

文章编号: 1001- 2486(2010) 01- 0028- 06

基于遗传算法的大型降落伞气动力参数辨识*

王海涛, 秦子增

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:建立了降落伞回收系统的六自由度动力学及运动模型, 针对大型降落伞可观测数据少的特点, 设计遗传算法辨识其气动力参数, 利用仿真验证了辨识方法的可行性和辨识模型的正确性。结合空投试验录像分析数据, 辨识了某型号飞船所采用大型环帆伞的气动力参数, 并利用辨识结果对其稳定性进行分析, 其结论可作为回收系统设计的理论参考依据。

关键词:大型降落伞; 遗传算法; 气动力辨识; 侧向力系数

中图分类号: V476.2 文献标识码: A

Aerodynamic Parameter Estimation of Large Parachute Based on Genetic Algorithm

WANG Hai-tao, QIN Zi-zeng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The six degrees of freedom dynamic and motion models of the parachute recovery system were built. In order to solve the problem caused by the lack of measurable experiment data, the genetic algorithm was designed to estimate the aerodynamic parameters of the parachute. Simulation result validates the feasibility of the estimation method and the validity of the estimation model. The aerodynamic parameters of a large ringsail parachute applied to manned spacecraft were estimated through the genetic algorithm and the analysis data from the videos of airdrop test. Furthermore, the stability of the ringsail parachute was analyzed through the estimation results. The conclusion can provide theoretical reference for the design of recovery system.

Key words: large parachute; genetic algorithm; aerodynamic parameter estimation; the coefficient of lateral force

载人飞船一般采用大型降落伞进行回收, 例如美国的“阿波罗”号飞船以及最新研制的“猎户座”飞船, 俄罗斯的“联盟”号飞船以及我国的“神舟”号飞船。大型降落伞的气动力系数对飞船的空间运动形式以及最终着陆过程中的速度、姿态有着重要的影响, 因此, 研究大型降落伞的气动力对于载人飞船的安全回收具有重要意义。

大型降落伞的风洞试验比较难以进行且耗资巨大, 而其缩比模型的风洞试验则由于尺寸相差过大, 难以获得反映大型降落伞真实属性的数据^[1]。因此, 工程部门通常采取实际空投试验来对整个降落伞回收系统进行功能测试。

1 物伞系统动力学模型

1.1 简化假设

在建立降落伞的六自由度动力学方程之前, 做如下简化假设: (1) 物伞系统是由轴对称的降落伞与载荷体刚性连接而成; (2) 载荷被视为质点, 忽略其气动力和气动矩; (3) 降落伞的气动力作用在伞衣的几何中心; (4) 降落伞处于全张满状态; (5) 平面大地假设且不考虑风的影响。

1.2 动力学方程的建立

如图 1 所示, 物伞系统体坐标系为 $oxyz$, 其中原点 o 为降落伞伞衣的几何中心, 即降落伞的气动压

* 收稿日期: 2009- 06- 02

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 王海涛(1982—), 男, 博士生。

心; c 点为物伞系统的质心, 坐标原点 o 到系统质心 c 点的距离为 z_s ; $O_d x_d y_d z_d$ 为地面坐标系, $O_d z_d$ 垂直大地平面向下, $O_d x_d$ 垂直于 $O_d z_d$ 指向物伞系统初始运动方向, $O_d y_d$ 与 $O_d x_d$ 和 $O_d z_d$ 构成右手直角坐标系。

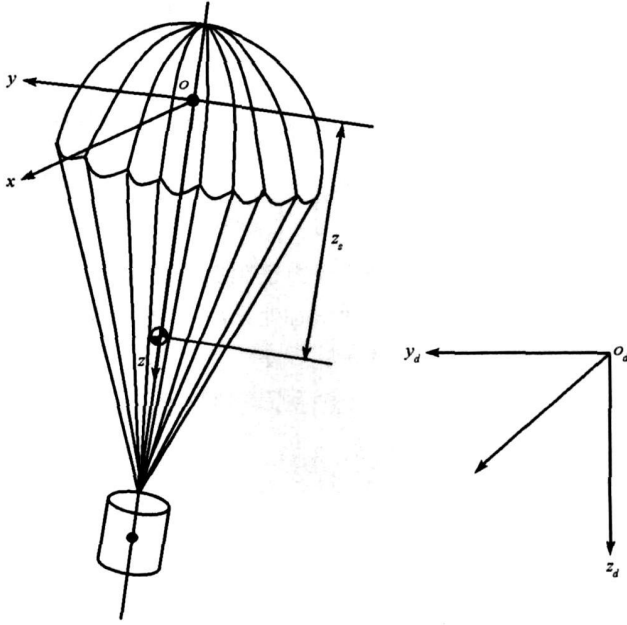


图1 物伞系统示意图

Fig. 1 Sketch of the parachute-cabin system

文献[2]通过克希霍夫方程对一般降落伞的动力学方程做了推导, 为了简化其推导结果, 合并方程中数值相等的附加质量项, 即 $\alpha_{11} = \alpha_{22}$ 、 $\alpha_{44} = \alpha_{55}$ 及 $\alpha_{15} = -\alpha_{24}$, 动力学方程如式(1)所示:

$$\begin{cases} F_x = \left\{ m + \alpha_{11} \right\} \left[\dot{v}_x - v_y \omega_z \right] + \left\{ m + \alpha_{33} \right\} v_z \omega_y + \left\{ J_1 + \alpha_{15} \right\} \left[\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z \right] \\ F_y = \left\{ m + \alpha_{11} \right\} \left[\dot{v}_y + v_x \omega_z \right] - \left\{ m + \alpha_{33} \right\} v_z \omega_x - \left\{ J_1 + \alpha_{15} \right\} \left[\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z \right] \\ F_z = \left\{ m + \alpha_{33} \right\} \dot{v}_z - \left\{ m + \alpha_{11} \right\} \left[v_x \omega_y - v_y \omega_x \right] - \left\{ J_1 + \alpha_{15} \right\} \left[\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_y^2 \right] \\ M_x = \left\{ I_{xx} + \alpha_{55} \right\} \dot{\omega}_x - \left\{ J_1 + \alpha_{15} \right\} \left[\dot{v}_y - v_z \omega_x + v_x \omega_z \right] - \left\{ I_{yy} + \alpha_{55} - I_z \right\} \omega_y \omega_z + \left\{ \alpha_{33} - \alpha_{11} \right\} v_y v_z \\ M_y = \left\{ I_{yy} + \alpha_{55} \right\} \dot{\omega}_y + \left\{ J_1 + \alpha_{15} \right\} \left[\dot{v}_x + v_z \omega_y - v_y \omega_z \right] + \left\{ I_{xx} + \alpha_{55} - I_z \right\} \omega_x \omega_z - \left\{ \alpha_{33} - \alpha_{11} \right\} v_x v_z \\ M_z = I_z \dot{\omega}_z \end{cases} \quad (1)$$

其中, $J_1 = m z_s$, (F_x, F_y, F_z) 和 (M_x, M_y, M_z) 分别为作用在 ox 轴、 oy 轴和 oz 轴上的外力和外力矩, (v_x, v_y, v_z) 和 $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ 分别为各轴对应的速度和角速度, (I_{xx}, I_{yy}, I_z) 为各轴对应的转动惯量, m 是物伞系统的总质量。物伞系统的相关运动方程参见文献[2], 此处不再赘述。

1.3 外力和外力矩

系统所受外力主要有降落伞的气动力以及物伞系统的重力, 由于不考虑风的影响, 故物伞系统的总攻角可表示为:

$$\alpha_r = \arccos \left(\frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}} \right) \quad (2)$$

攻角和侧滑角可表示为:

$$\begin{cases} \alpha = \arctan \left(\frac{v_x}{v_z} \right) \\ \beta = \arctan \left(\frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}} \right) \end{cases} \quad (3)$$

文献[4]指出, 对于环帆伞而言, 全张满时其气动力系数可表示为以下形式:

$$\begin{cases} C_T = \text{const} \\ C_N = x_1 \alpha_T + x_2 \alpha_T^2 + x_3 \alpha_T^3 + x_4 w \end{cases} \quad (4)$$

式中, C_T 、 C_N 分别表示轴向力系数和侧向力系数, α_T 表示降落伞的总攻角, $x_1 \sim x_3$ 为对应的气动力参数, x_4 为高阶项系数。

物伞系统所受气动力和重力可用下式表示:

$$\begin{bmatrix} F_x^{aero} \\ F_y^{aero} \\ F_z^{aero} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho v^2 S \cdot \begin{bmatrix} C_N \cos \beta \\ C_N \sin \beta \\ -C_T \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} F_x^{grav} \\ F_y^{grav} \\ F_z^{grav} \end{bmatrix} = mg \cdot \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, ρ 表示大气密度, v 表示合速度, S 表示降落伞特征阻力面积。

由于物伞系统坐标原点建立在降落伞的气动压心处, 故仅有重力矩作用, 如下所示:

$$M = R_{co} \times F^{grav} \quad (6)$$

式中, M 表示物伞系统所受外力矩矢量, R_{co} 表示坐标原点到物伞系统质心的矢量, F^{grav} 表示重力矢量。

2 遗传算法模型

遗传算法是一种有效的解决最优化问题的方法, 是一种全局的启发式优化算法^[5]。作为一种解决复杂系统优化问题的有效方法, 遗传算法具有简单性、易操作性、鲁棒性等优点, 已被广泛应用到各类飞行器的气动力参数辨识中。本文采用遗传算法作为辨识算法主要是因为大型降落伞的可测量数据少, 其显式的辨识方程难以建立, 而遗传算法作为一种自适应概率搜索算法, 适合此类问题的求解。

2.1 编码方式

常用编码方法的有二进制编码与浮点数编码。浮点数编码与二进制编码相比, 具有表示范围大、求解精度高、运算速度快等优点, 因此本文选用浮点数编码方法。

2.2 适应度函数

遗传算法中适应度函数对算法性能影响较大, 适应度函数用于计算个体的适应度, 而适应度在遗传算法中用来度量群体中的个体在优化计算时的优良程度。由于适应度越大的个体被认作是越优良的个体, 故本文定义适应度函数为

$$F = \begin{cases} C_{\max} - J \\ 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中, C_{\max} 为一个适当较大的数, J 为目标函数, 其表达式为

$$J = \sum_{i=1}^n \int [\theta_{ci}(t) - \theta_{mi}(t)]^2 dt \quad (8)$$

式中, n 表示观测测量数目, $\theta_{ci}(t)$ 表示计算得到的观测测量时间历程, $\theta_{mi}(t)$ 表示实际观测测量的时间历程。式(7)、(8)的含义就是通过遗传算法辨识出一组降落伞的气动力参数, 使观测测量的计算结果和实际观测结果之间的偏差最小, 即目标函数 J 达到最小。

2.3 遗传算子设计

本文中遗传算法的工作流程如图 2 所示。

3 仿真算例

为了验证遗传算法在大型降落伞气动力参数辨识方面的收敛性, 这里采用某型号载人飞船降落伞回收系统为算例背景。飞船及降落伞的总体参数已给定, 本文仅对降落伞在稳定下降阶段

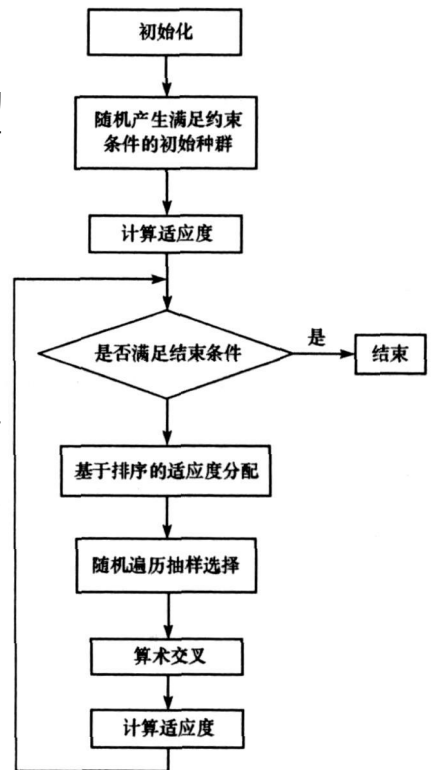


图 2 遗传算法工作流程图

Fig. 2 Flow chart of the genetic algorithm

的气动力参数进行辨识研究。

文献[6]指出,降落伞的侧向力系数随攻角的变化规律对于物伞系统在稳定下降段的运动稳定性有着关键的影响,结合公式(4),环帆伞的轴向力系数在稳定下降过程中基本可视为一个常值,因此,仅对降落伞的侧向力参数进行辨识。

仿真中设定环帆伞的侧向力系数为

$$C_N = 0.3795\alpha + 0.3631\alpha^3 \quad (9)$$

仿真初始参数设置为:伞舱系统从海拔8000m开始回收,初始速度 V_0 为96m/s,初始摆角 θ_0 为 10° ,仿真时间取50s。由于在实际空投中,降落伞的可测量量比较少,故仅取降落伞摆角 θ 的时间历程作为观测量,则计算得到观测量的时间历程如图3所示。

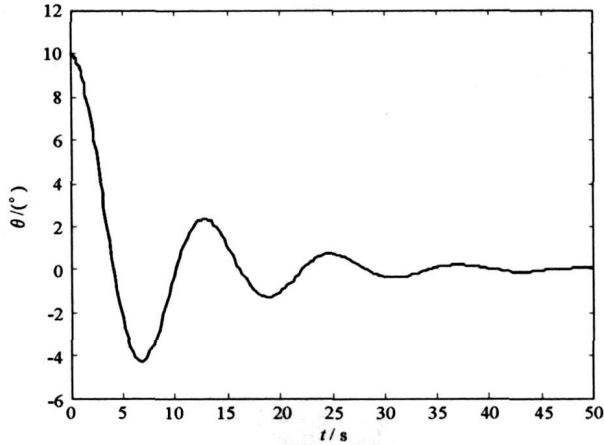


图3 观测摆角的时间历程

Fig. 3 The time course of the observation swing angle

设置遗传算法基本参数为:群体规模100,进化总代数20,交叉概率0.7,变异概率0.001。由于在实际应用中,观测量的实测结果中不可避免会存在测量噪声,故在观测量 θ 的仿真计算结果上叠加标准差为0.01的白噪声作为测量值,进一步考核遗传算法的辨识能力。表1是直接利用仿真结果作为观测值和仿真结果上叠加白噪声作为观测值的辨识结果比较。

表1 气动参数辨识结果与真值比较

Tab. 1 Compare of the aerodynamic parameter estimation result and truth value

参数	x_1	x_3
真值	0.3795	0.3631
辨识值(观测量不加噪声)	0.3795	0.3611
辨识值(观测量叠加噪声)	0.3871	0.5583

由表1可知,观测量不叠加噪声时,降落伞侧向气动力参数辨识结果较好,当观测量叠加标准差为0.01的白噪声时,参数 x_1 的辨识相对误差在2%,而 x_3 辨识相对误差达53%,辨识效果较差。图4、图5是观测值不叠加和叠加噪声时遗传算法目标函数值的收敛过程。

由图4可知,遗传算法目标函数最小值在进化过程中始终接近于零,目标函数均值从0.015很快趋近于0,反映了遗传算法辨识气动参数的快速收敛过程。图5则由于观测量叠加了白噪声,其目标函数最小值始终在0.0292附近,目标函数均值则很快从0.275收敛于0.0292,反映了此辨识过程仍是收敛的。

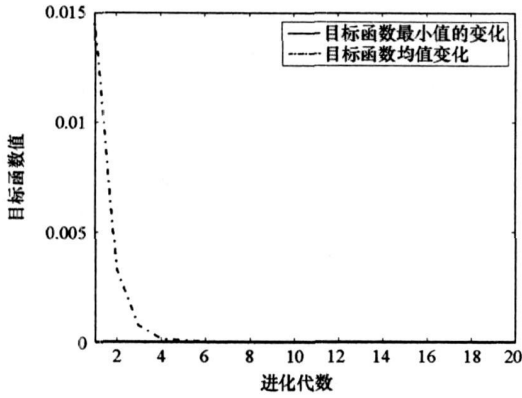


图4 无观测噪声时遗传算法的收敛过程
Fig. 4 The convergence process of GA without observation noise

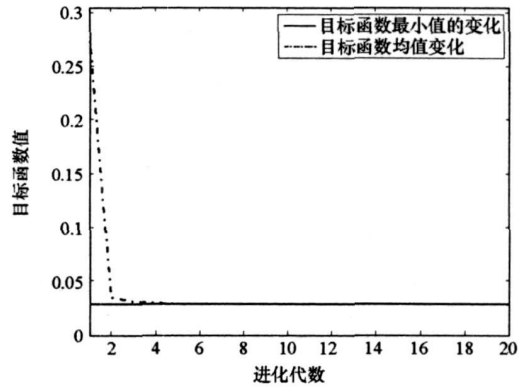


图5 叠加观测噪声时遗传算法的收敛过程
Fig. 5 The convergence process of GA with observation noise

4 针对某型号载人飞船回收系统的应用

通过对某型号载人飞船回收过程大量空投试验录像的观察和处理, 得出飞船所采用的回收主伞即大型环帆伞在空中存在平面摆动和圆锥运动量两种运动形式, 周期约为 15s, 振幅约为 $10^\circ \sim 15^\circ$, 图 6 是根据某架次空投试验分析得到的降落伞俯仰角随时间变化曲线。

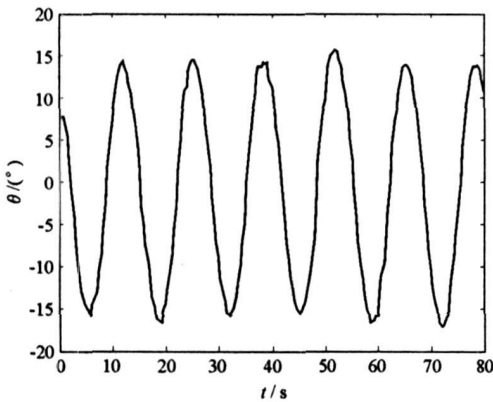


图6 空投试验录像分析结果
Fig. 6 The analysis result of airdrop test

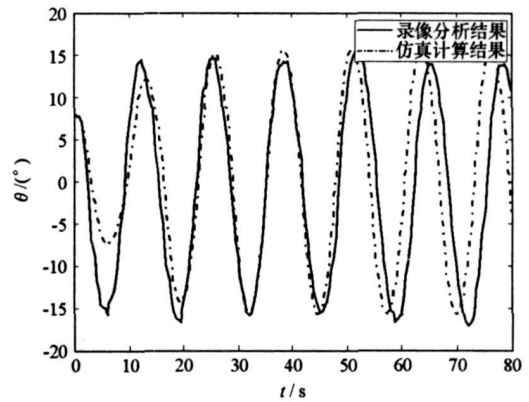


图7 仿真结果与录像分析结果的比较
Fig. 7 Compare of simulation result and the analysis result of video

利用遗传算法并结合式(4) 辨识得到此飞船所采用大型环帆伞的侧向力系数为

$$C_N = -0.2652\alpha + 5.1150\alpha^3 \quad (10)$$

将辨识得到的降落伞侧向力系数代入动力学仿真程序, 计算得到降落伞的俯仰角随时间的变化历程并将其与空投录像分析结果比较, 结果如图 7 所示。图 7 表明, 仿真计算结果与录像分析结果基本一致, 反映了本文辨识方法的可行性和辨识结果的可信性。

降落伞的侧向力系数随攻角的变化形式对降落伞下降过程中的稳定性有着重要的影响。图 8 是本文辨识所得大型环帆伞的侧向力系数随攻角的变化曲线, 图 9 则是 Wolf 在文献[7] 中提供的典型的稳定伞和非稳定伞的侧向力系数随攻角的变化曲线。

在图 8 中, 降落伞的侧向力系数在 0° 攻角处导数为负, 表现为静不稳定, 这种侧向力形式的降落伞在风等随机因素的外干扰下运动形式表现为平面摆动或圆锥运动。通过图 8 和图 9 的比较可得, 虽然此型号飞船所采用的环帆伞稳定性较好, 但仍具有一定的不稳定性, 在 $\pm 13^\circ$ 攻角处为稳定滑翔点。

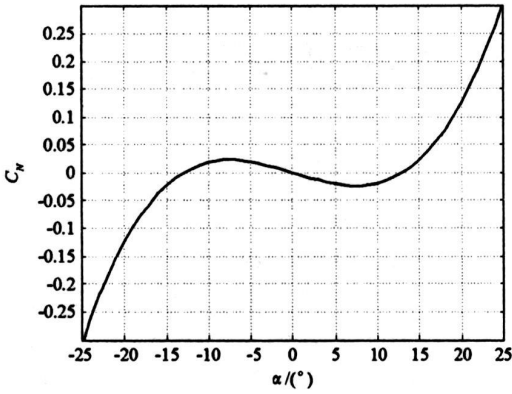


图8 环帆伞的侧向力系数随攻角变化曲线
Fig. 8 Curve of the lateral force coefficient of the ringsail parachute

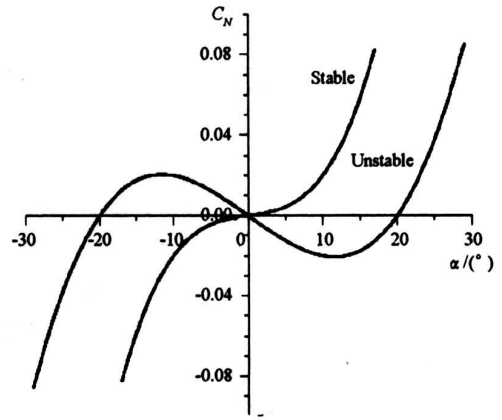


图9 典型的稳定和非稳定降落伞侧向力系数随攻角变化曲线(文献[7])
Fig. 9 Typical curves of the lateral force coefficient of the steady and the unsteady parachute

5 结论

(1) 在可观测数据少的情况下, 遗传算法应用于大型降落伞的气动力参数辨识具有可行性, 仿真结果表明本文所建立辨识模型正确且辨识结果可信。

(2) 针对某型号飞船大型回收降落伞的气动力参数辨识结果表明, 该型号飞船所采用的大型环帆伞仍具有一定的不稳定性, 其稳定滑翔攻角约为 $\pm 13^\circ$ 。

参考文献:

- [1] Doherr K F. On the Influence of Stochastic and Acceleration Dependent Aerodynamic Forces on the Dynamic Stability of Parachutes [R]. AIAA-81-1941, 1981.
- [2] Cockrell D J, Doherr K F. Preliminary Consideration of Parameter Identification Analysis from Parachute Aerodynamic Flight Test Data [R]. AIAA-81-1940, 1981.
- [3] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
- [4] Schatzle P R, Cuny W H. Flight Simulation of a Vehicle with a Two-stage Parachute System [R]. AIAA-79-0448, 1979.
- [5] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [6] Peng C Y, Tsang S K. Model Correlation for Mars Pathfinder Entry, Descent and Landing Simulation [J]. IEEE, 1997, 97(7): 233-245.
- [7] Wolf D F, Heindel K. A Steady Rotation Motion for a Cluster of Parachutes [R]. AIAA-2005-1629, 2005