

文章编号:1000-8055(2013)09-2037-07

冲压翼伞流场与气动操纵特性的数值模拟

张 春¹, 杨 倩², 袁 蒙³, 曹义华¹

- (1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 北京空间科技信息研究所 图书馆, 北京 100086;
3. 中国航天科工集团 第四研究院 第九总体设计部, 武汉 430040)

摘 要: 采用有限体积法求解 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 二方程湍流模型下的 Navier-Stokes (N-S) 控制方程, 对冲压翼伞的气动特性进行数值模拟, 分析翼伞的流场机理和气动操纵特性. 模拟得到的升阻特性与试验数据较吻合, 在此基础上分析前缘切口、弧形下反以及稳定幅对升阻特性的影响. 通过软件 Fluent 实现了非定常流动模拟, 研究了翼伞的非定常升力特性, 其升力系数的脉动受脱体涡的非定常过程影响, 当迎角为 16° 时, 翼伞升力变化周期为 0.36 s. 最后分析了翼伞稳定滑翔阶段的纵向静稳定性, 相比于单边后缘下拉方式, 通过闭合翼伞一侧进气口实现航向操纵更稳定有效.

关 键 词: 冲压翼伞; 数值模拟; 升阻特性; 非定常; 气动操纵特性

中图分类号: V211.59

文献标志码: A

Numerical simulation of flow field and handling aerodynamic characteristics of ram-air parachute

ZHANG Chun¹, YANG Qian², YUAN Meng³, CAO Yi-hua¹

- (1. School of Astronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Library of Beijing Institute of Space Scientific and Technological Information, Beijing 100086, China;
3. The Ninth System Design Department, The Fourth Research Academy, China Aerospace Science and Technology Corporation, Wuhan 430040, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of ram-air parachute were numerically simulated to analyze flow field mechanism and handling aerodynamic characteristics. Finite volume method was used to solve Navier-Stokes (N-S) equations and shear stress transport (SST) $k-\omega$ two-equation turbulence model was applied to simulate the turbulence. The lift-drag characteristics agreed with the wind tunnel data, and the influences of leading edge cut, arc anhedral and static panel on the lift-drag characteristics were studied. The unsteady features of ram-air parachute were calculated by software Fluent to study unsteady lift characteristics and the phenomenon of lift coefficient pulsation was caused by unsteady detached eddy. When angle of attack is equal to 16° , the cycle of lift coefficient is 0.36 s. Finally, the longitudinal static stability of ram-air parachute in steady gliding stage was analyzed and two different patterns of turning were compared. Compared with the method of edge deflection on one side, the method of closing intakes port on one side is more stable and effective.

收稿日期: 2012-08-31

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2037_002.html

作者简介: 张春(1988—), 男, 江苏泰州人, 硕士生, 主要从事空气动力学方面的研究.

Key words: ram-air parachute; numerical simulation; lift-drag characteristics; unsteady; handling aerodynamic characteristics

冲压翼伞(ram-air parachute)相比于传统降落伞,具备更优良的滑翔性能、稳定性和操纵性,这种新型降落伞通过前缘切口进入冲压空气形成滞止压力来维持伞衣形状^[1],是一种可控的气动力减速装置,目前被广泛应用于多个领域,本文中的翼伞特指冲压翼伞。

美国从 20 世纪 60 年代开始对翼伞进行风洞试验研究^[2],得到了大量的翼伞气动力数据,并在此基础上于 80 年代做了大量空投试验,推动了翼伞技术的发展。对于翼伞的设计,风洞和空投试验虽必不可少,但历时良久,耗资巨大,因而利用数值方法研究翼伞的气动特性对翼伞设计十分重要。目前,国内外兴起了对翼伞的数值模拟研究。Mittal 等^[3]对二维带前缘切口的 Clerk-Y 翼型进行了数值模拟,得到了不同雷诺数下的升阻特性;Zhu 等^[4]通过有限元法对翼伞的稳定滑翔及雀降操纵做了计算。李扬等^[5]模拟了二维冲压翼伞的非定常气动特性,成功模拟了上表面涡脱落的周期性变化;李建^[6]计算了前缘切口角度和切口高度对二维翼伞气动特性的影响。朱旭等^[7-8]计算了翼伞平面形状对翼伞气动性能的影响,详细分析了翼伞弧面下反角、翼型和前缘切口对翼伞气动性能的影响。

本文采用有限体积法求解 SST $k-\omega$ 二方程湍流模型下的 N-S 控制方程,模拟得到了的翼伞升阻特性与试验数据较吻合,在此基础上分析了前缘切口、弧形下反和稳定幅对升阻特性的影响,并研究了翼伞的非定常升力特性,最后分析了翼伞稳定滑翔阶段的纵向静稳定性,比较了翼伞的两种航向操纵方式。

1 计算方法与模型

1.1 控制方程

空气绕翼伞流动,其流动过程满足流体力学的基本控制方程

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{u}\phi) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) \quad (1)$$

式中 ϕ 表示通用求解变量; Γ 为广义扩散系数。本文的计算中,翼伞飞行速度为 12 m/s,因流速较低,空气看作理想不可压气体,即 ρ 为常量。

1.2 SST $k-\omega$ 二方程湍流模型

SST $k-\omega$ 二方程湍流模型是一种混合模型,综合了原始 $k-\omega$ 模型计算近壁面的优势和 $k-\epsilon$ 模型计算远场的优势^[9]。

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k \quad (2)$$

$$\frac{D\rho\omega}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \rho \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3)$$

式中

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)} \quad \tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j}$$

其中 Ω 为涡量, F_1 和 F_2 为混合函数。

1.3 翼伞模型

翼伞伞衣使用不透气的涂层纺织物制成,通过前缘切口进入冲压空气形成气室。翼伞上、下翼面间连以具有翼型的肋片,各肋片开有通气孔,以保证各气室压力均匀,其中与伞绳相连的为承载肋片,伞绳与承载肋片之间可能会采用三角形的稳定面结构,翼伞示意图如图 1 所示。

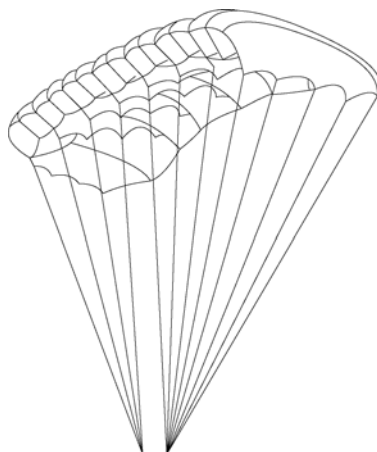


图 1 翼伞示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ram-air parachute

翼伞计算模型采用了文献^[2]中的模型 12,其三维模型如图 2 所示。

1.4 基本假设

由于真实翼伞外形及气动特性的复杂性^[10],

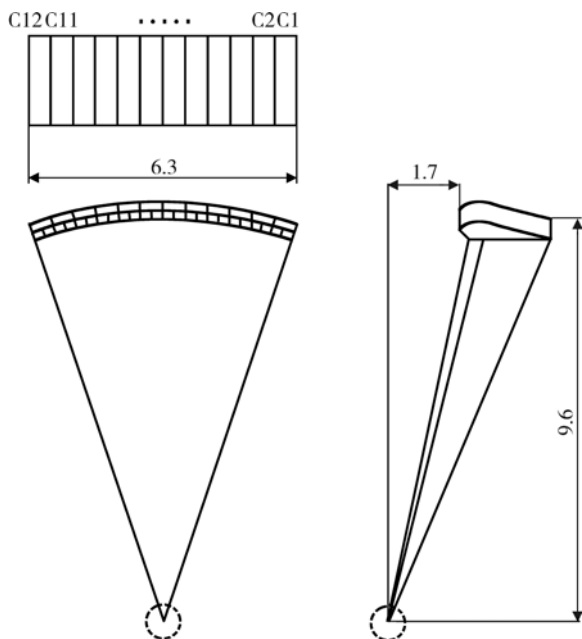


图2 翼伞三维模型(单位:m)

Fig. 2 3-D model of ram-air parachute (unit:m)

在保证计算精度的条件下,提出以下假设:

- 1) 翼伞模型为刚性模型,不考虑伞衣的变形.
- 2) 不考虑伞衣厚度的影响,近似认为伞衣材料不透气.
- 3) 流体介质为理想不可压空气,忽略伞绳对气动力的影响.

2 气动特性机理

2.1 升阻特性

所选模型的风洞试验由 NASA 的 Langley 中心于 1968 年完成,升阻特性数值模拟结果与风洞试验数据的对比如图 3 所示(C_d 为阻力系数, C_l 为升力系数, α 为迎角). 为直观地反映计算结果,采用相同翼型参数和展弦比的半刚性翼伞试

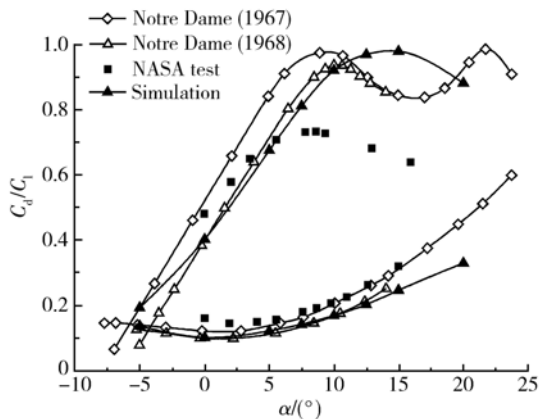


图3 升阻特性曲线

Fig. 3 Curves of lift-drag characteristics

验数据 (Notre Dame (1967) 和 Notre Dame (1968)) 也加入了图中.

从图 3 可以看出,模拟得到的升力系数曲线和 NASA 的风洞试验数据在大迎角下差别较大,主要是因为 NASA 试验采用的是全柔性翼伞,柔性引起的伞衣变形和翼伞展向弯曲等都会给气动特性带来影响,刚体计算模型则没有考虑这些因素;模拟所得的阻力系数曲线与 NASA 的风洞试验数据比较一致,说明柔性对翼伞阻力影响不明显.将模拟结果和 Notre Dame 的试验结果对比,阻力系数曲线吻合较好,小迎角下升力系数都呈线性变化,斜率相差不大,比较吻合,但大迎角情况下升力系数有明显差别,造成这种差异的原因可能是试验模型伞衣为柔性织物以及试验和计算的本身的误差.模拟得到的升阻特性曲线和 Notre Dame 的半刚性试验数据接近,在一定程度上验证了计算的准确性.

2.2 气动外形的作用

2.2.1 前缘切口

翼伞的前缘切口是使其气动特性不同于普通机翼的主要原因^[11-13].图 4 给出了翼伞的二维翼型在 6° , 12° 和 14° 迎角下的流场分布.

从流场图可以看出,翼伞腔内的空气流速很低,表明翼伞内部空气接近滞止,形成高压,从而可以维持充气外形.各迎角下,翼伞前缘切口下缘均出现了明显的分离,这是翼伞相对于普通机翼所特有的绕流流态,类似于平板绕流,主要是因为翼伞腔内压力很大,在前缘切口下缘处形成较大的逆压梯度;大迎角下,前缘切口还使得伞衣上表面前缘与后缘都发生分离,导致翼伞翼型相对于普通机翼的翼型失速较早,这和文献[12]中所描述的二维翼型升阻特性变化相一致.

2.2.2 弧形下反

翼伞在气动力作用下会下拱,从而提供展向分应力以保证翼伞的气动外形稳定. Jann^[10] 从理论上推导了下拱对翼伞升阻力的影响.本文主要计算了平直翼伞和弧形翼伞在横侧风影响下的速度场及压力场分布,如图 5 所示.

平直翼伞较弧形翼伞在横侧风影响下伞衣表面压力分布更不均衡,沿气流方向,平直翼伞后缘分离区较大,从而产生较大的滚转力矩,而弧形翼伞表面压力分布相对来说较为均衡,前后缘分离区都不大,因此产生的滚转力矩应该较小.计算表明,弧形翼伞在横侧风下的滚转力矩系数为

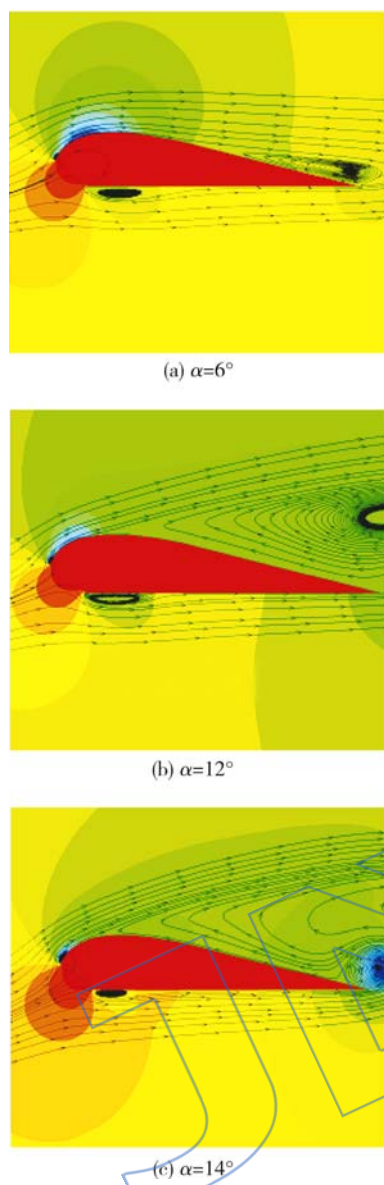


图 4 不同迎角下翼伞的流场分布

Fig. 4 Flow field of ram-air parachute in different angles of attack

0.073, 比平直翼伞的滚转力矩系数 0.201 要小很多, 说明弧形下反有助于翼伞横侧稳定性的提高.

2.2.3 稳定幅

在翼伞两侧, 操纵绳通过稳定幅与伞衣相连, 稳定幅的存在相当于增加了翼伞的有效弧度, 有助于增加伞衣结构稳定性和翼伞滚转静稳定性. 图 6 是带稳定幅和不带稳定幅的翼伞流场分布.

对比流场图, 带稳定幅翼伞上表面的分离被推迟, 因此可以增大翼伞失速迎角, 减小翼尖涡的强度, 但计算发现稳定幅对翼伞的阻力系数基本没有影响, 原因可能是稳定幅造成的伞衣下表面压力增大带来的阻力增大与翼尖涡产生的诱导阻力减小基本抵消.

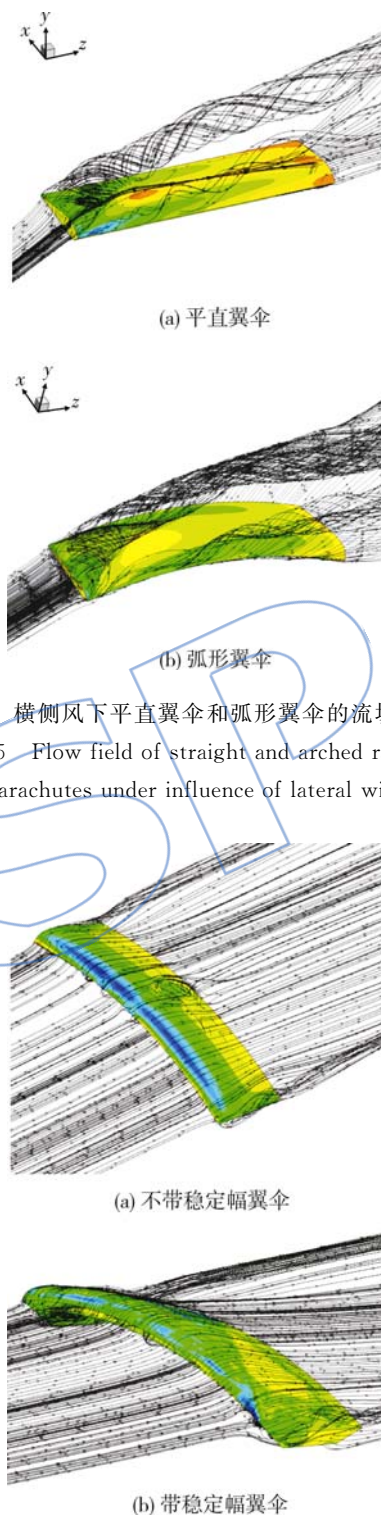


图 5 横侧风下平直翼伞和弧形翼伞的流场分布
Fig. 5 Flow field of straight and arched ram-air parachutes under influence of lateral wind

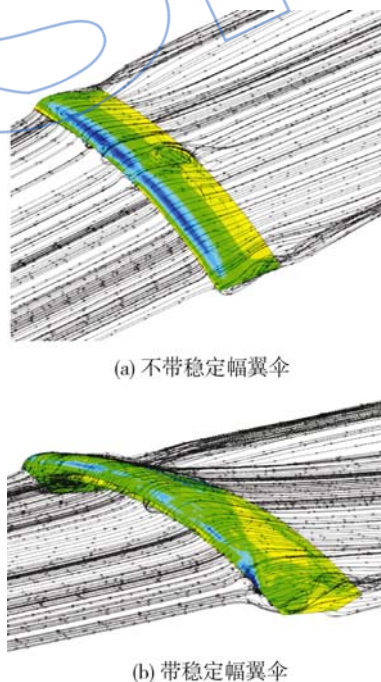


图 6 不带稳定幅翼伞和带稳定幅翼伞的流场分布
Fig. 6 Flow field of ram-air parachute without and with static panel

2.3 非定常气动特性

2.3.1 二维非定常气动特性

流体的非定常涡量场对于流场的涡运动有着最为直观的表达, 二维翼伞在小迎角情况下, 表面

流场比较稳定,因此升阻力相对也比较稳定,当 $\alpha \geq 13^\circ$ 时,升力系数表现出周期性的波动,以 α 为 $6^\circ, 12^\circ, 14^\circ$ 和 16° 为例,升力系数随时间变化曲线如图7所示。

从图7中可以看出,当 $\alpha = 16^\circ$ 时翼伞的升力曲线呈周期性变化,周期 $T = 0.36\text{ s}$,在一个周期内伞衣表面的速度场变化如图8所示,时间间隔为 0.06 s ,可以看到伞衣上表面涡的脱落过程,经过 0.36 s 后流场基本回到了之前的状态,很明显,这一涡脱落的非定常过程直接导致升力系数出现脉动。

2.3.2 三维非定常气动特性

对于三维翼伞,以 α 为 $-6^\circ, 14^\circ$ 和 16° 为例,其升力系数随时间的变化曲线如图9所示。从图中可以看出:当迎角为正时,在很大的迎角变化范

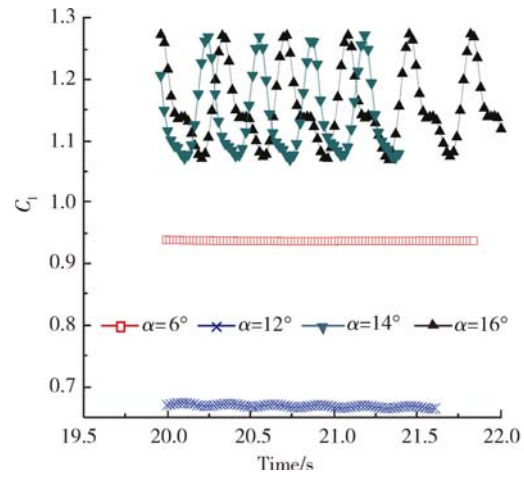


图7 不同迎角下二维翼伞升力系数随时间变化
Fig. 7 Lift coefficient of 2-D ram-air parachute in different angles of attack varying with time

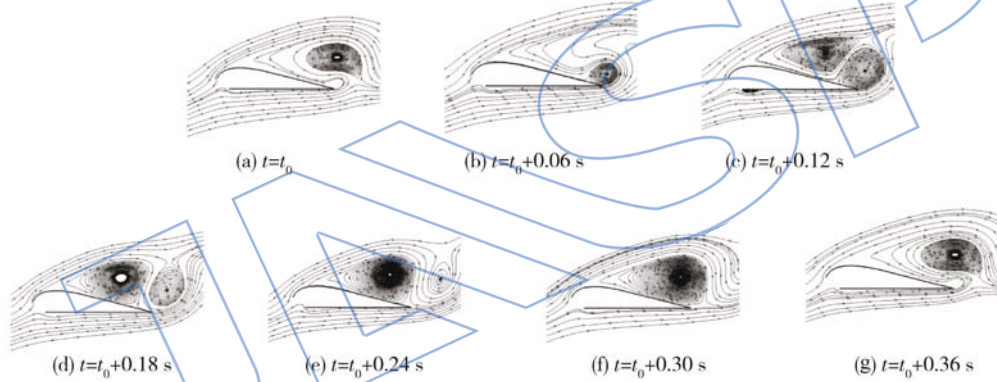


图8 $\alpha = 16^\circ$ 时二维翼伞的非定常流场
Fig. 8 Unsteady flow field of 2-D ram-air parachute when $\alpha = 16^\circ$

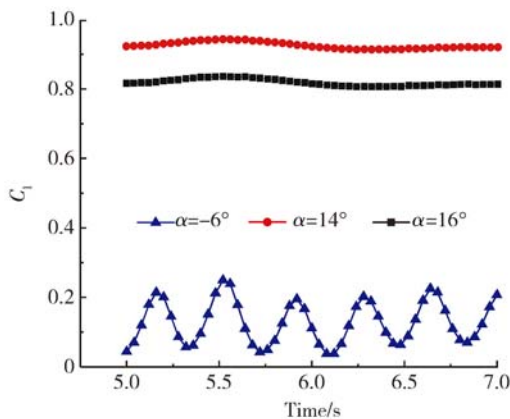


图9 不同迎角下三维翼伞升力系数随时间变化
Fig. 9 Lift coefficient of 3-D ram-air parachute in different angles of attack varying with time

围内升力系数随时间变化并不明显;当迎角为负时,下翼面的脱体涡造成升力系数的周期性变化。

3 气动操纵特性

3.1 稳定滑翔阶段纵向静稳定性分析

翼伞稳定滑翔时的受力情况如图10所示(假设伞衣重心与气动中心重合,实际情况可能会稍微有差距)。G为伞衣质量,W为载荷质量,力矩参考点为载荷重心。滑翔角 θ 、安装角 Φ 以及迎角 α 之间有如下关系:

$$\theta = \alpha + \Phi \quad (4)$$

可见,翼伞系统在稳定滑翔阶段的静稳定条件为

$$C_m = 0 \quad \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (5)$$

翼伞相对于载荷重心的俯仰力矩系数(C_m)

曲线如图 11 所示. C_m 曲线与 x 轴的交点所对应的迎角即为平衡迎角. 平衡迎角的确定对翼伞安装角的设计有指导作用.

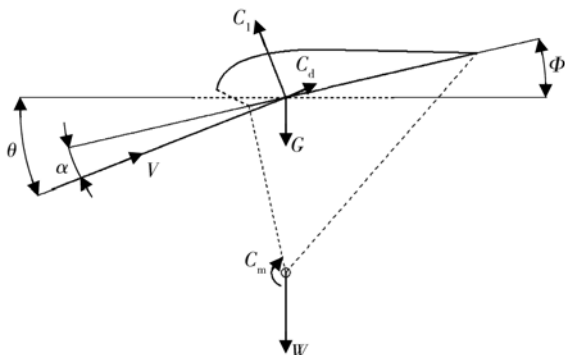


图 10 翼伞稳定滑翔时的受力情况

Fig. 10 Force on ram-air parachute in steady gliding stage

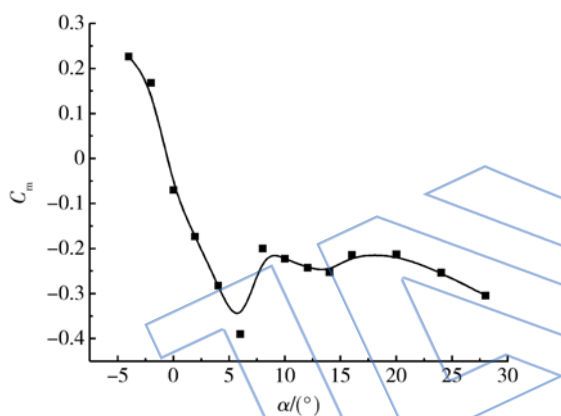


图 11 翼伞的俯仰力矩系数曲线

Fig. 11 Curve of pitch moment coefficient of ram-air parachute

由图 11 可知,翼伞的静稳定平衡迎角 α_{m0} 一般较小. 翼伞在翱翔或滑翔状态下,需要使其迎角保持在 α_{m0} 附近,以保证翼伞的纵向静稳定性. 所以设计翼伞时一般使后绳比前绳长,以取得与滑翔角 θ 接近的安装角 Φ .

3.2 航向操纵气动特性

要使翼伞具有较好的偏航操纵特性,则相应地要提供足够的偏航力矩. 翼伞的航向操纵有两种方法:一是拉下一边后缘,二是用操纵绳闭合外翼一侧的几个进气口^[14-15]. 下拉一边后缘,则翼伞对称平面两侧的流场也会相应变得不对称,在 0° 迎角下,这种操纵方式下的伞衣上、下表面压力分布如图 12 所示. 进一步计算了三维翼伞闭合—侧进气口的气动特性,此操纵下伞衣上、下表面的压力分布如图 13 所示.

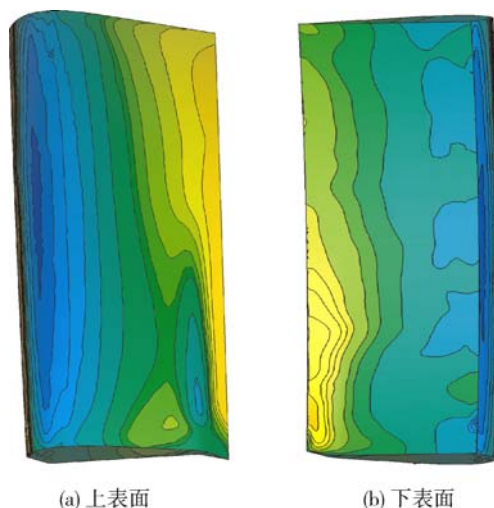


图 12 单边下拉操纵的翼伞上、下表面压力分布
Fig. 12 Pressure distribution of upper and lower surfaces of ram-air parachute by method of edge deflection on one side

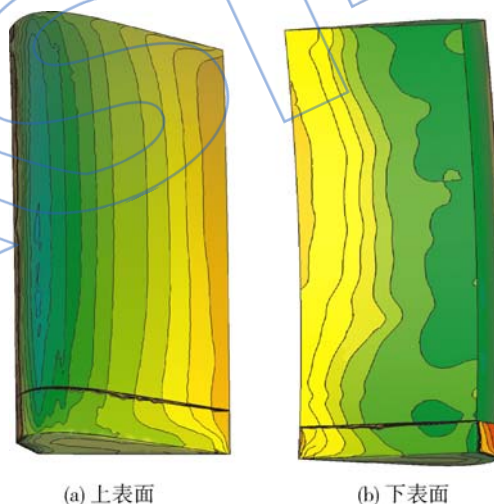


图 13 闭合—侧进气口的翼伞上、下表面压力分布
Fig. 13 Pressure distribution of upper and lower surfaces of ram-air parachute by method of closing intake port on one side

闭合—侧进气口后,伞衣上表面压力分布变化不大,其对流场的影响主要在伞衣下表面,而拉下一边后缘使得伞衣上下表面流场都发生较大的变化,这样可能会给操纵带来不稳定. 将两种航向操纵下的偏航力矩($C_{m,y}$)与滚转力矩($C_{m,x}$)进行对比分析,如图 14 所示. 单边后缘下拉相对于闭合—侧进气口能够产生更大的偏航力矩,但是同时产生的滚转力矩会使翼伞向反方向侧滑,导致操纵员或负载发生较大震荡,而下拉—侧因阻力增加致使速度减小导致升力降低起到的侧滑作用会

明显大于 $C_{m,x}$ 的作用,这种情况可能会导致翼伞盘旋下降失速。后者虽然产生的直接操纵力矩较低,但是偏航力矩和滚转力矩会引起同方向的偏航,对于操纵员来说稳定性与可控性更好。

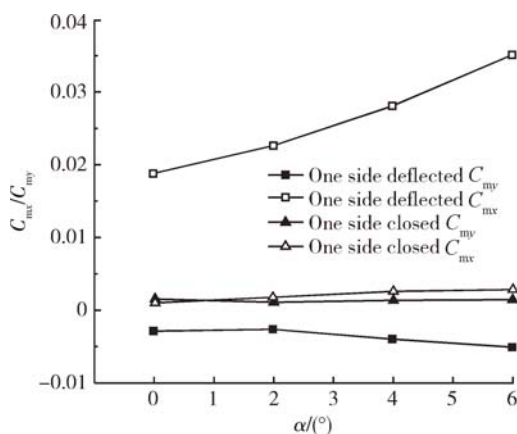


图 14 两种操纵方式的力矩特性对比

Fig. 14 Comparison of moment characteristics in two patterns of turning

4 结 论

本文对冲压翼伞的流场特性和气动操纵特性做了数值模拟研究,主要得出以下结论:

1) 各迎角下,翼伞前缘切口下缘均出现了明显的分离。大迎角下,前缘切口还使得伞衣上表面前缘与后缘都发生分离,导致翼伞翼型相对于普通机翼的翼型失速较早。

2) 平直翼伞较弧形翼伞在横侧风影响下伞衣表面压力分布更不均衡,说明弧形下反有助于翼伞横侧稳定性的提高。

3) 稳定幅能够减小翼尖涡的强度,延缓伞衣上表面气流分离,增大失速迎角,流态的变化对阻力系数影响较小。

4) 前缘切口使得翼伞在大迎角下具有明显的非定常气动特性。对于二维翼伞,迎角为正时,上表面产生脱体涡,这一脱体涡导致升力系数在某一迎角后随时间周期性波动;而三维翼伞在负迎角时升力系数有较为明显的变化。

5) 翼伞的单边后缘下拉和闭合一侧进气口都能实现航向操纵。对于冲压翼伞,闭合翼伞一侧进气口实现航向操纵的方式更稳定有效。

参考文献:

[1] Knacke T W. Parachute recover systems design manual[R].

Santa Barbara, California; Para Publishing, ADA247666, 1991.

[2] Nicolaides J D. Parafoil wind tunnel tests[R]. Indiana: University of Notre Dame, AD 731564, 1971.

[3] Mittal S, Saxena P, Singh A. Computation of two-dimensional flows past ram-air parachutes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluid, 2001, 35(6): 643-667.

[4] Zhu Y, Moreau M, Accorsi M, et al. Computer simulation of parafoil dynamics[R]. AIAA-2001-2005, 2001.

[5] 李扬, 夏刚, 秦子增. 基于预处理方法的冲压式翼伞非定常气动特性数值研究[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(2): 1-4.

LI Yang, XIA Gang, QING Zizeng. Preconditioning Numerical simulation of unsteady aerodynamics of ram-air parachutes[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2004, 25(2): 1-4. (in Chinese)

[6] 李建. 前缘切口对冲压式翼伞的气动力影响[J]. 航天返回与遥感, 2005, 26(1): 36-41.

LI Jian. The aerodynamic influence of the cutter of the front edge of parafoil[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2005, 26(1): 36-41. (in Chinese)

[7] 朱旭, 曹义华. 翼伞平面形状对翼伞气动性能的影响[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1988-2007.

ZHU Xu, CAO Yihua. Numerical simulation of platform geometry effect on parafoil aerodynamic performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1988-2007. (in Chinese)

[8] 朱旭, 曹义华. 翼伞弧面下反角、翼型和前缘切口对翼伞气动性能的影响[J]. 航空学报, 2012, 33(7): 1189-1200.

ZHU Xu, CAO Yihua. Effects of arc-anhedral angle, airfoil and leading edge cut on parafoil aerodynamic performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7): 1189-1200. (in Chinese)

[9] Koubogiannis D G, Athanasiadis A N, Giannakoglou K C. One-and two-equation turbulence models for the prediction of complex cascade flows using unstructured grids [J]. Computers and Fluids, 2003, 32(8): 403-430.

[10] Jann T. Aerodynamic coefficients for a parafoil wing with arc anhedral theoretical and experimental results [R]. AIAA-2003-2006, 2003.

[11] Brown G J. Parafoil steady turn response to control input [R]. AIAA 93-1241, 1993.

[12] 王丽荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.

[13] Balaji R, Mittal S, Rai A K. Effect of leading cut on the aerodynamics of ram-air parachutes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2005, 47(6): 1-17.

[14] 张顺玉, 秦子增, 张晓今. 可控翼伞气动力及降落操纵力仿真计算[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(3): 21-24.

ZHANG Shunyu, QIN Zizeng, ZHANG Xiaojin. The calculation of aerodynamic and flare control force for controlled parafoil[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(3): 21-24. (in Chinese)

[15] Mohammadi M A, Johari H. Computation of flow over a high-performance parafoil canopy[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1388-1345.