

文章编号:1000-6893(2007)01-0052-06

降落伞充气过程的数值模拟

余 莉, 史献林, 明 晓

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

Numerical Simulation of Parachute During Opening Process

YU Li, SHI Xian-lin, MING Xiao

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

摘 要: 基于降落伞的重要应用与设计的实际需要,降落伞的数值模拟开始得到越来越多的重视,而充气过程是其中最为复杂的一个阶段。本文建立了平面圆形伞主充气过程中的 CFD(Computational Fluid Dynamics)与结构动力学的 MSD(Mass Spring Damper)之间的耦合模型。流场求解采用稳定性较高的标准 $k-\epsilon$ 模型,在多块贴体坐标下,获得某时间节点处的流场,并将该流场中的压力数据引入 MSD 模型,以获得下一时间节点的伞衣形状,最终获得主充气过程中伞衣形状和流场之间的动态关系。数值计算结果和实验结果及经验值比较,均有较好的一致性。充气过程的数值求解有助于提高对降落伞充气过程机理的理解。

关键词: 降落伞; 充气过程; 流固耦合; 数值模拟

中图分类号: V244.2, V445 **文献标识码:** A

Abstract: For the requirements of application and design, the numerical simulation of the parachute has aroused more and more attention. As the inflation process is the most complex stage in the whole working process of the parachute, the computation model of the canopy inflation which couples CFD(Computational Fluid Dynamics) to MSD(Mass Spring Damper) is set up. The standard $k-\epsilon$ model is adopted in the calculation of the flow field. The flow-field of the parachute is simulated by the multiple block body-fitted grid generation method and the pressure field of canopy surface for the previous time step is imported to the MSD code. The canopy shape of the next time step is obtained by the MSD model and then provided it to the CFD code again. At last, the parachute shape and the flow field are gained during the opening process. The numerical values are well consistent with the experiential results and the experiment data. These numerical results are helpful to understand the mechanism of parachute inflation process.

Key words: parachute; inflation process; fluid structure integration; numerical simulation

降落伞的工作过程分为自由坠落、拉直、充气、稳降 4 个阶段。其中充气阶段是指伞衣、伞绳全长拉直后,主伞开始充气直至伞衣全部充满这个过程。在降落伞 4 个阶段的研究中,伞衣的充气过程无疑是物理过程最为复杂,人们最难理解的一个阶段,也是人们迫切地想通过理论手段解决的阶段^[1,2],这种迫切性主要表现在 2 个方面:(1)充气时间一般很短,有时不到半秒就完成了充气过程,导致在这样的一个动态充气过程中试验状态的模拟和各项参数的记录非常困难,必须大力借助于理论分析的手段;(2)充气过程数值模拟的成功,实际上就知道了降落伞工作时伞衣表面的受力分布情况,为解决伞衣工作时的伞衣受力状况或伞衣是否破损提供了依据;(3)充气过程的

动态数值模拟,可获得运动状态和气动阻力、伞衣形状变化和流场变化之间的关系等诸多情况,从而提高降落伞的理论分析水平。

但是伞衣充气过程的模拟又是一个难度很大的课题。短时间内,伞衣外形发生急剧变化,流体结构相互作用强烈,是一个几何非线性和材料非线性并存的瞬间大变形的结构动力学现象。同时,伞衣内外的流场也很复杂,内部是显著的紊流状态,外部存在着严重的分离情况,再加上伞衣的柔软透气性,使得伞衣的流场计算难度也很大。同时对于降落伞的结构动力学和空气动力学耦合来讲,这也是一件非常复杂的事情。这种复杂性绝大部分是因为流场依赖于降落伞的形状,而降落伞的形状又依赖于流场。国内外诸多学者在这方面也作了大量的工作^[2-7],但一般是侧重于流场或结构力学场的某一方面研究,有的工作缺乏相应的实验结果验证。本文根据计算流体力学和结

收稿日期:2005-10-08; 修订日期:2006-11-21

基金项目:国家自然科学基金(10377006)

通讯作者:余莉, E-mail: yuli_happy@nuaa.edu.cn

构动力学的基本知识,建立起主充气过程的 CFD 和 MSD 模型,在此基础上进行数值求解,得到伞衣充气时形状和流场的变化情况,数值计算结果符合伞衣主充气过程的形状变化趋势。

1 模型建立

1.1 流体动力学计算模型

本文所采用的是一典型的 8 幅平面圆形伞,伞衣直径为 0.97 m,伞衣面积为 0.78 m²,无伞顶孔,其伞衣透气性极低。为此采用如下假设:

- (1) 由于伞衣透气性极低,假设伞衣的透气量为 0;
- (2) 伞衣初始充气形状及状态已知;
- (3) 忽略重力的影响;
- (4) 对于轴对称伞,在对伞衣质点进行相应处理后,可在伞衣对称平面内进行二维流场计算^[8]。

采用标准二方程紊流模型。其模型构造如下^[8]

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial\tau} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma \frac{\partial\phi}{\partial x_j}) + s \quad (j = 1, 2) \quad (1)$$

式中: ϕ 为通用变量; Γ 为广义扩散系数; s 为源项。对于连续、动量、 k, ϵ 方程分别为

$$\begin{cases} \phi = 1, v_i, k, \epsilon \\ \Gamma = 0, \mu + \mu_t, \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \mu = \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \\ s = 0, -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\mu_{\text{eff}} \frac{\partial v_j}{\partial x_i}), \\ \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j}(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}) - \rho\epsilon, \\ \frac{c_1\epsilon}{k} \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j}(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}) - c_2\rho\epsilon \end{cases}$$

假设伞衣已全长拉直并完成初始充气,进入主充气阶段,给定伞衣一个初始充气形状(半圆形加倒截锥形)^[3],采用多块椭圆形贴体坐标网格生成方法对上述方程进行求解(图 1),边界条件如下:

- 进口边界条件(1-2 面): $v_y = 30 \text{ m/s}$;
- 出口边界条件(3-4 面): $p = 0$ (表压);
- 右边界(2-3 面): $v_y = 30 \text{ m/s}$;
- 对称面(1-4 面): $v_x = 0, \frac{\partial v_y}{\partial x} = 0$

伞衣面:采用无滑移边界条件,不透气的伞衣满足关系式 $v - v_s = 0$,其中 v_s 为伞衣运动速度^[5]。

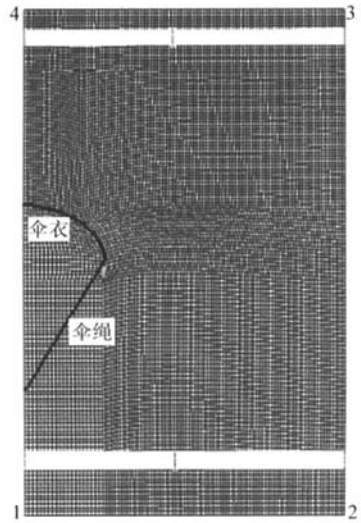


图 1 计算区域及网格分区图

Fig. 1 Illustration of computation zone and grid partition

1.2 结构动力学计算模型

降落伞是一个复杂的气动弹性体,具有敞开式织物可拉伸透气结构。一般把降落伞当成是由具有连续性、较小相对厚度和较大变形量的薄膜材料组成。由此,可将降落伞离散为一系列用阻尼弹簧连接的质点(图 2)。两质点间的受力情况见图 3,其中 F_1 为伞衣内外不同的气动力造成的

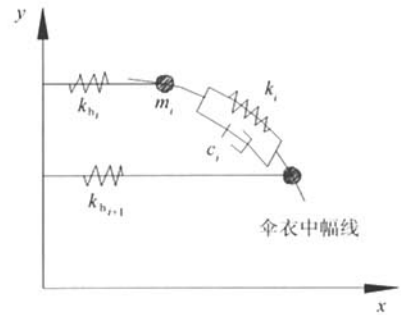


图 2 伞衣上的 MSD 模型

Fig. 2 Mass spring damper model of canopy

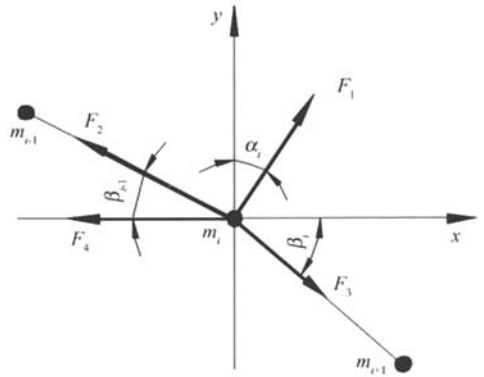


图 3 伞衣内部质点的受力情况

Fig. 3 Force diagram of the free body of canopy

压力,沿伞衣面上的气动力场由流场数值计算得到。 F_2, F_3 分别为 i 与 $i-1$ 质点、 i 与 $i+1$ 质点之间的弹性力、阻尼力之和^[2,3]; F_4 为伞衣纬向变形产生的环向力在二维平面上的分力,仅当质点 i 到 y 轴对称点的距离大于质点 i 到伞顶点的距离时,此环向力才起作用。根据牛顿运动定律,其内部质点的运动可由如下方程得到

$$\left. \begin{aligned} m_i \frac{d^2 x_i}{dt^2} &= F_1 \sin \alpha_i - F_2 \cos \beta_{i-1} + F_3 \cos \beta_i - F_4 \\ m_i \frac{d^2 y_i}{dt^2} &= F_1 \cos \alpha_i + F_2 \sin \beta_{i-1} - F_3 \sin \beta_i \end{aligned} \right\} (2)$$

其中:

$$F_1 = \Delta p_i \cdot dA_i$$

$$F_2 = k_{i-1} b_{i-1} \frac{\Delta l_{i-1}}{l_{i-1}} - c_{i-1} \frac{d(\Delta l_{i-1})}{dt}$$

$$F_3 = k_i b_i \frac{\Delta l_i}{l_i} - c_i \frac{d(\Delta l_i)}{dt}$$

$$F_4 = k_{\text{环}} b_i \frac{\Delta r_i}{r_i}$$

式中: $k_{\text{环}}$ 为环向弹性模量; k_i 为伞衣弹性模量; b_i 为伞衣质点单元宽度; c_i 为径向阻尼系数。在伞顶处, $v_{x1}=0$;伞底受伞绳交点的束缚,受伞绳弹性力、前一节点伞衣弹性力、阻尼力、内外压力的共同作用。

2 耦合及计算方法

2.1 耦合方法

实际的充气过程是一个伞衣周围流场与伞衣变形相互影响的过程,单独采用流场模型或结构模型来模拟充气过程,总是摆脱不了有部分数据来自试验或假设,同时也在许多情况下降落伞动态效应也是十分重要的,特别是降落伞的载荷峰值往往发生在伞衣形状变化剧烈的充气过程中。这就要求将伞衣周围的流场模型与伞衣的结构模型进行耦合,根据耦合程度的强弱可以分为3种情况:①结构方程和流体力学方程联立求解的强耦合方法,由于这两种方程特性相差太大,联立方程为刚性,且方程组巨大,需用巨型计算机才有可能求解;②将结构方程和流体力学方程分开求解,但要求两类方程在伞衣上每一时间点的相同物理参量的数值相同,是一种中等耦合方法,这种方法计算资源仍然很大;③将上个时间步的流场计算结果传给结构动力学方程,得到下一形状,依据下一形状进行下一时间步的流场计算,是一种松散耦合方法,计算稳定性较差,但可在普通PC机上计算。本文采用的是最后一种耦合方法,可以很

方便地得到伞衣充气过程的形状和流场情况^[9]。

2.2 计算方法及主要参数确定

降落伞的充气过程是非定常的,其流场方程和结构动力学方程应在一个方程组中完全耦合求解,目前计算机的工作能力几乎不可能实现^[9]。为此本文采用显式时间递进的松散耦合方法,在每一时间步内,将流体力学方程和结构动力学方程分别独立出来,伞衣表面为上述两组方程的耦合面。

本文正是基于这种思想,以半圆形加倒截锥形作为伞衣充气的初始起动形状,在微小时间间隔内,形状变化不大,其流场变化也不大,从而将流场问题简化为无数个准定常问题来处理,并结合降落伞的实际物理特性,在非常小的时间间隔内,用前一时刻的运动方程预测下一时间节点的形状及耦合面的物性参量,以此形状及物性参量来求流场,最后获得整个时间域的仿真结果^[2,3,9]。

在流场计算上,采用的是标准的 $k-\epsilon$ 二方程紊流模型,利用有限容积法对控制方程进行离散,用SIMPLE方法对不同的伞衣形状进行了绕伞衣流场的数值计算。同时,将伞绳和2个半幅伞衣组成伞衣模型,沿径向的伞衣质点个数为 n ,其中某一质点对应的质量为 $m(i)$,所对应的面积为 $A(i)$ (见图4)。采用有限差分法对式(2)进行离散,每一质点均受到压力、弹性力和阻尼力的作用,在经过流场计算后,将伞衣面的压力值引入MSD程序,以此得到某一形状的伞衣各质点的运动情况,来获得下一时间节点的形状。由于伞衣径向加强带相对于整个伞衣来讲,所占比例极小,由此假设伞衣质量密度均匀分布,质点之间的弹性模量依伞衣的弹性模量定,其弹性模量为30 000 N/m,伞绳弹性模量为4 000 N。伞衣节点之间径向阻尼力是由径向的质点运动引起,因为径向质点之间为受缚运动,质点沿径向的切向速度较小,为此假设阻尼力为0。

开伞过程的数值计算过程为:从伞衣初始充气形状开始(半圆形加倒截锥形),计算此时绕伞衣的流场,获得伞衣内外表面压力,将其引入MSD程序代码,获得伞衣各节点的运动情况,得到伞衣各质点的速度、加速度和某一时间步长的位移,从而得到伞衣下一时间节点的形状。以此形状进行CFD流场计算,并用前一时刻伞衣运动的速度作为伞衣流场计算的耦合条件,计算下一时间的伞衣流场。如此循环,直至伞形几乎不变。

2.3 开伞动载及阻力系数的确定

为了验证本文的计算结果,将充气过程的开

伞动载 F_k 及阻力系数 C_D 作为验算依据,其计算公式如下(图 5):

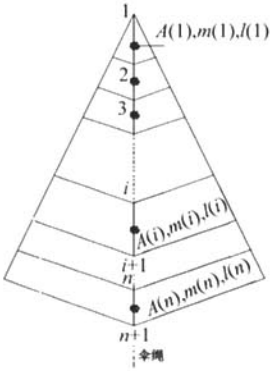


图 4 两半幅伞衣面
Fig. 4 Layout for two half-gores

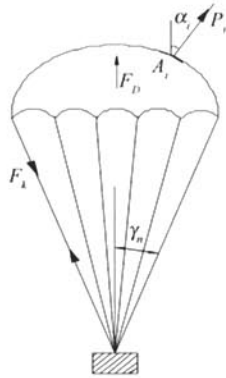


图 5 降落伞受力图
Fig. 5 Force diagram of the parachute

$$F_k = n \cdot k_n \frac{dl_{sh}}{l_{sh}} \cos \gamma_n$$

$$C_D = \frac{\int_A \Delta p_i \cdot \cos \alpha_i dA_i}{0.5 \rho v^2 A_0} \quad (3)$$

式中: n 为伞绳根数; k_n 为伞绳弹性模量; l_{sh} 为伞绳长度; γ_n 为伞绳与中心对称轴的夹角; A_0 为伞衣的特征面积。

3 计算结果

采用上述模型和计算方法,所得的伞形变化结果见图 6~图 7(每一条伞型线的时间间隔为 0.003 s)。所对应的部份流场的计算结果见图 8~图 11。

根据上述计算结果,可以看出,在初始充气形状下,由于伞衣内外压差的作用,伞衣将会向外膨胀,每一伞衣质点向外运动的结果导致伞顶、伞底均向外长大,表现为伞衣幅中线长度将会逐渐增加,在 0.024 s 时,伞顶到达最高点。同时随着变形量的增加,伞衣质点之间的弹性束缚力也增加,加上伞绳于交点处的束缚,将使伞衣向外膨胀,并逐渐张开。形成图 6 至图 7 的伞形变化曲线,且在 0.063 s 以后,由于伞底压差增大,伞底张开的越来越快。

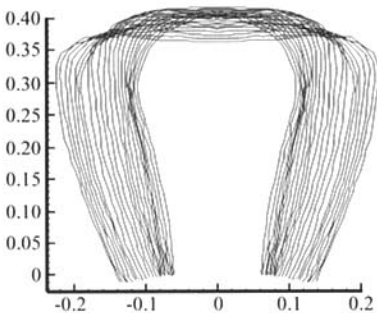


图 6 伞衣形状变化(0~0.063 s)
Fig. 6 Canopy shape vs time (0 s < t ≤ 0.063 s)

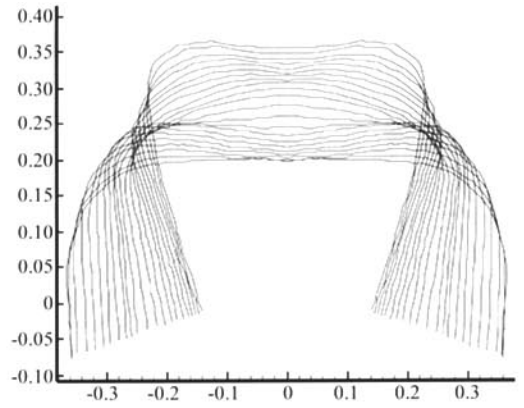


图 7 伞衣形状变化(0.066~0.129 s)
Fig. 7 Canopy shape vs time (0.066 s ≤ t ≤ 0.129 s)

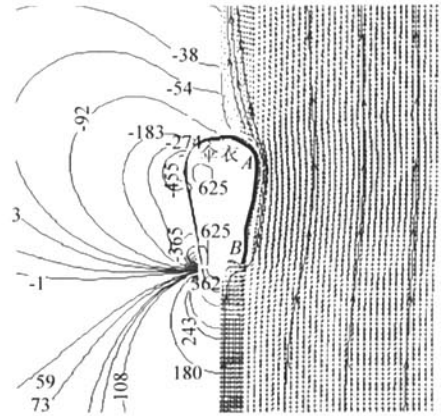


图 8 CFD 计算结果($t=0.006$ s)
Fig. 8 CFD solution ($t=0.006$ s)

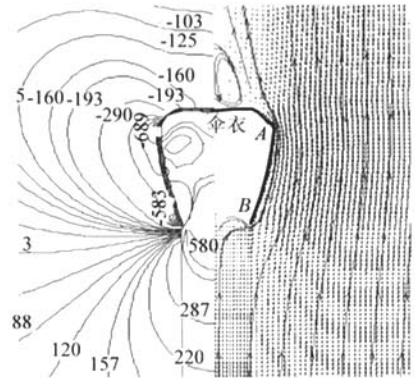


图 9 CFD 计算结果($t=0.048$ s)
Fig. 9 CFD solution ($t=0.048$ s)

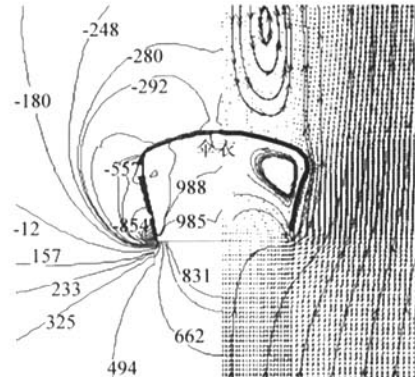
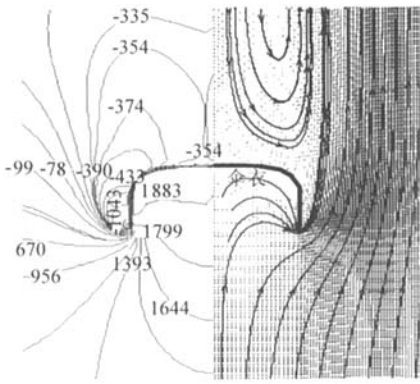


图 10 CFD 计算结果($t=0.090$ s)
Fig. 10 CFD solution ($t=0.090$ s)

图 11 CFD 计算结果($t=0.129$ s)Fig. 11 CFD solution($t=0.129$ s)

在图 7 充气过程中,会发现伞顶出现短暂的向里凹,这是因为当流场绕过不透气的伞衣时,将会在伞底 B 和伞顶边缘 A (图 8、图 9)处的伞衣外表面出现加速区,从而产生较大的负压。 A 点的内外压差大于伞顶的内外压差,在结构力学和压力的共同作用下, A 点向外膨胀程度比伞顶大,产生了短暂的伞顶向内凹情况。随后,由于弹性力的作用,又将伞顶向外拉,并逐渐张开(见图 7)。

图 8 至图 11 为任选几个形状下的数值计算流场结果(由于篇幅所限,只示出伞衣周围的流场情况),左侧为等压线,右侧为速度矢量及流线。在刚开始充气时,在伞衣边缘底部(图中 B 点)和伞顶边缘(A 点)出现明显的负压区,随着伞衣的膨胀,伞顶边缘处的负压区逐渐减弱。对于不透气的伞衣,流线绕着伞衣边缘出来,伞衣里面速度很小,由于黏性的作用,会逐渐在伞衣里面耗散掉,当伞衣几乎完全张开时,伞衣内流线绝大部分绕伞衣边缘流出。伞衣尾部会出现一对方向相反的涡,随着伞衣的逐渐张满,涡会逐渐长大,并向伞衣后移动,最后在伞衣内外压差和结构力学的共同作用下,伞衣形状维持稳定。

为了验证上述数值结果,本文采用风洞试验的方法,利用高速摄像机及动态天平(二者的感应时间均为 0.01 s,动态天平所测载荷值的有效数值为 0.001 N),对充气过程的伞形变化及开伞载荷进行了同时动态测量。其中,图 12 为充气过程的伞形变化试验结果,和数值结果相比,伞形变化

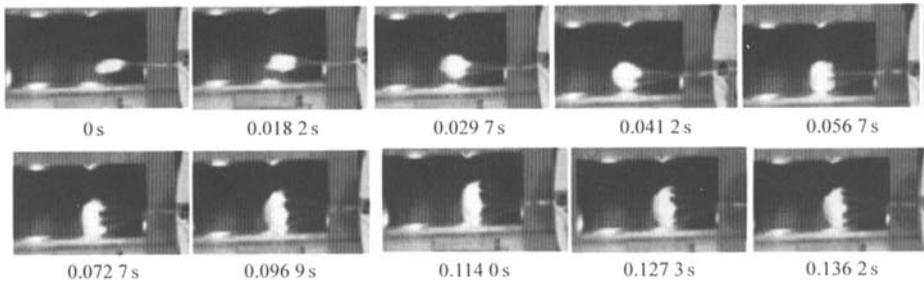


图 12 降落伞充气过程的试验结果

Fig. 12 Canopy shape vs time in the test

在时间长度上有较好的一致性。

图 13 为伞衣开伞载荷试验值和计算值的对比(假设计算起始点即为试验时的充气起始点 0.31 s),计算值的开伞载荷偏大,开伞载荷峰值也比试验值稍有提前,这是由于降落伞的弹簧模型假设,忽略了阻尼力及摩擦力的影响,伞衣变形

略大于试验情况,所产生的载荷值略大于真实值,造成了开伞载荷略有提前。试验伞衣完全充满气的时间和计算值非常接近,约在 0.130 s 左右。

图 14 为开伞时动态气动阻力系数数值计算值式(3)和经验公式计算值式(5)之间的比较。

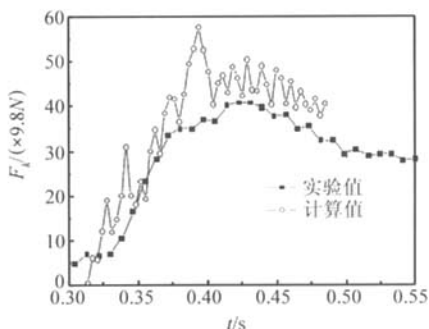


图 13 降落伞开伞载荷图

Fig. 13 Payload force vs time

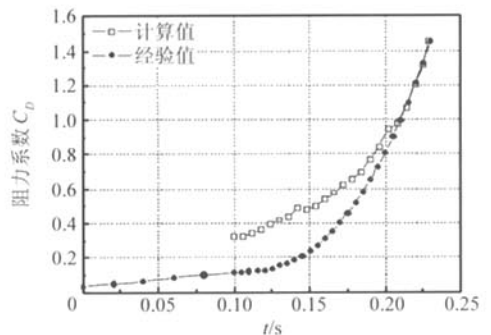


图 14 降落伞开伞过程阻力系数值

Fig. 14 Drag coefficients during the opening process

$$C_A = \begin{cases} \frac{C_{A1}}{t_{m1}} t & (0 \leq t \leq t_{m1}) \\ C_{A1} + (C_{As} - C_{A1}) \cdot \left(\frac{t - t_{m1}}{t_m - t_{m1}} \right)^n & (t_{m1} < t \leq t_m) \end{cases} \quad (5)$$

式中,充满时的阻力特征 C_{As} 取数值计算中充满状态下的阻力特征,根据实验时的伞衣形状变化情况,初始充气时间 t_{m1} 为 0.1 s,充满时间为 0.13 s(总充气时间为 0.23 s),拉直结束时阻力特征为: $C_{A0} = 0.01 \cdot C_{As}$,初始充气期的阻力特征为 $C_{A1} = 0.05 \cdot C_{As}$,据充气时间法,平面圆形伞 n 取 2~3 之间,本文取 2.5^[10]。可以得到经验值阻力系数随时间的变化情况(图 14)。

从中可以明显看出,数值计算初始状态下的阻力系数明显偏大。造成这个差距的原因有 2 个方面:首先,本次计算和试验采用的是小伞(仅 1 m²,常规降落伞一般在 40 m² 以上,航天回收伞甚至达到 1 000 m² 以上),和大伞相比,初始充气结束后时的投影面积和完全充满时的投影面积的比值要比常规伞大得多,采用常规伞 0.05 的比例系数明显偏小。另外,计算初值的充气形状和实际情况相比,有一定偏差。0.1 s 以后,随着充气过程的进行,阻力系数增加,后期阻力系数有加速增加的趋势,这一点和经验法所得趋势比较一致。表明充气后期阻力系数变化很大,充气过程更加迅速,数值离散结果和经验公式具有一致的变化趋势。

4 结 论

降落伞充气过程的研究一直是降落伞研究的重点和难点。本文在气动力学和结构力学基础上建立了 CFD 模型和 MSD 耦合模型,利用数值计算的方法较真实地得到了伞衣形状的变化情况,计算速度下的开伞载荷、充满期时间和实验结果吻合较好,阻力系数的变化情况反映出了降落伞充气加速的特性,并得到了开伞载荷和阻力系数在充气过程的数值;同时较详尽地得到了伞衣充气时的流场变化特性,从流场的角度解释了伞衣变形的特点。采用流固耦合的方法对降落伞充气过程进行研究,减小了降落伞研究中对试验数据的依赖性,有助于更好地理解降落伞的工作机理。

参 考 文 献

[1] Johari H. Aerodynamics of parachute opening [R]. ADA411095, Worcester, USA: Mechanical Engineering Department Worcester Polytechnic Institute, 2002.

[2] Benney R J, Stein K R. Computational fluid-structure interaction model for parachute inflation [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(4): 730-736.

[3] Stein K R, Benney R J, Steeves E C. A computational model that couples aerodynamic structural dynamic behavior of parachutes during the opening process[R]. ADA264115, Massachusetts: United States Army Natick Research, Natick/TR-93/029, 1993.

[4] Movey D F, Wolf D F. Analysis of deployment and inflation of large ribbon parachute [J]. J Aircraft, 1974, 11(2): 96-103.

[5] Stein K R. Simulation and modeling techniques for parachute fluid-structure interactions [D]. Minnesota: Minnesota Univ, 1999.

[6] 彭勇,张青斌,秦子增.降落伞主充气阶段数值模拟[J].国防科技大学学报, 2004, 26(2): 13-16.
Peng Y, Zhang Q B, Qin Z Z. Simulation of parachute final inflation phase[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(2): 13-16. (in Chinese)

[7] 李晓勇,曹义华,蒋崇文,等.降落伞稳定下降阶段流场的数值模拟[J].航天返回与遥感, 2004, 25(2): 5-9.
Li X Y, Cao Y H, Jiang C W, et al. The numeric simulation of the parachute flow field during terminal descent [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2004, 25(2): 5-9. (in Chinese)

[8] 陶文铨.数值传热学[M].西安:西安交通大学出版社, 2002: 333-412.
Tao W Q. Numerical heat transfer[M]. Xi'an: Press of Xi'an Jiaotong University, 2002: 333-412. (in Chinese)

[9] 彭勇,程文科,宋旭民,等.降落伞充气过程研究方法综述[J].中国空间科学技术, 2004, 24(3): 38-44.
Peng Y, Cheng W K, Song X M, et al. Summary for the research methods of parachute inflation process[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(3): 38-44. (in Chinese)

[10] 王利荣.降落伞理论与应用[M].北京:宇航出版社, 1997: 211-215.
Wang L R. Theory and application of parachute [M]. Beijing: Astronautics Publishing House, 1997: 211-215.

作者简介:



余 莉(1969—) 女,副教授,博士。主要研究方向:飞行器安全救生及生命保障、人机环境工程。
电话:025-84893739, Email: yuli_happy@nuaa.edu.cn

史献林(1983—) 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器安全救生及生命保障等方面。E-mail: muzhilin333@163.com

明 晓(1944—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:实验空气动力学及流体流动测试技术。E-mail: mingan@nuaa.edu.cn