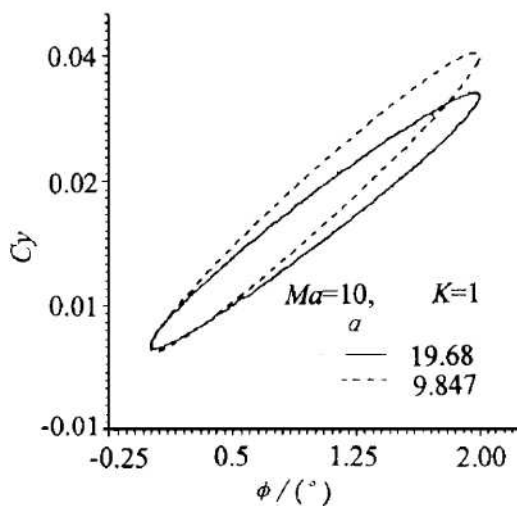


Fig. 3 Hysteresis loop of lift coefficient

采用式 (10) 从 $C_\eta(t)$ 变化曲线数值辨识偏航阻尼导数 $C_{\eta\gamma} - C_{\eta\beta}\cos\alpha$ 的结果见表 1。可见高超声速时, 在本文条件下, 偏航方向扰动所产生的阻尼和俯仰方向^[2]一样都是正阻尼, 但平衡攻角附近 (20° 左右) 的阻尼导数 (绝对值) 小于攻角为 9.847° 时的结果。

为验证程序的可靠性, 还计算了 $Ma=6$, $\alpha=0^\circ$ 时的偏航阻尼导数, 结果为 -0.095 , 和文献 [2] 在相同条件下所计算的俯仰阻尼导数量级一致, 这和物理分析的结果是一样的。

5 结 论

给出了强迫振动条件下偏航阻尼导数数值计算方法及 $Ma=10$, $\alpha=9.847^\circ$, 19.68° 下的算例。结果表明该方法是成功的, 可以应用于高超声速偏航阻尼导数的计算。

参 考 文 献

- 1 任玉新, 刘秋生, 沈孟育. 飞行器动态稳定性参数的数值计算方法. 空气动力学学报, 1996 (2)
- 2 刘 伟, 张鲁民, 沈 涛, 等. 钝体俯仰阻尼导数数值计算. 空气动力学学报, 1997 (12)
- 3 沈 清. 一种高精度、高分辨率激波捕捉的迎风型 NND 格式. 国防科技大学航天技术系, 1994.
- 4 Etkin B. Dynamics of atmospheric flight. John Wiley Sons, Inc, 1972.

Table 1 Calculation results of damping-in yaw derivatives ($Ma=10$)

α	9.847	19.68
$C_{\eta\gamma} - C_{\eta\beta}\cos\alpha$	-0.1394	-0.1293