

可控翼伞气动力及雀降操纵力仿真计算^{*}

张顺玉 秦子增 张晓今

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 本文建立了可控翼伞气动力计算的等效翼型—柔性模型以及雀降操纵力计算的双体铰接模型。用曲面涡格法对翼伞的气动力进行了计算,在此基础上,对翼伞的雀降操纵力也进行了计算。

关键词 可控翼伞, 气动力, 雀降, 操纵力

分类号 V414.34

The Calculation of Aerodynamics and Flare Control Force for Controlled Parafoil

Zhang Shunyu Qin Zizeng Zhang Xiaojin

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract In this paper, the "equivalent airfoil flexible model" for the aerodynamic calculation and the "two body hinged model" for the flare control force calculation of a parafoil is established. The aerodynamics of the parafoil is calculated by using the nonplane-vortex grid-method. On the basis of these calculation results, the flare control force is calculated.

Key words controlled parafoil, aerodynamics, flare, control force

可控翼伞比传统降落伞具有更优越的操纵性能,通过控制翼伞的后缘操纵绳,可以使其实现灵活的转弯或“雀降”。这一特性具有很重要的应用价值,引起国内外研究者的关注。充分掌握翼伞雀降操纵力的规律,对实现翼伞雀降的最优控制,具有非常重要的意义。

由于翼伞实验的难度大、费用高,因此,探索数值计算的方法,就成为重要的研究方向。文献[4]、[5]对翼伞的飞行动态特性(包括雀降性能)进行过一些数值分析,但未对翼伞的雀降操纵力做出进一步的计算。本文建立了翼伞气动计算和雀降操纵力计算的模型,对翼伞的气动力进而对“最优”雀降时翼伞的雀降操纵力进行了计算。计算结果与实验结果进行了必要的比较分析。本文的研究结果,可为翼伞雀降的理论及实验研究提供借鉴。

1 气动力计算模型及方法

冲压翼伞是一种利用冲压空气来保持设计形状的柔性翼,充气后,不仅形状接近于机翼,而且也具有与机翼相似的绕流图画。但由于它的柔性,翼伞又具有不同于刚性机翼的一些特性。首先,翼伞翼型可能随压力分布变化而有变形,这使翼面气流分离比较平稳,分离气流还可能重新附着,使升力损失比较缓慢,直到攻角很大时仍不出现明显的失速^[1,6]。其次,当雀降过程中控制翼伞后缘下偏时,翼伞的后部将明显下折,而前部变形很小,表现了明显的柔性效应^[3]。据此分析,建立了翼伞气动力计算的等效翼型—柔性模型,该模型作了以下简化假设:

- (1) 不考虑翼伞伞绳、稳定幅、前缘切口等结构的影响;
- (2) 不考虑翼伞气室充气后的变形;
- (3) 考虑翼伞翼型的弯度,假设模型未发生分离和柔性变形前纵向剖面为翼伞的设计翼型;
- (4) 考虑翼伞翼面气流的分离和翼伞的柔性效应,假设翼伞此时的翼型为一等效翼型;

* 1998年5月26日收稿

第一作者:张顺玉,女,1975年生,硕士

等效翼型—柔性模型如图 1 所示，其中，等效翼型的选取与翼伞展弦比 AR 、攻角 α 、后缘下偏角 β 等有关，能在一定程度上反映翼伞绕流的分离及翼伞柔性对翼伞气动力的影响。

用曲面涡格法对翼伞的气动力进行计算。曲面涡格法的计算思想与平面涡格法类似，只是布置马蹄涡的物理平面为曲面，且马蹄涡的自由涡沿着此曲面伸展到无穷远的下游，依曲面不断改变方向。如图 2 所示。

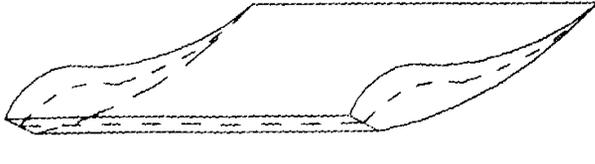


图 1 气动力计算模型示意图

Fig. 1 Physical model of aerodynamics calculation

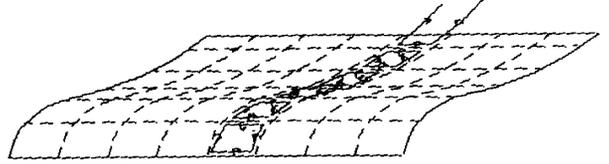


图 2 曲面涡格法示意图

Fig. 2 Demonstration of nonplane-vortex-grid-method

用曲面涡格法可以求得各个涡元的涡强。根据儒可夫斯基定理，可以得到翼伞任一点处的微元气动力，进而可以得到翼伞每一点处上下翼面的压强差及总的气动力系数。

2 气动力计算结果分析

用前面所述的等效翼型—柔性模型以及曲面涡格法，这里对翼伞的气动力进行了计算。下面列出了部分计算结果曲线，并对计算结果进行了一些分析。

图 3 是翼伞正常飞行时（无后缘下偏）升力系数 C_l 的计算结果与风洞实验结果的对比。其中，实验数据取自 Notre Dame 大学和 NASA Langley 中心的一组翼伞模型实验（见文献 [2]）的结果。由图 3 可以看出，计算结果与实验结果在较大攻角范围内符合得都比较好。这初步表明，等效翼型—柔性模型不仅能较好地模拟翼伞失速前的状态，对翼伞的气流分离、柔性变形等复杂现象在一定程度上也能模拟；曲面涡格法能沿翼伞模型等效中弧面上布涡，可方便地考虑翼伞的弯度及分离、柔性等导致的等效翼型的变化，是计算翼伞气动参数的一种可行方法。据此，不妨把曲面涡格法及翼伞的等效翼型—柔性模型推广运用于雀降状态的计算。

图 4 是翼伞雀降状态下（有后缘下偏）气动力的部分计算结果，由于后缘下拉时实验的难度更大、数据更少、可靠性也有所降低，因此，这里未列出其与计算结果的对比。从图 4 中可以看出，升力系数随下拉量增大而明显增大；后缘下拉时升力系数曲线与未下拉时基本相似。这说明，翼伞后缘下拉时可看成翼型弯度增大，即等效翼型—柔性模型的假设对此时翼伞气动性能的模拟依然有效。

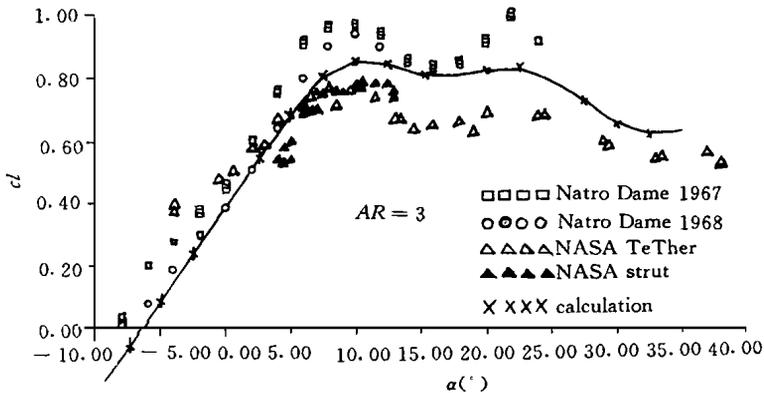


图 3 AR = 3 时翼伞升力系数计算结果与实验结果的对比

Fig. 3 Comparison of test data and calculation for AR3.0 lift coefficient

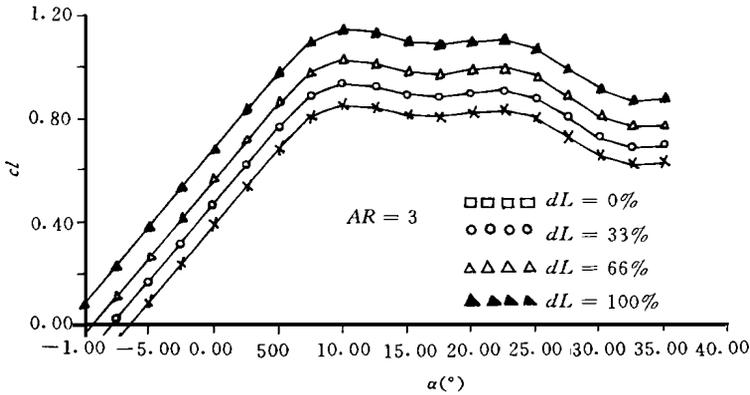


图4 AR=3 后缘下拉时升力系数的计算结果曲线

Fig. 4 Calculation of AR3.0 lift coefficient with flap deflection

3 雀降操纵力计算模型及方法

可控翼伞的雀降, 是通过下拉操纵绳 (即末排伞绳) 来实现的。雀降操纵力对翼伞系统而言, 是一个内力, 因此, 需要找到合适的隔离体, 建立合理的计算模型, 才能进行翼伞雀降操纵力的计算。通过对翼伞的结构性能进行分析可知, 翼伞有如下重要特征:

- (1) 翼伞尾部具有较小的刚度;
- (2) 翼伞在有伞绳连接处不易变形;
- (3) 当下拉操纵绳时, 翼伞前部的 3/4 形状改变很小, 只有后部的 1/4 明显下偏;
- (4) 控制翼伞后缘下偏时, 冲压空气压力产生的阻尼力矩可忽略不计。

据此分析, 可将翼伞简化为一个双体铰接模型, 其后部 1/4 与前部之间由一转动铰链 O 连接, 如图 5 所示。

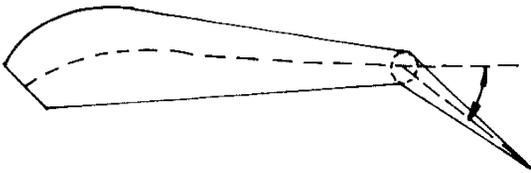


图5 翼伞操纵力计算双体铰接模型示意图

Fig. 5 Demonstration of two body hinged model

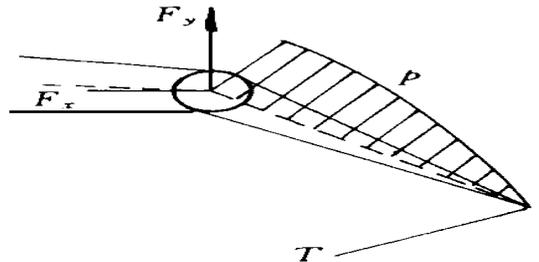


图6 翼伞下偏部分受力图

Fig. 6 Demonstration of dynamic balance of flap

在上述双体铰接模型中, 以翼伞的下偏部分为研究对象, 根据它的受力与运动情况, 即可列出包含雀降操纵力 T 的动力学方程。

翼伞下偏部分受到铰链约束力 F_x 、 F_y 、气动压力 p 、雀降操纵力 T 及惯性力的作用。由于翼伞的下偏部分质量较小, 因此可不必考虑下偏部分惯性力的作用; 铰链约束力 F_x 、 F_y 对铰点 O 不产生力矩。因此, 可以认为气动压力 p 和雀降操纵力 T 共同维持了下偏部分对铰点 O 的力矩平衡。如图 6 所示。

据此, 可以列出下偏部分对铰点 O 的力矩平衡方程如下:

$$T d = \int_{\frac{3b}{4}}^b \left(\sum_{i=1}^n p_i dS_i \right) dx \quad (1)$$

其中, dx 是微元控制点到铰点 O 的距离, d 是操纵力的力臂, 可由下拉量 dL 及翼伞几何参数求得。

利用前面气动计算的模型及方法, 可以得到各种展弦比时不同攻角及下偏角所对应的压力分布 p ,

由方程(1),即可得到此刻的雀降操纵力 T 。

4 雀降操纵力计算结果分析

采用前面所述雀降操纵力计算的模型和方法,这里对“最优”雀降时翼伞的雀降操纵力进行了计算。其中,“最优”雀降时攻角随下拉量的变化规律取自文献[4]。雀降操纵力的计算结果如图7,图8是操纵力随下拉量变化的实验曲线^[3]。

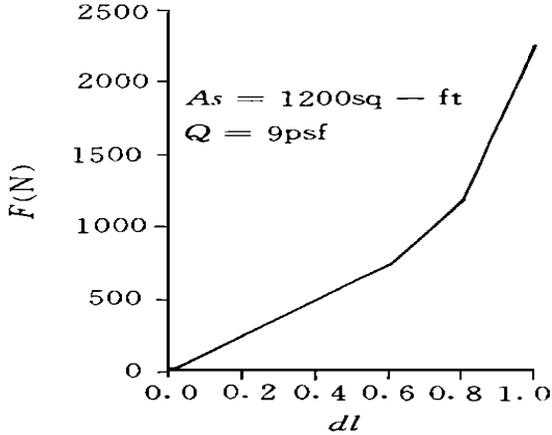


图7 雀降操纵力随下拉量变化的计算结果

Fig. 7 Calculation of flare control force vs deflection

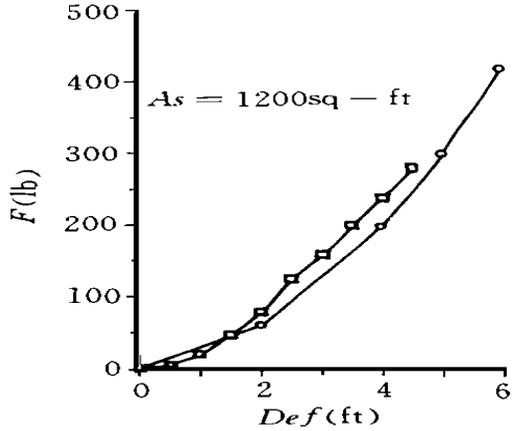


图8 雀降操纵力随下拉量变化的实验结果

Fig. 8 Test data of flare control force vs deflection

两者对比可以看出,操纵力计算结果和实验结果有相同的变化趋势,两者均随下拉量的增大而增大。由此可见,这里为翼伞雀降操纵力计算所建立的模型及方法是基本合理的。

综上所述,翼伞气动计算的涡格法和等效翼型—柔性模型以及雀降操纵力计算的双体铰接模型在一定程度上体现了翼伞的特征,能够完成翼伞雀降过程中气动力及操纵力的一些计算,可以为可控翼伞的雀降控制提供一个有利的借鉴。

参考文献

- 1 Nicolaidis J D, Tragarz M A. Parafoil Flight Performance. AIR FORCE: 20-9-71/250, 1971
- 2 Nicolaidis J D. Parafoil Wind Tunnel Tests. AFFDL-TR-70-146, 1971
- 3 Geiger R H Wailes W K. Advanced Recovery System Wind Tunnel Test. N 90-27653, 1990
- 4 Xiao Xiyu, Qin Zizeng. The Simulation of Aerodynamics for a Controlled Parafoil. ICES'92, HongKong, 1992
- 5 张晓今. 可控翼伞雀降性能研究. 国防科技大学学报, 1997 (4)
- 6 徐华舫, 张炳暄. 亚、超音速定常位流的面元法. 北京: 国防工业出版社, 1981