

文章编号: 1000-8055(2008)01-0087-07

降落伞主充气阶段的动态仿真及流场分析

潘 星, 胡 利, 曹义华

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 建立了有顶孔的平面圆形降落伞的轴向和径向动量方程, 使用数值方法计算出选定的降落伞在主充气过程中各种参数的变化, 对降落伞的主充气过程进行了动态仿真. 在使用动量方程计算出的充气模型的基础上, 利用降落伞在各个时间结点时的外形和下降速度等相关数据, 采用计算流体力学的方法和准定常假设, 对降落伞充气过程中的流场进行了模拟和分析, 对降落伞充气过程的机理及流场衍变情况进行了探讨.

关 键 词: 降落伞; 充气; 仿真; 计算流体力学

中图分类号: V244.21+6

文献标识码: A

Analysis of dynamic simulation and fluid field of parachute in inflation stage

PAN Xing, HU Li, CAO Yi-hua

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The axis-radial momentum equations of circular flat parachute were established the changing parameters of a selected parachute were calculated for dynamic simulation of the inflation process. According to the inflation model calculated by the momentum equation, based on the shape and descent velocity of the parachute at fixed nodes of time, the fluid field was simulated and analyzed according to computational fluid dynamics method under quasi-steady hypothesis. The mechanism of inflation and evolvement of fluid field were analyzed.

Key words: parachute; inflation; simulation; CFD (computational fluid dynamics)

降落伞作为一种有效的减速装置, 被广泛应用于航空航天、兵器和体育运动等领域. 降落伞的研究中, 对于开伞过程的研究始终是一个难点, 因为整个过程涉及到结构变形和流场变化以及二者的交互影响, 是一个复杂的流固耦合问题^[1]. 在降落伞的开伞过程中, 从伞绳拉直到伞衣第一次充满到稳定状态的直径这一过程称为主充气阶段, 对于主充气阶段的伞衣变形和流场衍变的研究有

利于研究开伞动载和伞衣展开机理及过程, 这对于降落伞的设计和确定使用条件等方面都有一定的科学帮助.

当前对于开伞过程的研究大体上分为三类: 完全试验法、半试验半理论方法及完全理论方法. 完全试验法是指充气过程的研究完全依赖于试验, 从多次试验所得的数据中寻找充气过程的规律. 半试验半理论方法是指通过建立充气模型研

收稿日期: 2006-12-07; **修订日期:** 2007-04-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10577003)

作者简介: 潘星(1982-), 男, 四川巴中人, 硕士生, 主要从事飞行器设计研究, E-mail: velocity_px@163.com.

究充气,但是模型中的某些重要参数由试验得到.完全理论方法是指通过建立不依赖试验的充气模型研究充气过程^[2-4].由于实验能力的限制,现在很难对降落伞的开伞流场衍变情况进行实验研究,同时又由于计算中非定常效应难以模拟,计算资源不足,所以用完全理论的方法也很难得出开伞流场变化规律.本文在半试验半理论得出的开伞模型基础上,采用准定常假设,利用计算流体力学方法来研究开伞过程的流场衍变.经过结果分析,可以看出这种方法是具有一定的实际意义的.

1 动态开伞模型的建立

1.1 降落伞模型及其简化假设

本研究选定的降落伞是开有顶孔的平面圆形降落伞,伞衣直径为 8.5 m,顶孔直径 0.85 m,伞绳自由段长度 8.5 m,伞衣质量 10 kg,回收物质量设为 60 kg.对降落伞模型如下假设^[5]:

- (1) 织物和伞绳均具有零弯曲刚度;
- (2) 假定稳定状态的伞衣是承受轴向对称载荷,弯曲松弛,无切应力,不考虑伞衣的弹性效果;
- (3) 位于相邻伞绳上两对应点,到伞顶的距离相等.这两点的伞绳法线组成的平面和降落伞伞衣曲面相交所得曲线假定为圆弧形.实际试验测量数据表明,该交线上压力几乎不变,因此假设沿着这条交线压力不变;
- (4) 忽略伞绳质量.

1.2 充气过程的简化假设

- (1) 在充气过程中,伞衣已充气部分保持半球形状.
- (2) 忽略伞衣透气量,伞衣内含质量由伞衣容积来计算.
- (3) 假设充气过程中的形状为顶部是半球形,下面是圆台形,伞衣顶部及内含空气质心集中于最大投影面中心.
- (4) 主充气阶段初期伞衣形状由初始充气阶段末的形状决定,其外形尺寸可以根据经验公式给出.

上面关于充气形状的假设是基于充气过程首先是由于降落伞顶部空气累积这个物理现象而设定,是符合力学实际的.从上面的关于已充气部分形状的假设以及无弹性变形假定,可以认为降落伞的顶孔在主充气阶段开始时就已经达到最大,并且始终保持不变.

1.3 方程组的建立

根据变质量系统的运动方程,考虑如图 1 所示的降落伞开伞模型.

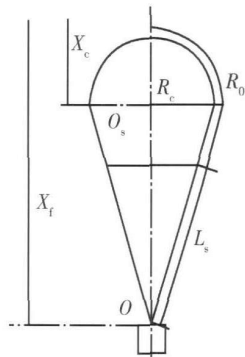


图 1 降落伞充气模型

Fig. 1 Inflation model of parachute

根据参考文献[6-7],有如下关系

$$m \frac{d^2 X}{dt^2} = \sum F + \frac{dm}{dt} \left(\frac{dX_c}{dt} - \frac{dX}{dt} \right) \quad (1)$$

式中 $\frac{dX_c}{dt}$ 是进入系统的空气质量在飞行弹道切向的绝对速度.

对伞衣顶部半球形部分,其轴向动量方程为

$$(m_{ci} + m_x) \ddot{X}_c = m_{ci} g + F_x - C_D q_c S_c + \dot{m}_{ci} (\dot{X}_f - \dot{X}_c) + \dot{m}_x \dot{X}_c \quad (2)$$

其径向动量方程为

$$(m_{ci} + m_r) \ddot{R}_c = 2 C_r q_c S_c \sin \theta - F_x \tan \theta - (\dot{m}_{ci} + \dot{m}_r) \dot{R}_c \quad (3)$$

对于回收物

$$(m_f + m_p - m_{ci}) \ddot{X}_f = (m_f + m_p - m_{ci}) g - F_x \quad (4)$$

根据非弹性假设,有长度不变的限制,这样就需要计算沿伞绳和径向缝,从汇交点到伞衣充气最大周围的距离的辅助方程

$$(X_f - X_c)^2 + R_c^2 = \left(L_s + R_0 - \frac{\pi}{2} R_c \right)^2 \quad (5)$$

对于此种模型的各种质量的计算,需要用到下列经验公式

$$m_{ci} = m_p \left(\frac{R_c}{R_p} \right)^2; m_x = \frac{2}{3} \rho \pi R_c^3; m_r = \frac{4}{3} \rho \pi R_c^3$$

上式中 R_p 为伞衣充满时的投影半径,伞衣充满时,其投影半径 $R_p = \frac{0.707}{2} D_0$,充气阶段初期伞衣投影半径 $R_0 = 0.25 R_p$.

式中 C_D, C_r 需从试验数据中获得,但在本模型中,由于物伞系统处于低速运动,与伞衣投影面积相对应的阻力系数 C_r 一般等于 1.1; 因此,

$C_D A_0$ 可由 $C_D A_t$ 来代替. 其中 $A_t = \pi R_c^2$; 另外, 经验数据表明: $C_r = 0.77 C_D$. 式中 θ 为伞绳与降落伞轴线夹角, 有

$$\sin \theta = \frac{R_c}{R_0 + L_s - \frac{1}{2} \pi R_c}, \tan \theta = \frac{R_c}{X_f - X_c}$$

整理得出伞衣充气过程的控制方程, 再利用速度将二阶微分方程组化为一阶微分方程组^[3], 变化方法如下:

$$\dot{X}_f = v_f = f_f(t, X_f, X_c, R_c, v_f, v_c, v_{Rc}) \quad (6)$$

$$\dot{X}_c = v_c = f_c(t, X_f, X_c, R_c, v_f, v_c, v_{Rc}) \quad (7)$$

$$\dot{R}_c = v_{Rc} = f_{Rc}(t, X_f, X_c, R_c, v_f, v_c, v_{Rc}) \quad (8)$$

那么就有

$$\ddot{R} = \dot{v}_{Rc}, \dot{X}_c = v_c, \dot{X}_f = v_f$$

最后, 变化后的方程组写成标准线性方程组的形式为

$$\begin{cases} a_1 \dot{v}_f + b_1 \dot{v}_c + c_1 \dot{v}_{Rc} = d_1 \\ a_2 \dot{v}_f + b_2 \dot{v}_c + c_2 \dot{v}_{Rc} = d_2 \\ a_3 \dot{v}_f + b_3 \dot{v}_c + c_3 \dot{v}_{Rc} = d_3 \end{cases}$$

各参数具体含义见参考文献[8].

由此构成 6 个一阶微分方程组成的方程组, 可以运用经典 4 阶 Runge-Kutta 方法编程求解微分方程数值解^[9].

求解过程中使用的初始值利用给定的条件和经验公式确定. 在本研究中, 降落伞在主充气阶段的初始下降速度为 50 m/s, 初始径向速度为 0, 初始时的降落伞半径与降落伞名义半径的关系为 $R_{c0} = 0.177 R_0$, 假定空气密度为 1.225 kg/m^3 , 重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$, 取轴向阻力系数 $C_D = 1.1$, 径向阻力系数 $C_r = 0.847$.

1.4 计算结果及分析

计算所得出的伞衣半径与时间的关系如图 2 所示, 下降速度与时间的关系如图 3 所示.

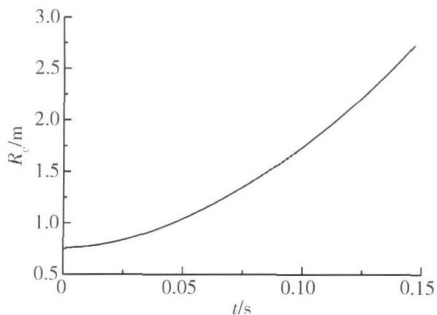


图 2 计算所得出的伞衣投影半径与时间的关系

Fig. 2 Change of projected radius during inflation process

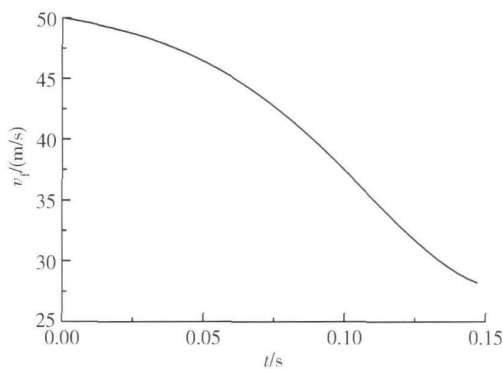
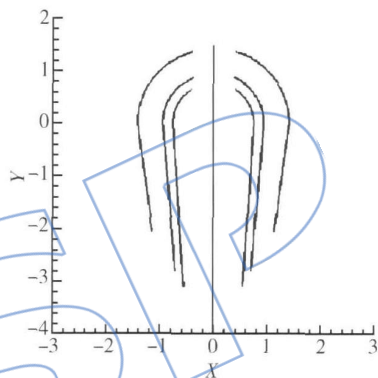
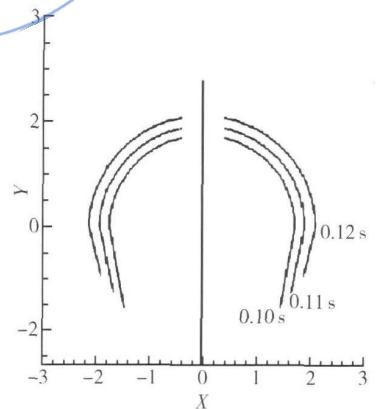


图 3 计算所得出的下降速度与时间的关系

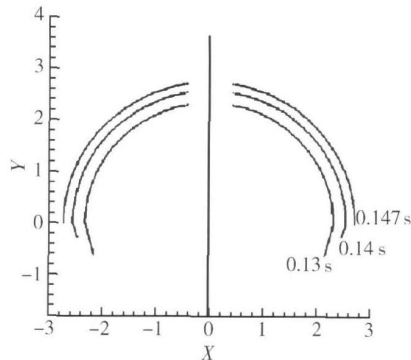
Fig. 3 Change of descent speed during inflation process



(a) 0.001 s, 0.04 s 和 0.08 s 时伞形



(b) 0.10 s, 0.11 s 和 0.12 s 时伞形



(c) 0.13 s, 0.14 s 和 0.147 s 时伞形

图 4 伞衣变形过程

Fig. 4 Deformation process of parachute

从计算结果来看,整个主充气过程从 0.001 s 开始进行到 0.147 s 结束.充气过程中,随着时间增加,伞衣半径增大,从 0.001 s 时的 0.760 m 增加到 0.147 s 时的 2.72 m;下降速度减小,从 0.001 s 时的 50 m/s 下降到 0.147 s 时的 28.2 m/s.整个结果基本符合物理实际,反映出了降落伞的开伞特性和减速特性.给出部分时间节点处的伞衣形状如图 4 所示.

2 流场计算

在前面计算得出的降落伞下降过程中的变化模型的基础上,可以利用计算流体力学(CFD)方法对整个降落伞下降过程中的流场变化情况进行研究,对流场的衍变情况和开伞机理进行更深层次的探索.在本研究中,采用了准定常假设,从 0.001 s 到 0.147 s,中间每 0.01 s 为一个时间结点,分别计算出了 16 个状态时流场的实际情况,并对这 16 个流场的衍变情况进行了分析.

2.1 控制方程

由于降落伞的下降速度较低,所以采用不可压缩的 N-S 方程

动能守恒方程

$$\rho \operatorname{div}(uT) = \operatorname{div}\left(\frac{k}{c} \operatorname{grad} T\right) + \frac{S_h}{c} \quad (9)$$

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(u) + \operatorname{div}(uu) = \frac{1}{\rho} \operatorname{div}(\mu \operatorname{grad} u) - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + B_x + V_x \quad (10)$$

质量守恒方程

$$\operatorname{div}(u) = 0 \quad (11)$$

2.2 湍流模型

采用工程上最常用的 $k-\varepsilon$ 模型,考虑到可能产生回流,所以采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型. RNG $k-\varepsilon$ 模型在 ε 方程中引入附加生成项,考虑湍流旋涡和低雷诺数流动粘性,改善了近壁区域的精度.在 RNG $k-\varepsilon$ 模型中

$$\rho \left[\frac{\partial k}{\partial t} + (Vg \nabla) k \right] = \operatorname{div}[\alpha_k \mu_t \nabla k] + \mu S^2 - \rho \varepsilon \quad (12)$$

$$\rho \left[\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + (Vg \nabla) \varepsilon \right] = \operatorname{div}[\alpha_k \mu_t \nabla \varepsilon] +$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} \mu S^2 - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon \quad (13)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (14)$$

式中 μS^2 为湍动能产生项,其中 $S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$,

$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right]$ 为平均应变率张量,附加项

$R_\varepsilon = \frac{C_\mu \eta^3 \left[1 - \frac{\eta}{\eta_0} \right] \varepsilon^2}{1 + \beta \eta^2 k}$, 式中 $\eta = S k / \varepsilon$, 是无量纲应变或者平均流时间尺度与湍流时间尺度之比; η_0

$= 4.38$, $\beta = 0.015$; 附加系数为: $C_{1\varepsilon} = 1.42$, $C_{2\varepsilon} = 1.68$, $C_\mu = 0.0845$, $\alpha_k = 1.393$.

2.3 流场假设和数据选取

连淇祥等人在研究中发现^[10-13],不透气的凹半球会产生不固定的横向涡,使流场变得很不对称,产生周期性或者非周期性的涡环脱落,同时造成很大的侧向力和摆动;适当的开孔和足够的开孔度可以避免这种涡环的产生,或者减少这种涡环的尺寸,增加降落伞的稳定性,大大减弱流场的非定常效应.在这一研究的基础上,考虑到我们使用的模型是具有较大顶孔的平面圆形伞模型,在流场分析时考虑采用准定场假设,即认为每一个时间点处流场是定常的来进行分析.准定场假设的可行性在结果分析中得以体现.

从 0.001 s 到 0.147 s,每 0.01 s 为一个时间结点,这些时间结点处的伞衣形状和下降速度是计算流场所必需的,取出由计算得出的这些时间结点处的伞衣外形作为壁面边界条件,使用计算得出的各个时刻的气流速度作为运动条件,计算流场情况.

2.4 计算网格生成

由于计算的是有顶孔的平面圆形伞的流场,考虑到平面圆形伞的结构上具有轴对称特性,在计算的过程中,充气模型的简化和假设也使得整个伞衣的变化是轴对称的,所以利用这些特性,首先将伞衣流场计算模型简化成为经过对称轴的二维截面,再利用对称边界条件,只计算半个伞衣模型的流场形态即可.

在 0.001 s 时的计算网格如图 5 所示.

伞衣采用固壁边界条件,在不透气假设下气体不能通过;在伞衣中心沿对称轴方向上使用对称边界条件减少计算网格数;在远离伞衣的地方采用速度入口边界条件,设定气体的流动方向为轴正方向,速度值采用前面计算所得出的结果.

2.5 计算结果显示

本研究主要是探讨降落伞充气过程中流场的衍变情况,下面将主要分析各个时间结点处计算得出的流场图的变化.对各个时间点处准定常假

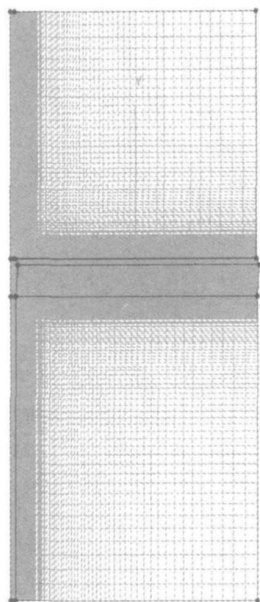


图 5 0.001 s 时的计算网格

Fig. 5 Mesh at 0.001 s

设下计算出的流场进行分析,可以把整个开伞过程中的流场衍变情况分为 3 个阶段:初始形成阶段、充分发展阶段、涡的脱落阶段。

选出其中可以显示出流场明显变化的 3 幅流场图如图 6 所示。

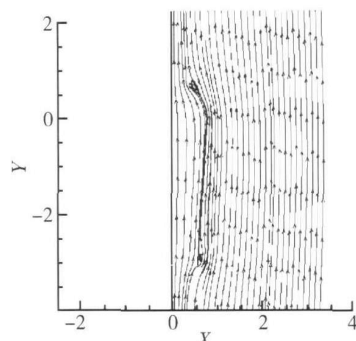
2.6 流场衍变分析

初始形成阶段:0.001 s 到 0.02 s。由于初始时伞衣形状比较规整,并且沿着气流方向伸展,所以这一阶段流场比较平滑,初始时没有涡产生。随着伞衣在气动力作用下变形,对伞衣底部的气流产生扰动形成逆压,流场从初始的平滑状态开始逐渐在伞衣底部形成涡核,产生压差,推动伞衣的继续变形。

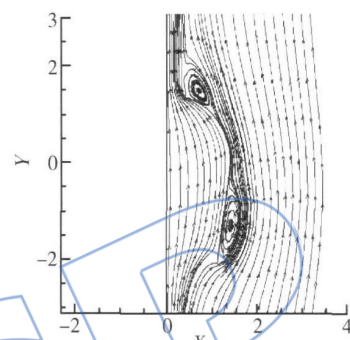
充分发展阶段:0.02 s 到 0.11 s。伞衣的底部涡继续增大,同时顶孔处由于逆压也产生了两个涡。这 3 个涡的体积不断扩大,在伞衣上伸展。涡的扩大使得伞衣上的内外压差增大,同时涡所影响的范围也不断加大,综合作用使得伞衣变形非常剧烈,迅速向外扩张。

涡的脱落阶段:0.11 s 到 0.147 s。这一阶段的 3 个涡都是由充分发展阶段的涡扩大而来。这一阶段中,3 个涡中的 1 个已经从伞衣上脱落,另外两个虽然仍然附着在伞衣上,但是也有脱落的趋势。同时,在伞衣周围,随着涡的脱落,产生了很多新的涡核。

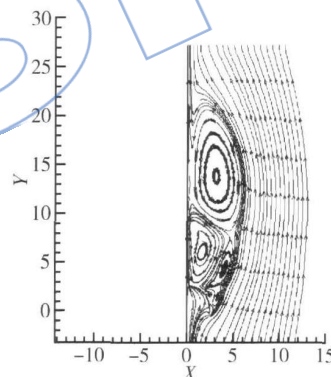
对整个流场衍变情况分析可以看出,在降落伞的开伞过程中,伞衣顶孔和伞衣底部靠近最大



(a) 0.01 s 初始形成阶段(伞衣局部)



(b) 0.08 s 充分发展阶段(伞衣局部)



(c) 0.14 s 涡的脱落阶段(计算域)

图 6 流场衍变情况

Fig. 6 Evolvement of fluid field

投影直径处会由于流体粘性和压差而产生涡,并且涡的尺寸随着开伞过程进行不断加大,造成伞衣内外压差加大,驱动开伞过程的进行,增加伞衣投影面积。由于伞衣投影面积和内外压差的增加,降落伞的阻力系数会加大。由此可见,因为平面圆形伞衣顶孔和底部最大投影直径处的开孔设计会极大地影响着两处的涡的产生和发展,所以这两个地方的设计是决定降落伞特性的关键,这与工程实际是相符合的。

2.7 阻力系数变化

以伞衣的名义半径 4.25 m 作为参考尺寸,因为将降落伞简化为二维轴对称模型,所以阻力

系数的计算公式为: $C_y = \frac{2D}{\rho v^2 R_0}$. 计算出的降落伞的阻力系数变化如图7所示.

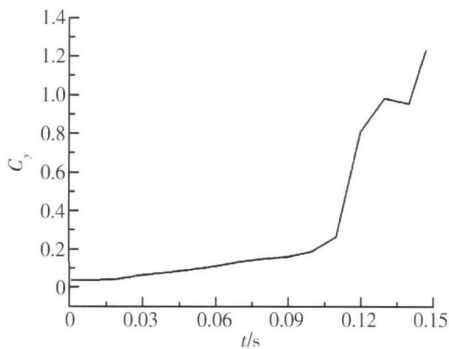


图7 阻力系数随时间的变化

Fig. 7 Change of drag coefficient

分析伞衣阻力变化曲线以及流线图关系可以得出:伞衣阻力的变化是与伞衣投影面积,降落伞流场中涡的尺寸及位置相关的,涡的尺寸和位置主要是影响伞衣内外的压差数值大小和压差分布面积.投影面积增加,附着涡尺寸增加,伞衣阻力系数增加.

2.8 与已有算例的对比

本研究中所得出的正则化开伞时间 t^* (开伞时间除以总的开伞所需时间) 和正则化投影直径 D^* (瞬时投影直径除以结构直径) 的关系如图8所示,与参考文献[14]给出的关系曲线作对比,可以看出两项研究得出的结果具有近似性.

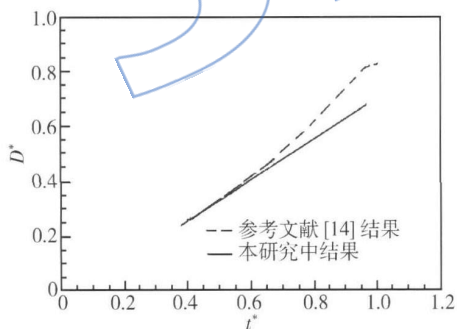


图8 t^*-D^* 关系曲线

Fig. 8 D^* versus t^*

3 结 论

通过数值求解平面圆形降落伞的轴向和径向动量方程得出了降落伞主充气阶段的动态仿真结果,计算出了主充气阶段降落伞的伞衣形状和下降速度等特征的变化.在准定场假设下,利用计算流体力学方法求解主充气过程中各个选定时间结

点处流场的特性,得出了流场的衍变过程并进行分析,流场及阻力变化情况与物理实际基本吻合,计算得出的 t^*-D^* 曲线与已有研究的结果近似,证明了此种研究方法的可行性.本研究对于更深入探讨降落伞开伞过程中的流场变化和解释开伞机理有一定的参考价值.

参考文献:

- [1] 王利荣.降落伞理论与应用[M].北京:中国宇航出版社,1997:23-600.
- [2] Payne P R. A new look at parachute opening dynamics[J]. Aeronautical Journal, 1973, 11(2): 85-93.
- [3] Lee C K, Lanza J, Buckley J. Experimental investigation of clustered parachutes inflation[R]. AIAA-97-1478.
- [4] Watkins J W. A total energy method to predict parachute canopy inflation forces[R]. AIAA 2003-2166.
- [5] 朱倡蟾译.平面圆形伞充满时的力、应力和形状的近似计算[J].空降技术, 1983, (1): 143-177.
ZHU L ühan. An approximate approach to calculate drag, stress and deformation of inflated flat circular parachute[J]. Landing Technology, 1983, (1): 143-177.
- [6] WANG Lirong. Parachute: theory and application [M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1997:23-600.
- [7] Wolf D. A simplified dynamic model of parachute inflation[R]. AIAA-1973-450.
- [8] Macha J M. A simple, approximate model of parachute inflation[R]. AIAA-93-1206.
- [9] 胡利.平面圆形伞开伞过程的气动弹性分析[D].北京:北京航空航天大学航空学院,2006.
HU Li. Aerolastic analysis of rotundity parachute's opening process [D]. Beijing: School of Aeronautics in Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [10] 谭浩强. FORTRAN 语言-FORTRAN77 结构化程序设计[M].北京:清华大学出版社,1998.
TAN Haoqiang. FORTRAN-FORTRAN77 structured programming[M]. Beijing: Tinghua University Press. 1998.
- [11] 连洪祥,周民选.凹半球降落伞模型在加速和定常流中的流场观测[J].航空学报,1988,9(1):84-90.
LIAN Qixiang, ZHOU Minxuan. Experimental investigation on rigid hollow hemispherical parachute model in accelerating and steady flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9 (1): 84-90 (in Chinese).
- [12] 蒋崇文,曹义华,苏文翰.对称面圆周角对轴对称降落伞流场特性的影响[J].北京航空航天大学学报,2006,32(32):271-275.
JIANG Chongwen, CAO Yihua, SU Wenhan. Influence of circular angle in symmetric plane to the flow field characteristics of an axsymmetric parachute [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(32):271-275.
- [12] 蒋崇文,曹义华,苏文翰.轴对称降落伞稳定下降阶段的流场特性[J].航天遥感与返回,2005,6(3):10-15,46.

JIANG Chongwen , CAO Yihua , SU Wenhan. The flow field characteristics of an axisymmetric parachute in terminal descent [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing , 2005 ,6(3) :10-15 ,46 (in Chinese) .

[13] 彭勇, 张青斌, 程文科, 等. 降落伞初始充气阶段数值模拟 [J]. 中国空间科学技术, 2003 , (3) :7-12.

PENG Yong , ZHANG Qingbin , CHENG Wenke , et al . Simulation of parachute initial inflation phase [J]. Chinese Space Science and Technology , 2003 , (3) :7-12(in Chinese) .

[14] Desabrais K J , Joharit H. Reynolds number and scale effects on inflating parachute canopies [R]. AIAA 99-1736.

JALSP