

# 非平面模型自由飞运动及 气动参数辨识的数值模拟研究

姜俊成 马家骝

中国科学院力学研究所, 北京 100080

**摘要** 本文通过模型非平面自由飞数值模拟和气动参数辨识研究在忽略非平面运动效应情况下参数辨识的可靠性和精度。分别考虑了轴对称细长体和飞机型两种不同的外形。在有偏航和滚转运动的情况下, 仅从记录的俯仰平面的投影角用平面自由飞辨识方法来得到它们的气动阻尼参数。结果表明对飞机型外形气动力结果可产生极大的偏离, 而对轴对称体, 只要偏航角不太大则无明显影响。

**关键词** 数值模拟; 模型自由飞; 非平面运动; 气动参数辨识; 俯仰阻尼系数

**中图分类号** O 241; V 212

## 0 引 言

风洞模型自由飞是确定飞行器静态和动态稳定性系数的一种重要手段<sup>[1]</sup>。然而在实验中, 有的情况下研究者只对模型在风洞竖平面内的投影角度作光学观测记录。仅使用竖平面内投影的角度来辨识出实际为三自由度运动模型的气动力矩系数的精度如何则是人们普遍关心的问题。本文的目的就是通过计算机模拟手段对这些问题给出定量的结果。

## 1 风洞模型自由飞运动的数值模拟

在风洞模型自由飞实验中来流的速度远高于模型相对风洞的速度。数值模拟中主要关心的是反映静、动稳定性的俯仰力矩系数导数及阻尼导数, 因此只考虑模型的俯仰运动, 偏航运动和滚动。忽略模型的平动。

在速度坐标系中, 有力矩方程

$$C_l = C_{l0} \quad (1)$$

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}\frac{b}{V}q + C_{m\dot{\alpha}}\frac{b}{V}\dot{\alpha} \quad (2)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{nr}\frac{b}{V}r + C_{n\dot{\beta}}\frac{b}{V}\dot{\beta} \quad (3)$$

\* 国防科工委和中国科学院军工办气动预研及国家航天高技术资助项目。

本文于 1996 年 3 月 7 日收到, 8 月 5 日收到修改稿。

其中  $C_l$  是滚转力矩系数,  $C_m$  是俯仰力矩系数,  $C_n$  是偏航力矩系数。  $\alpha$   $\beta$  是攻角和偏航角。  $\dot{\alpha}$   $\dot{\beta}$  是攻角和偏航角对时间的导数。  $p$ 、 $q$ 、 $r$  是滚转、俯仰和偏航角速度。 对模型运动则有如下的动力学方程组

$$I_x \frac{dp}{dt} - I_{xy} \frac{dq}{dt} - I_{xz} \frac{dr}{dt} = \bar{q}sbC_l + qr(I_y - I_z) + (q^2 - r^2)I_{yz} + pqI_{xz} - rpI_{xy} \quad (4)$$

$$I_y \frac{dq}{dt} - I_{xy} \frac{dp}{dt} - I_{yz} \frac{dr}{dt} = \bar{q}sbC_m + rp(I_z - I_x) + (r^2 - p^2)I_{xz} + qrI_{xy} - pqI_{yz} \quad (5)$$

$$I_z \frac{dr}{dt} - I_{xz} \frac{dp}{dt} - I_{yz} \frac{dq}{dt} = \bar{q}sbC_n + pq(I_x - I_y) + (p^2 - q^2)I_{xy} + rpI_{yz} - qrI_{xz} \quad (6)$$

其中,  $I_x, I_y, I_z$  是模型绕三个轴的转动惯量。  $I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}$  是交叉惯性积。  $\bar{q}$  是来流动压。  $s, b, V$  是参考面积, 参考长度和参考速度。

在地轴, 即实验室固连坐标系中的投影方程为(见图 1)

$$\frac{d\theta}{dt} = q\cos\varphi - r\sin\varphi \quad (7)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = p + q \cdot \tan\theta \cdot \sin\varphi + r \cdot \tan\theta \cdot \cos\varphi \quad (8)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = (r \cdot \cos\varphi + q \cdot \sin\varphi) / \cos\theta \quad (9)$$

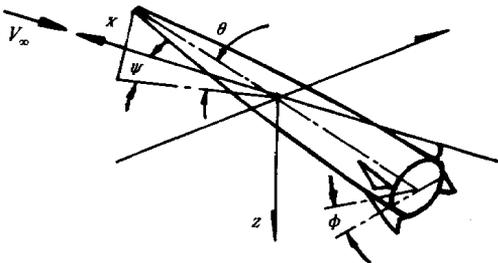


图 1 滚转角  $\varphi$  俯仰角  $\theta$  和偏航角  $\psi$  的定义

Fig. 1 Definition of  $\varphi, \theta$  and  $\psi$

图中  $\varphi, \theta, \psi$  是滚动角、俯仰角和偏航角。风洞竖平面内投影角  $Q$  的表达式

$$Q = \tan^{-1}(\tan\theta/\cos\psi) \quad (10)$$

在体轴系上的三向速度分量  $u, v, w$  为

$$u = \cos\theta \cdot \cos\psi \cdot V \quad (11)$$

$$v = (\sin\varphi \sin\theta \cos\psi - \cos\varphi \sin\psi) \cdot V \quad (12)$$

$$w = (\cos\varphi \sin\theta \cos\psi - \sin\varphi \sin\psi) \cdot V \quad (13)$$

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (14)$$

$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{v}{u}\right)^* \quad (15)$$

$$\dot{\alpha} = \left[ u \frac{dw}{dt} - w \frac{du}{dt} \right] / (u^2 + w^2) \quad (16)$$

$$\dot{\beta} = \left[ u \frac{dv}{dt} - v \frac{du}{dt} \right] / (u^2 + v^2) \quad (17)$$

使用以上各方程, 在给定各种气动参数和弹体参数后, 对于各种初始状态, 可以模拟自由飞过程, 得到平面观测角  $Q$  随时间的变化过程。

## 2 由平面观测角 $Q$ 辨识气动力参数

把三维的角运动看成平面俯仰运动。把观测角看成俯仰角, 即认为  $\theta = Q$ 。由此检验以单

\* 这里  $\beta$  与习惯定义不同, 这样定义对轴对称体便于给出对称气动力

平面角运动来处理三维角运动所造成的误差。则方程为

$$C_m = C_{m\alpha} \cdot \theta + C_{mq} \cdot \frac{b}{V} \cdot q \quad (18)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{-q \cdot sb}{I_y} C_m \quad (19)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \quad (20)$$

辨识方法是我们熟悉的最大似然法<sup>[2,3]</sup>。已知量是观测的投影 $Q$ , 弹体参数 $I_y, s, b$ 和来流条件 $\bar{q}$ 和 $V$ 。待求的参数为 $C_{md}, C_{mq}$ 和初始角速度 $q_0$ 和初始角度 $\theta_0$ 。

灵敏度方程为

$$C(I) = (C_{ma}, C_{mq}, q_0, \theta_0)^T$$

$$\frac{\partial C_m}{\partial C(I)} = C(1) \frac{\partial \theta}{\partial C(I)} + C(2) \frac{b}{V} \cdot \frac{\partial q}{\partial C(I)} + U(1, I) \quad (21)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial q}{\partial C(I)} \right) = \frac{-qsb}{I_y} \frac{\partial C_m}{\partial C(I)} \quad (22)$$

$$\left. \frac{\partial q}{\partial C(I)} \right|_{t=0} = U(2, I)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \theta}{\partial C(I)} \right) = \frac{\partial q}{\partial C(I)} \quad (23)$$

$$\left. \frac{\partial \theta}{\partial C(I)} \right|_{t=0} = U(3, I)$$

$$I = 1, 2, 3, 4 \quad \text{其中 } U(3, 4) = \begin{bmatrix} \theta & \frac{b}{V} q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

### 3 数值模拟和辨识结果

给定各种初始状态进行数值模拟实验。然后对每种模拟结果进行参数辨识。其结果如下

(A) 细长锥体弹头型模型

设定 $I_z = I_y, C_{n\beta} = -C_{m\alpha}, C_{n\gamma} = C_{mq}$ 给出典型数据如下

第一组  $\theta_0 = 7^\circ, \varphi_0 = 0, p_0 = 0, q_0 = 0, r_0 = 0, C_{m\alpha} = -0.6, C_{mq} = -1.8, C_{n\beta} = 0.6, C_{n\gamma} = -1.8$

辨识结果见表1。

第二组 给定的气动参数同第一组情况下, 考察有偏航角速度时的情形, 这时初始状态 $\theta_0 = 7^\circ, \varphi_0 = 0, p_0 = 0, q_0 = 0$ , 所得结果见表2。

(B) 飞机型模型

这时绕 $Y$ 轴的转动惯量和绕 $Z$ 轴的转动惯量不相等。俯仰恢复力矩系数和偏航恢复力矩系数不相等。数值模拟中假定

$$I_z = 1.15I_y, C_{n\beta} = -0.85C_{m\alpha}, C_{n\gamma} = C_{mq} = -1.8, C_{m\alpha} = -0.6$$

对上述给定条件,对四种典型的初始条件进行数值模拟和辨识

(1)  $\theta_0 = 7^\circ; \varphi_0 = 0, \psi_0 = 0, p_0 = 0, q_0 = 0, r_0 = 0, \sigma = 0$

辨识结果  $C_{m\alpha} = -0.600000, C_{mq} = -1.800009, q_0 = 1.404742, \theta_0 = 6.99960^\circ$

(2)  $\theta_0 = 7^\circ; \varphi_0 = 0, \psi_0 = 0, p_0 = 40.0(\text{rad/s}), q_0 = 0, r_0 = 0, \sigma = 0$

辨识结果  $C_{m\alpha} = -0.541824, C_{mq} = -2.437566, q_0 = -34.947390, \theta_0 = 6.77058^\circ$

(3)  $\theta_0 = 7^\circ; \varphi_0 = 0, \psi_0 = 0, p_0 = 2.5(\text{rad/s}), q_0 = 0, r_0 = 0, \sigma = 0.22^\circ$

辨识结果  $C_{m\alpha} = -0.561273, C_{mq} = -2.587787, q_0 = -59.266500, \theta_0 = 6.90946^\circ$

(4)  $\theta_0 = 7^\circ; \varphi_0 = 0, \psi_0 = 2.0^\circ; p_0 = 40.0(\text{rad/s}), q_0 = 0, r_0 = 0, \sigma = 0.314^\circ$

辨识结果  $C_{m\alpha} = -0.539820, C_{mq} = -2.408476, q_0 = -40.33617, \theta_0 = 6.69043^\circ$

表 1 不同初始偏航角对辨识结果的影响

Table 1 The effects of  $\psi_0$

给定		辨识结果		
$\psi_0/(^\circ)$	$C_{m\alpha}$	$C_{mq}$	$q_0/(\text{rad/s})$	$\theta_0/(^\circ)$
0.0	-0.600000	-1.800009	1.404742	6.99960
0.5	-0.600005	-1.800010	1.397617	6.99979
1.0	-0.600019	-1.800027	1.376206	7.00046
2.0	-0.600079	-1.800090	1.290689	7.00309
4.0	-0.600305	-1.800147	0.947242	7.013634
-4.0	-0.600305	-1.800147	0.947242	7.013634

表 2 偏航角速度对辨识的影响

Table 2 The effects of  $r_0$

给定		辨识结果			
$r_0/(\text{rad/s})$	$\psi_{\max}/(^\circ)$	$C_{m\alpha}$	$C_{mq}$	$q_0/(\text{rad/s})$	$\theta_0/(^\circ)$
50	1.919795	-0.600222	-1.802358	1.072028	7.00132
105	4.030098	-0.600981	-1.810195	-0.059432	7.00710
180	6.902382	-0.602903	-1.828653	-2.874859	7.02000

## 4 结 论

(1) 对于轴对称细长弹体模型( $I_z = I_y, C_{n\beta} = -C_{m\alpha}$ ): 只要控制自由飞模型的初始条件,如偏航角不太大,初始偏航角速度不太大,偏航运动和滚转运动对辨识结果都无太大影响(图 2)。

(2) 对非轴对称模型( $I_z \neq I_y, C_{n\beta} \neq -C_{m\alpha}$ ): 如果能很准确地控制它在自由飞观测期间内不发生滚动, 仍是可以得到满意的辨识结果的。但是, 如果发生滚动, 初始无偏航角也会发生非常复杂的空间运动。图 3(a)和图 3(b)是有滚动的飞机模型自由飞运动的数值模拟情况。图 3(c)是辨识情况。这时尽管对平面观测点已经作了最佳拟合, 得到的气动力系数已经不能代表模型的气动特性。而事实上实验中要使模型的自由飞绝对不滚动是很难做到的。

综合以上情况,对轴对称弹头型模型,只要控制初始姿态参数,微小的横向运动对最后的结果影响不大。只作竖平面上的观测可以满足辨识俯仰气动特性的需求。对非轴对称飞机型

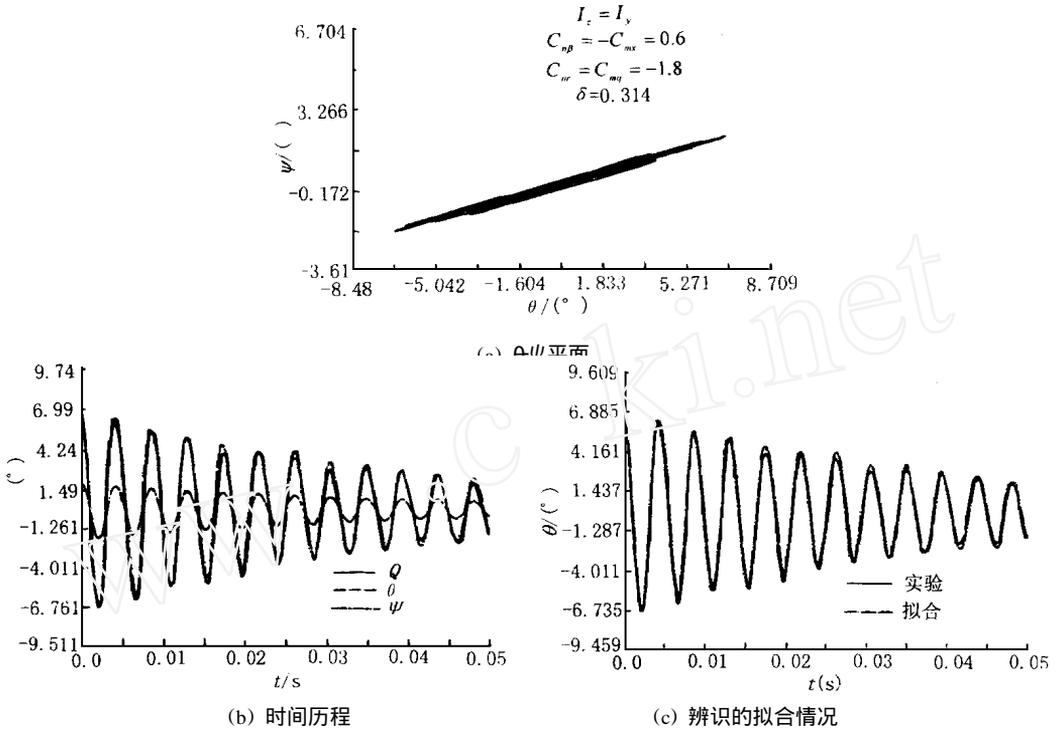


图2 轴对称模型模拟得到三自由度角运动

Fig 2 Angular motion of symmetric models

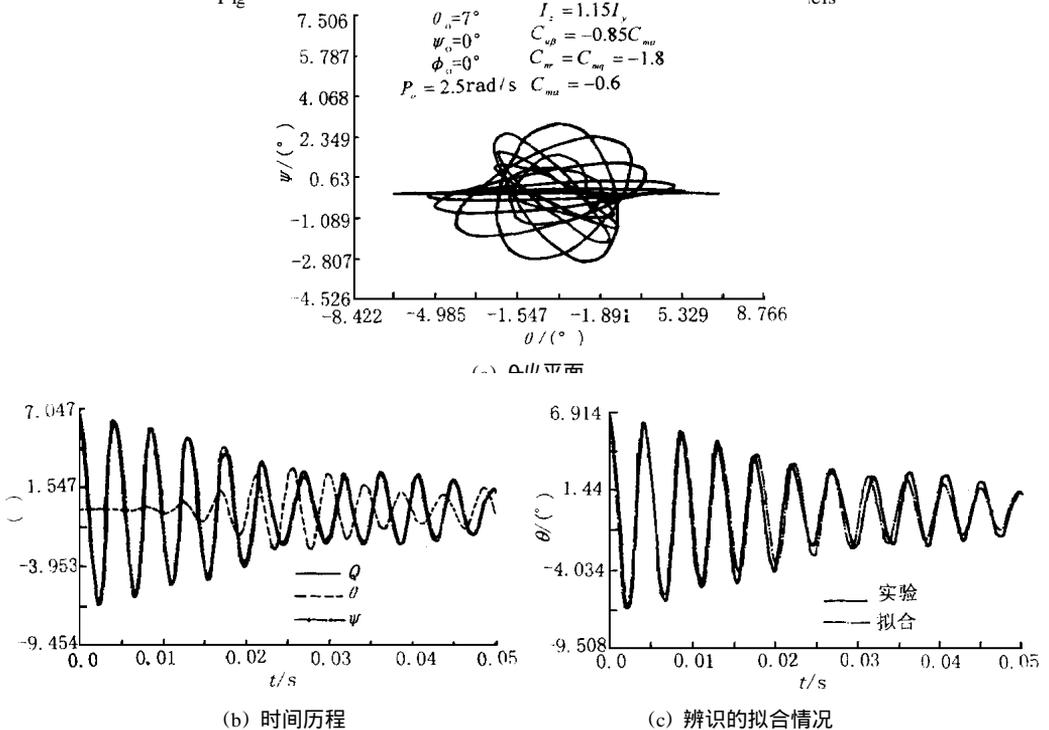


图3 飞机模型在慢转时模拟得到的角运动

Fig 3 angular motion of aircraft models at slow turn

模型的风洞模型自由飞实验, 只作竖平面的观测是不够的, 在有滚转角速度时, 单以平面观测数据来作辨识, 可导致结果的很大偏离。因此对于这种非轴对称特征的飞机模型则必须发展非平面的观测技术, 对横向运动也要作同步记录, 并发展以六自由度运动为基础的模型气动特性参数的辨识方法, 才能得到合理、正确的实验结果。

### 参 考 文 献

- 1 陈素贞, 马家骝, 潘文欣 风洞自由飞模型气动参数辨识 M C A S, STR-94011
- 2 M a i n e R E, I l i f f K W. Identification of Dynamic Systems Applications to Aircraft Part I. AD 178766
- 3 L a n r e n c e W, T a y l o r J r a n d K e n e t h W I l i f f System s Identification using A Modified Newton-Raphson Method-A Fortran Program N A S A T N D-6734

## Numerical Simulation of Non-Planar Model Free Flight and the Aerodynamic Coefficients Identification

Jiang Juncheng Ma Jiahuan

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

**Abstract** The paper depicts the numerical simulation of non-planar model free flight and the aerodynamic coefficients identification to study the reliability and the accuracy of the parameter identification in the case of ignoring non-planar motion effects. Two kinds of model configurations—an axisymmetric slender cone and an aeroplane-like model are considered. The pitch damping coefficients have been identified by Maximum Likelihood Method only with the projected angular motion in vertical plane. The results show that a significant deviation is derived by this way for aeroplane-like model and there is little effects to axisymmetric model.

**Key words** numerical simulation; model free-flight; non-planar motion; aerodynamic coefficients identification; pitch-damping coefficient