

前缘切口对翼伞气动性能的影响

聂 帅¹, 曹义华¹, 田似营^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国航天科工集团公司 中国航天科工飞航技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 对带不同前缘切口和弧面下反角以 Clark-Y 翼型为基础翼型的翼伞分别进行了二维和三维的数值模拟, 详细分析了前缘切口和弧面下反角对翼伞气动性能的影响. 结果表明: 前缘切口在增强翼伞的滑翔性能的同时, 导致升力系数减小, 阻力系数增加, 且切口越大, 升力系数损失越严重; 前缘切口的“唇部”可有效降低翼伞型阻; 弧面下反角越大, 翼伞升力损失越大; 所推导的修正 LLT (lift line theory) 模型, 在中小迎角范围内, 具有很高的精度.

关 键 词: 翼伞; 前缘切口; 弧面下反角; 气动性能; 升阻特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Effect on parafoil aerodynamic performance of leading edge

NIE Shuai¹, CAO Yi-hua¹, TIAN Si-ying^{1,2}

(1. School of Astronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Aerodynamic Technology Academy,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Two-dimensional and three-dimensional steady flow field of parafoils with profile based on Clark-Y and with different leading edges and arc-anhedral angles were numerically simulated without considering the impact of flexibility, so as to study the effect of leading edge and arc-anhedral angle on parafoil aerodynamic performance. Results show that while enhancing the glide performance, the leading edge cut leads to the decrease of lift coefficient and increase of drag coefficient, and the reduction of lift coefficient gets more severe with the increase of cut size; the lip located in leading edge cut can effectively reduces the profile drag of parafoil; the lift reduction of parafoil increases as the value of arc-anhedral angle gets larger; in addition, this modified LLT (lift line theory) model exhibits high accuracy within the range of small and median angles of attack.

Key words: parafoil; leading edge; arc-anhedral angle; aerodynamic performance; lift-drag characteristics

随着美国精确空投系统(JPADS)的成功实施, 作为具有优良滑翔性能和可控性能的飞行器——冲压翼伞逐渐走近人们的视野. 由于翼伞成本低廉, 目前被广泛应用于飞行器回收、救灾物资投放及体育运动等各领域. 美国于 20 世纪 60 年代开始进行翼伞研究, 并进行了一系列的风洞

试验以及数值模拟计算^[1-4], 研究表明翼伞前缘切口形式对其气动性能有很大影响. Ross^[5]在 1993 年研究了具有前缘切口的二维翼型 LS(1)-0417 的流场特性, Balaji 等^[6]在 2005 年作了类似研究, 2010 年 Mohammadi 等^[7]研究了带有“唇部”前缘切口的 Clark-Y 翼型, Eslambolchi 等^[8]在 2013

年研究了三维翼伞的绕流特点, 国内的李杨等^[9-10]对二维翼伞后缘下拉时的气动特性进行了数值模拟研究, Han 等^[11]则对带气室和不带气室的翼伞模型分别进行了大迎角下的数值模拟并讨论了翼伞气室的影响, 本课题组的朱旭等^[12-13]对不同平面形状的翼伞模型进行了优化探索, 详细研究了弧面下反角对翼伞气动性能的影响, 并就前缘切口形状对翼伞气动性能的影响进行了初步的探讨。总体来看, 国内对于翼伞气动性能的三维数值模拟研究不多, 且对翼伞前缘切口形状的研究不够深入。

本文基于以上成果, 分别在二维和三维定常环境下对多种不同前缘切口形式和弧面下反角的翼伞模型进行数值模拟, 分析了前缘切口和弧面下反角对翼伞气动特性的影响规律以及流场特点, 得出了关于前缘切口和弧面下反角影响翼伞气动特性的有关结论, 同时, 本文也修正了适用于翼伞升力系数计算的 LLT (lift line theory) 方法并对翼伞升力系数计算的其他方法进行了总结。

1 计算构型及数值方法

1.1 模型建立及网格生成

计算的翼伞模型以 Clark-Y 翼型为基础翼型, 分别构建了 5 种二维模型和 7 种三维模型, 几何参数如表 1 和表 2 所示, c 为平均气动弦长, β 为弧面下反角, b 为展长, R 为绳长, 如图 1 所示, 图 2 为翼伞的切口示意图, 其中切口类型包含切口长度和切口角度。

由于翼伞外形的复杂性, 建模时采用了如下假设: ①不考虑气室影响, 翼伞模型为刚性, 类似于弧形刚性机翼; ②忽略伞衣厚度及透气性, 默认伞衣为刚性壁面。③流场计算采用定常假设, 忽略翼伞载荷和伞绳对气动性能的影响模型建模采用 Rhinoceros 软件生成, 网格采用软件 Gridgen 和 ICEM 建立, 伞衣表面附近加密, 生成贴体结构网格, 伞衣采用壁面边界条件, 近壁面进行网格加密处理, 流场网格如图 3 所示。

表 1 二维翼伞模型

Table 1 Two-dimensional parafoil models

参数	模型				
	A	B	C	D	E
切口长度		0.05c	0.1c	0.1c	0.1c
切口角度/(°)		135	135	150	135
唇口长度					0.026c

表 2 三维翼伞模型

Table 2 Three-dimensional parafoil models

模型	剖面	$\beta/(^\circ)$	b/m	R/m
H	A	10	3	4.3
I	B	10	3	4.3
J	C	10	3	4.3
K	D	10	3	4.3
L	E	10	3	4.3
M	C	5	3	8.6
N	C	15	3	2.87

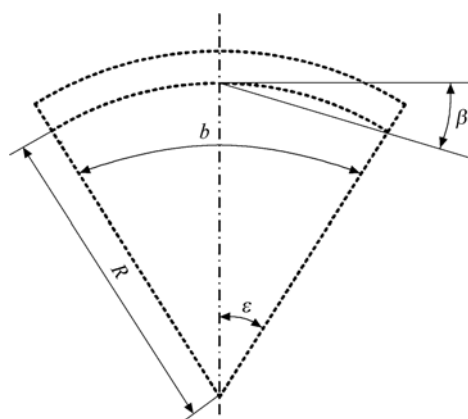


图 1 翼伞示意图

Fig. 1 Schematic diagram of parafoil



图 2 翼伞前缘切口示意图

Fig. 2 Schematic diagram of parafoil leading edge

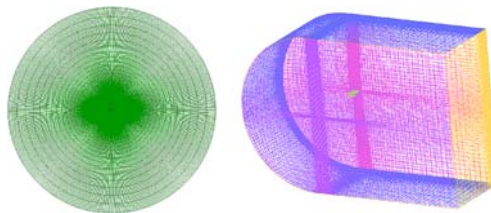


图 3 翼伞模型计算网格

Fig. 3 Computational grid of parafoil model

1.2 流场模拟条件和算法

数值模拟为定常流场计算, 翼伞迎角范围为 $-5^\circ \sim 20^\circ$, 间隔为 2.5° , 雷诺数 Re 为 10^6 。翼伞流场满足流体力学基本控制方程为

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

式中 ϕ 为通用求解变量; Γ 为广义扩散系数。

流场数值求解方法为 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure-linked equations-consistent)算法,空间离散采用2阶迎风格式,湍流模型采用 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 二方程湍流模型,该湍流模型综合了近壁区计算与远场计算优点。

1.3 算法正确性验证

为了验证本次研究所选用的数值求解方法以及湍流模型的合理性,选用 model A 的干净翼型 Clark-Y 与在同等雷诺数下的试验数据^[14]进行对比,结果如图4所示,图中 C_l 表示升力系数, C_d 表示阻力系数, α 表示攻角。

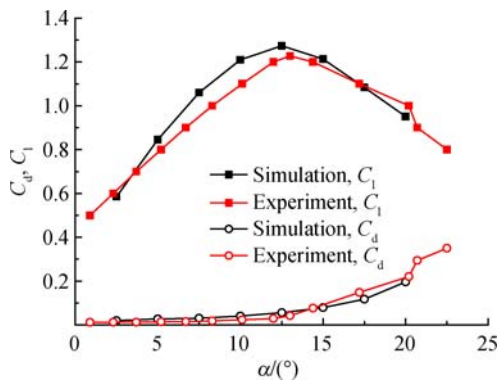


图4 模拟值与试验值的升阻特性曲线

Fig. 4 Curves of lift-drag characteristics between simulation and experiment data

从图4可以看出,本次数值模拟得到 Clark-Y 翼型的最大升力系数为 1.274,对应的迎角为 12.5° ;从文献^[14]中可查的 Clark-Y 翼型的最大升力系数为 1.227,对应的迎角为 13° ,且变化趋势一致.数值模拟得到的阻力系数与文献^[14]中查到的阻力系数十分接近.此外,三维情况下该数值方法的正确性在本课题组之前工作中得到了验证^[13].综上所述,本次数值仿真所选用的算法及湍流模型,网格密度满足本次研究的精度要求。

2 算例计算及结果分析

2.1 前缘切口的影响

图5和图6为二维模型的升、阻力系数和升、阻比曲线图.比较 model A 和带切口的 model B, model C, model D 的升、阻力系数曲线,可发现前缘切口对气动特性的影响如下:

1) 在低迎角时,前缘切口增大了升力系数,减小了升力线斜率,且大大降低了失速迎角.从图7可以看到,前缘切口导致下翼面前缘处出现尺寸较

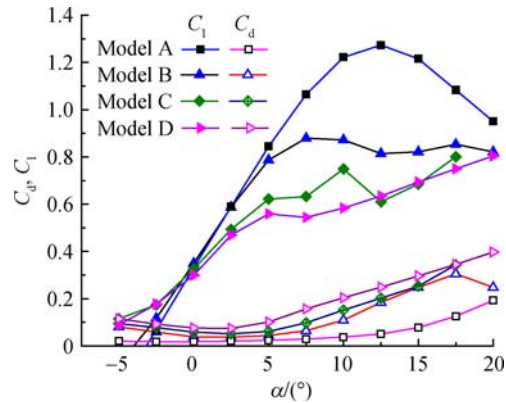


图5 Model A,model B,model C,model D 的升阻特性曲线

Fig. 5 Curves of lift-drag characteristics of model A, model B,model C,model D

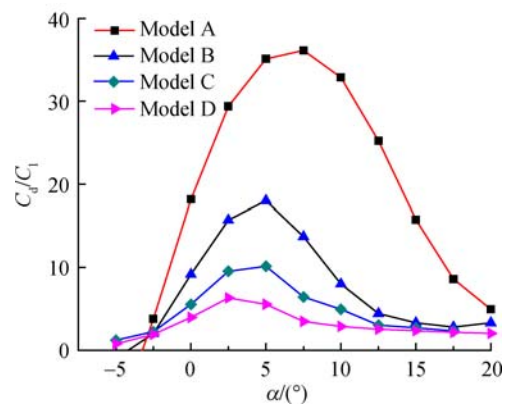


图6 Model A,model B,model C,model D 的升阻比曲线

Fig. 6 Curves of lift-to-drag ratio of model A, model B,model C,model D

小的分离气泡,上翼面后缘处提前发生后缘失速.与干净翼型 model A 相比,下翼面的分离气泡使附近的压强分布发生变化,整个下翼面的压强分布趋于一致,上翼面的后缘失速造成后缘处压强增大,减小了上下翼面的压强差,使翼伞整体升力系数损失.而且随着前缘切口的增大,下翼面分离气泡尺寸逐渐变大,上翼面后缘失速也越来越严重,对翼伞升力系数造成更大的影响,气动性能因而更差。

2) Model B,model C,model D 的阻力系数明显大于干净翼型 model A.回到图7可以看到,前缘切口导致附近压强梯度变大,切口处压强最大,气流在切口处开始发生加速绕流,类似于前缘存在钝头体,造成翼伞的型阻增大,而伞衣内部气流基本静止,造成内部压强很大,内外形成压强差,因伞衣的柔性,保持了翼型的基本形状。

3) 在升阻比表现上,model B,model C,model

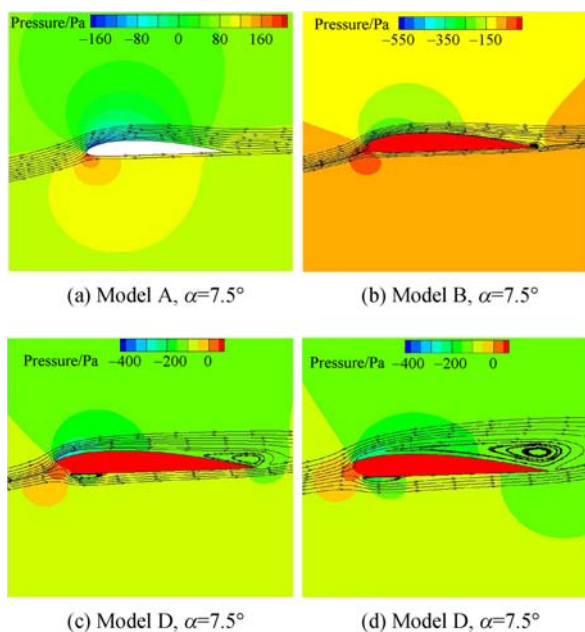


图7 二维模型在 $\alpha=7.5^\circ$ 时的流场
Fig. 7 Flow field of two-dimensional models at angle of attack of 7.5°

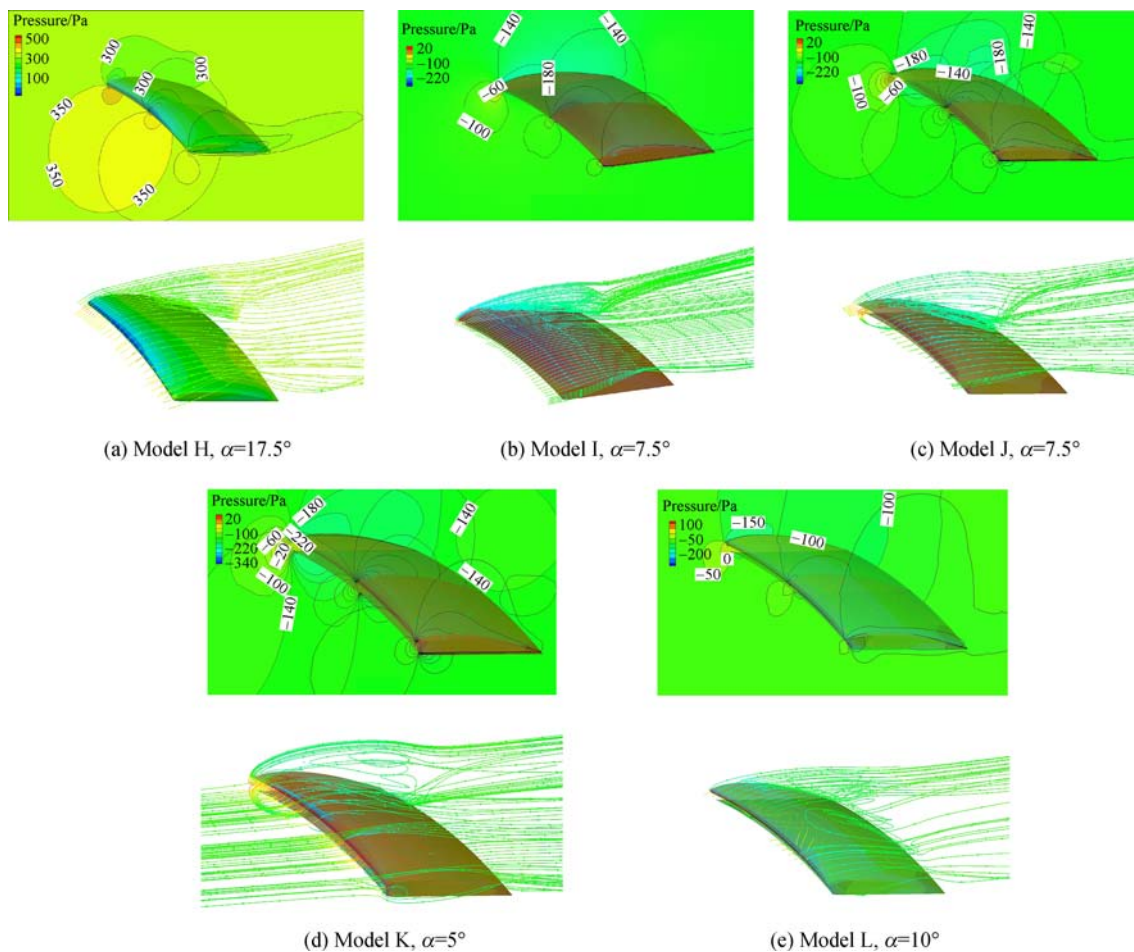


图9 三维模型失速时的流场图
Fig. 9 Flow field of three-dimensional models at stall

D 远小于 model A, 但 model B, model C, model D 升阻比曲线较为平缓, 说明翼伞稳定工作时可选迎角范围较大, 体现了翼伞优越的滑翔性能。

图8为三维模型升、阻力系数曲线图, 分析发现前缘切口对升阻特性的影响与二维模型一致: 切口导致升力系数降低, 阻力系数增大, 切口越大, 影响越大。由图9可以看到不同切口导致模型

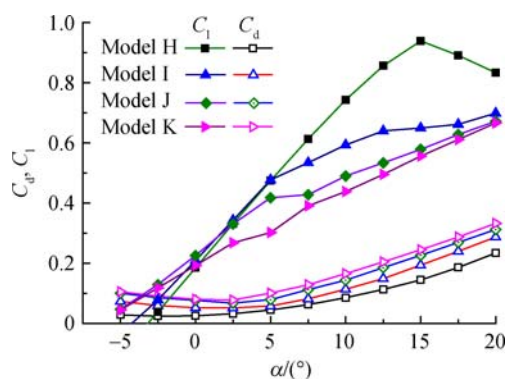


图8 Model H, model I, model J, model K 的升阻特性曲线
Fig. 8 Curves of lift-drag characteristics of model H, model I, model J, model K

失速迎角不同,切口越大,上翼面气流分离越早,升阻特性越差,失速迎角越小。

图 10 为三维模型弦向剖面压力分布,在所有三维模型中,model I 切口长度和角度均较小,所

以表现出来的升阻特性最好。但在实际运用中,切口较小容易影响翼伞的开伞时间,所以要综合考虑才能确定切口形式^[3]。

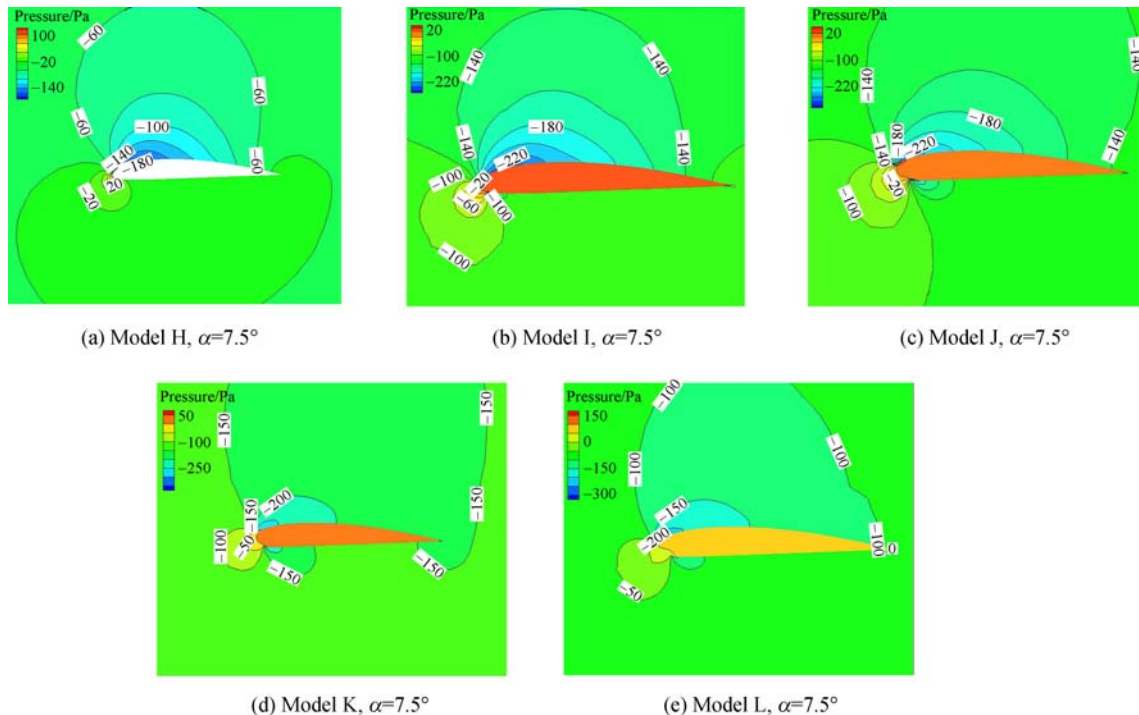


图 10 三维模型弦向剖面压力云图

Fig. 10 Pressure distribution of chordwise cross-section of three-dimensional models

2.2 “唇部”的影响

分析图 11 可知切口存在“唇部”的模型在迎角为 $-5^{\circ} \sim 7.5^{\circ}$ 时,阻力系数相对较小,而且“唇部”延缓了翼伞后缘失速的发生,失速后带“唇部”的翼伞模型升力系数和阻力系数相比之下都较大。

从图 10 可以看到,切口处“唇部”对翼伞前缘流场造成了影响:在有利迎角($2.5^{\circ} \sim 7.5^{\circ}$)附近,model J 的驻点压力分布在全切口范围,而 model L 则受“唇部”影响,切口附近压力分布明显不同,相对集中分布在“唇部”上,减小了翼伞型阻。

Ware 等^[15]利用风洞试验推出前缘切口阻力估算公式

$$C_{dn} = 0.5h/c \quad (2)$$

式中 h 为前缘切口高度。

图 12 为该公式与本文数值模拟计算结果对比,数值模拟结果由带切口翼伞模型和 model H 阻力系数相减得到,即 ΔC_d 表示阻力系数之差。从图中可以看到:在小迎角范围内,经验公式与数值模拟差距较小,经验公式具有一定的可信性,但当增大迎角时,两者之间差距越来越大,经验公式

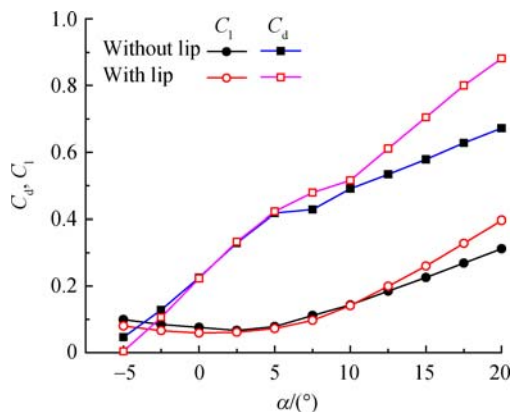


图 11 有无“唇部”时升阻特性对比

Fig. 11 Comparison of lift-drag characteristics with and without lip

正确性有待考证。

经分析经验公式与数值模拟之间的差距大致是由以下原因造成:风洞试验所采用的翼伞模型与本文模型不同,风洞试验翼伞模型为全柔性结构,伞衣具有透气性,试验模型受伞绳和稳定幅影响,与本文基于翼伞刚性和伞衣不透性假设的数值模拟结果会存在一定差异。

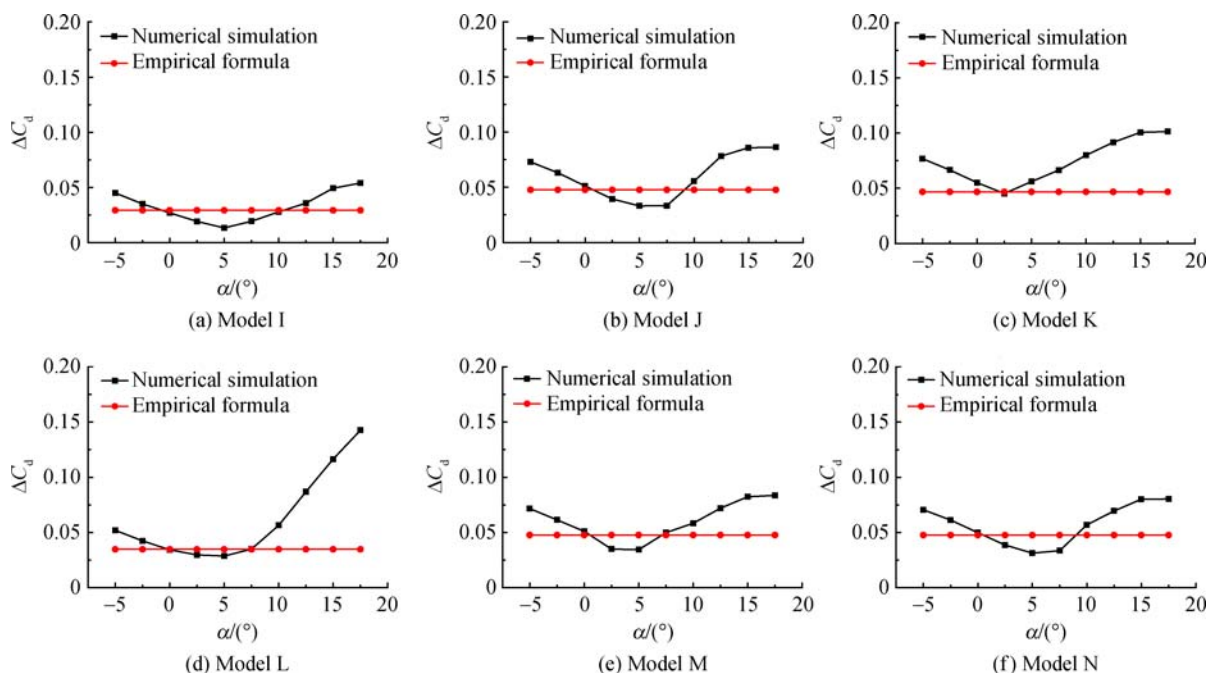


图 12 经验公式与数值模拟结果对比

Fig. 12 Comparison of result between numerical simulation and empirical formula

虽然式(2)所得阻力系数结果与数值模拟结果差异较大,但所得前缘切口大小对阻力的影响趋势相同,因此小迎角情况下可采用式(2)进行阻力系数估算,但大迎角情况下应选择数值模拟或风洞试验。

2.3 弧面下反角的影响

从图 13 可以看到弧面下反角对翼伞阻力影响较小,但明显降低了升力。下反角 β 为 10° 和 15° 的模型失速迎角均为 7.5° ,而下反角为 15° 的模型失速迎角为 10° ,说明下反角越小,失速迎角越大,气动性能越好。根据翼伞飞行原理,对翼伞的航向操纵主要是通过分别下拉两侧后缘,使翼伞两侧压力分布不对称,产生偏航力矩,但同时后

缘下拉也会产生附加有效升力,形成反向滚转力矩,弧面下反角的存在则有助于减小反向滚转力矩,提高翼伞转弯速率;若翼伞载荷较轻,弧面下反角过小,则下拉一侧后缘的偏航操纵将会变为滚转的反操纵,影响翼伞的航向稳定性^[16]。所以考虑到翼伞的操纵性,设计翼伞时不能为提高升力系数而盲目的减小弧面下反角。

3 升力系数计算方法对比

目前,翼伞升力系数计算除采用风洞试验和数值模拟外,还有以下 3 种方法:升力线理论(LLT)方法、工程经验公式、涡格法。

3.1 升力线理论(LLT)方法

升力线理论是由 Prandtl 和 Lanchester 在 20 世纪初期发展的,主要应用于飞机的初期气动设计,适合小迎角大展弦比无后掠机翼的气动计算。1993 年, Gonzalez^[17] 在 Prandtl 升力线理论的基础上,推导了适用于弧形机翼升力系数计算的升力线方法。通过对简化后的翼伞模型计算,发现升力系数随弧面下反角的增大而减小。但 Gonzalez 定义当地迎角仅与绝对迎角和弧面下反角有关,而 Lingard^[3] 提出当地迎角应同时考虑展向角和迎角的影响。此外,朱旭等^[18] 推导出一种适用于翼伞的升力线法。因此,本节在其的基础上,运用 Gonzalez 的升力线理论,对朱旭等的翼伞升力线理论公式进行了一定的改进。定义以下参数,如表 3,图 14 所示。

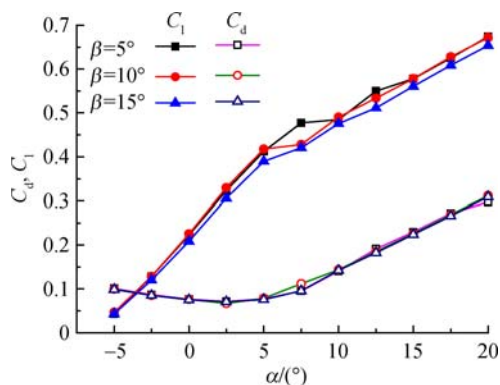


图 13 不同弧面下反角时的升阻特性曲线

Fig. 13 Curves of lift-drag characteristics with different arc-anhedral angles

表3 参数定义

Table 3 Definition of parameters

参数	定义	参数	定义
V	自由来流速度	m	翼面弦向向量
v_e	当地来流速度	n	翼面法向量
α_e	翼面当地迎角	ϵ	展向角
α	迎角	θ	翼面法向量与指向向量垂线夹角

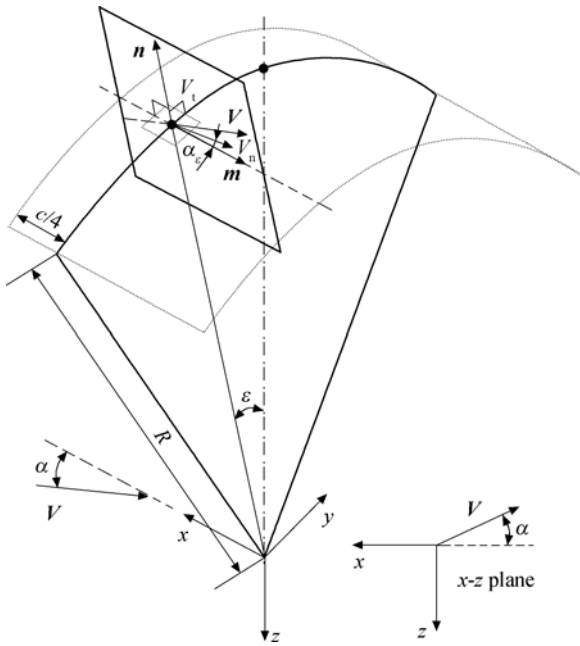


图14 速度示意图

Fig. 14 Schematic diagram of velocity

由图13可知当地迎角为

$$\alpha_e = \frac{\pi}{2} - \arccos \left[\frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}}{|\mathbf{n}| |\mathbf{V}|} \right] \quad (3)$$

其中 $\mathbf{n} = (0, -R \sin \epsilon, -R \cos \epsilon)$, $\mathbf{V} = (-\cos \alpha, 0, -\sin \alpha)$, 代入式(3)得

$$\alpha_e = \frac{\pi}{2} - \arccos \left[\frac{\sin \alpha \cdot \cos \epsilon}{1 - \sin^2 \alpha \sin^2 \epsilon} \right] \quad (4)$$

当地来流速度为

$$\mathbf{v}_e = (-\cos \alpha, -\sin \alpha \sin \epsilon \cos \epsilon, \sin^2 \epsilon \sin \alpha - \sin \alpha) \quad (5)$$

从而得到修正后的翼伞升力线理论公式如下:

$$\frac{2\Gamma(\epsilon_0)}{v_{e_0}} = c(\epsilon) C_l^a(\epsilon) + \left\{ \left[\frac{\pi}{2} - \arccos(\sin \alpha \cdot \cos \epsilon_0) \right] + \frac{1}{8\pi v_{e_0}} \int_{-\epsilon}^{\epsilon} \frac{\Gamma(\epsilon) \cos^2 \theta d\epsilon}{R[1 - \cos(\epsilon_0 - \epsilon)]} - \alpha_{i=0} \right\} \quad (6)$$

将式(6)无量纲化并写成矩阵格式得

$$\mathbf{\Gamma} = [2(c\mathbf{C}_l^a)^{-1} - \mathbf{\Delta}]^{-1}(\boldsymbol{\alpha}_e - \boldsymbol{\alpha}_{i=0}) \quad (7)$$

根据 $L = \rho v \mathbf{\Gamma}$ 得到升力系数公式如下:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 s} = 2b s_1 v \mathbf{\Gamma} / c V_{\infty}^2 \quad (8)$$

其中 $\mathbf{\Gamma}$ 为环量矩阵; c 为弦长矩阵; $\mathbf{C}_l^a$ 为升力线斜率矩阵; $\mathbf{\Delta}$, s_1 为专门定义的算子矩阵; $\boldsymbol{\alpha}_e$ 为迎角列向量; $\boldsymbol{\alpha}_{i=0}$ 为零升迎角列向量; v 为速度矩阵.

根据上述公式,采用 Matlab 编程,并进行了相关模型的升力系数计算.

3.2 工程经验公式

在缺少试验数据情况下, Lingard^[3] 提出可按照下面方法估算冲压翼伞的升力系数

$$C_l = a(\alpha - \alpha_0) \cos^2 \beta + k_1 \sin^2(\alpha - \alpha_0) \cos(\alpha - \alpha_0) \quad (9)$$

式中 a 为升力线斜率; α 为迎角; α_0 表示零升迎角; $\beta = \frac{b}{4L_{sh}}$; k_1 主要由展弦比 A 和机翼侧边缘形状决定; 当 $1.0 < A < 2.5$ 时, $k_1 = 3.33 - 1.33A$; 当 $A > 2.5$ 时, $k_1 = 0$.

升力线斜率 a

$$a = \frac{\pi a_0 k A}{\pi A + a_0 k(1 + \tau)} \quad (10)$$

式中 a_0 为翼型升力线斜率; k 为小展弦比机翼升力曲线斜率修正系数, $k = \left[\frac{2\pi A}{a_0} \right] \text{th} \left[\frac{a_0}{2\pi A} \right]$; τ 为非椭圆载荷系数. 对于给定的 A , τ 也能相应确定.

3.3 涡格法

参考文献[18], 涡格法采用瑞典皇家工学院的 Tornado 程序计算, 因为 Tornado 仅能计算平直翼, 对于弧面下反的翼伞, 采用将弧面离散成多条线段的方法, 建模结果如图15所示.

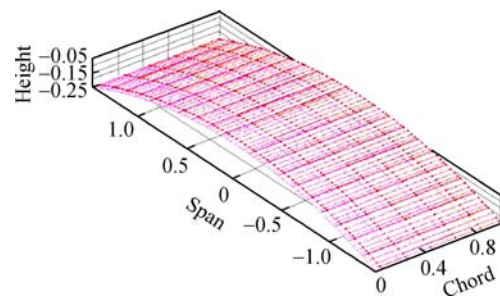


图15 Tornado 翼伞建模图

Fig. 15 Parafoil model in Tornado

3.4 结果分析

由图5拟合出各模型剖面升力线斜率及零升迎角,如表4所列,并采用上述3种方法,分别计算所有三维模型的升力系数,与数值模拟结果进行对比,如图16所示。

分析图16可知,在小迎角情况下,4种计算方法差异不大,但在大迎角情况下,经验公式得出结果偏离较大,Tronado 偏离较小,修正之后的LLT计算结果最为接近数值模拟结果(在缺少相应的风洞试验数据而且已在1.3章节中验证了所选算法的正确性的前提下,就以数值模拟的结果作为比较基准),但也相差较大。因此在实际工程应用时,可适当考虑采用LLT方法计算翼伞升阻

特性,以提高效率,但同时也应注意大迎角情况下,上述方法均不适用,此时应选择数值模拟或者风洞试验。

表4 翼伞模型升力线斜率

Table 4 Lift line slope of parafoil models

模型	零升力线斜率 $a_0 / (^\circ)^{-1}$	零升迎角 $\alpha_0 / (^\circ)$
Model A	0.103 14	-3.19
Model B	0.089 48	-3.9
Model C	0.060 39	-5.43
Model D	0.049 27	-6.46

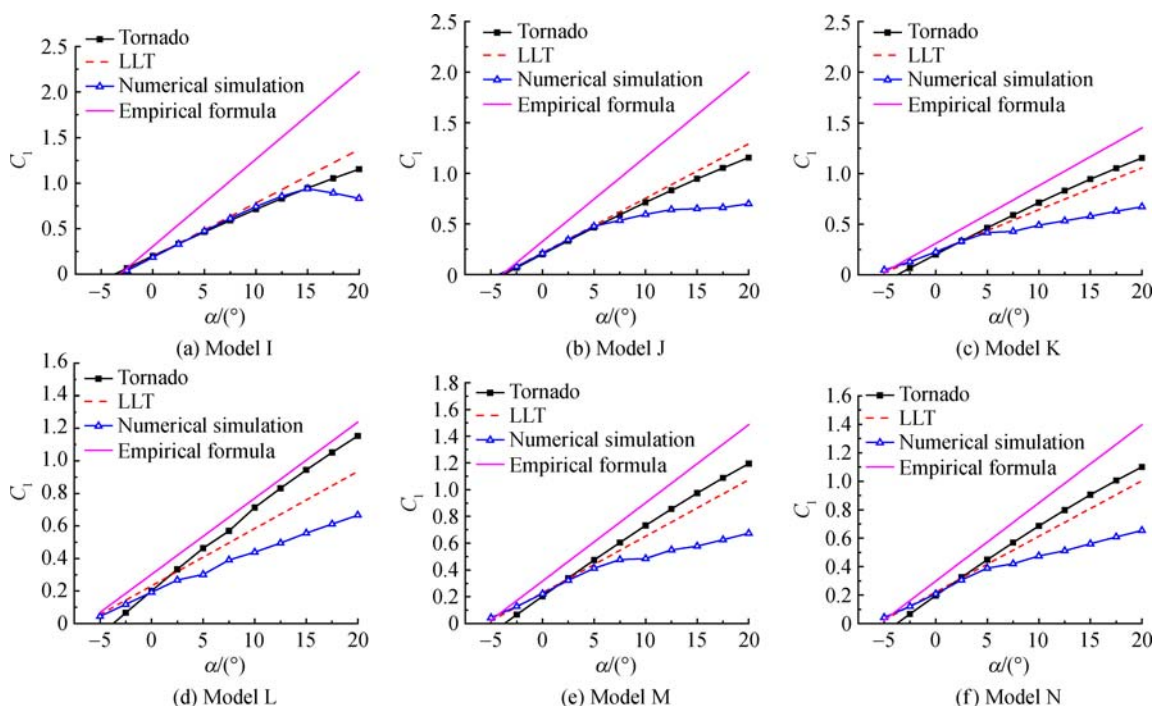


图16 升力系数计算结果对比图

Fig. 16 Comparison of lift coefficients computational result

4 结论

通过对不同前缘切口和弧面下反角的翼伞模型流场分别进行了二维和三维的数值模拟,分析了前缘切口和弧面下反角对翼伞气动性能的影响,模拟结果表明

1) 与干净翼型相比,前缘切口导致升力系数减小,阻力系数增大,升阻比下降,模型失速提前,且前缘切口越大,升力系数损失越严重,失速迎角越小。但前缘切口使翼伞在有利迎角($2.5^\circ \sim 7.5^\circ$)范围内,升力系数变化平缓,使翼伞平稳滑

翔时可选迎角范围宽广,体现了翼伞低空滑翔时优越的滑翔性能。

2) 前缘切口存在“唇部”,可使翼伞前缘压力分布与干净翼型更为相似,明显减小了翼伞型阻,该结构的优化分析需要更进一步的探索。

3) 弧面下反角对翼伞阻力影响较小,对升力影响较大,弧面下反角越小,翼伞所获得的升力越大。弧面下反角与翼伞滑翔的航向稳定性密切相关,所以设计翼伞时应采用适当的弧面下反角。

4) 修正之后的LLT方法和经验公式相比,其适用的迎角范围更广,同涡格法以及数值模拟

相比,在中小迎角范围内,计算效率更高,在实际应用时,可考虑使用修正之后的 LLT 方法.

参考文献:

- [1] Knacke T W. Parachute recover systems design manual [R]. Santa Barbara, California: Para Publishing, 1991.
- [2] Nicolaides J D. Parafoil wind tunnel tests [R]. South Bend, Indiana: University of Notre Dame, 1971.
- [3] Lingard J S. Precision aerial delivery seminar ram-air parachute design [C]// 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Clearwater: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995: 1-51.
- [4] Lingard J S. The aerodynamic of gliding parachute [R]. Royal Aeronautical Society, RAS A88-11201, 1986.
- [5] Ross J C. Computation aerodynamics in the design and analysis of ram-air-inflated wings [R]. AIAA 93-1228, 1993.
- [6] Balaji R, Mittal S, Rai A K. Effect of leading edge cut on the aerodynamics of ram-air parachutes [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2005, 47(1): 1-17.
- [7] Mohammadi M A, Johari H. Computation of flow over a high-performance parafoil canopy [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1338-1345.
- [8] Eslambolchi A, Johari H. Simulation of flowfield around a ram-air personnel parachute canopy [C]// 22nd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Daytona: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013: 1628-1636.
- [9] 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. Proconditioning numerical simulation of unsteady aerodynamics of ram-air parachutes [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2004, 25(2): 1-4. (in Chinese)
- [10] 李健. 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 & Remote Sensing, 2005, 26(1): 36-41. (in Chinese)
- [11] Han Y H, Yang C X, Wang Y W, et al. Aerodynamics simulation of a large multi-cells parafoil [R]. AIAA-2009-2978, 2009.
- [12] 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)
- [13] 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(6): 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(6): 1189-1200. (in Chinese)
- [14] Silverstein A. Scale effect on Clark-Y airfoil characteristics from NASA full-scale wind-tunnel tests [R]. NASA-TR-502, 1935.
- [15] Ware G M, Hassell J L. Wind-tunnel investigation of ram-air inflated all flexible wings of aspect ratio 1.0 to 3.0 [R]. NASA-TM-SX-1923, 1969.
- [16] Slegers N, Costello M. Aspects of control for a parafoil and payload system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 898-905.
- [17] Gonzalez M A. Prandtl theory applied to paraglider aerodynamics [R]. AIAA 93-1220, 1993.
- [18] Melin T. A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications for linear aerodynamic wing applications [D]. Sweden, Stockholm: Royal Institute of Technology, 2000.

(编辑:王碧琚)