

文章编号:1671-6833(2014)04-0116-04

碟形升力体流场数值模拟分析

王林林¹, 高歌²

(1. 广州民航职业技术学院 飞机维修工程学院, 广东 广州 510000; 2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘要: 为了获得碟形升力体的流场特征和发展规律, 以风洞试验数据为验证, 通过数值模拟的方法分析了碟形升力体的流场特性和发展规律, 同时也对它的失速特性进行了研究. 结果表明, 碟形升力体流场具有稳定的涡系结构, 涡升力对碟形升力体升力的贡献明显, 且随迎角增大而增大, 4° 迎角时涡升力占总升力的 8%, 40° 迎角时涡升力占总升力的 30%. 碟形升力体的失速迎角达到了 40° , 优于常规飞机.

关键词: 升力体; 流场; 诱导流动; 数值模拟; 失速

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-6833.2014.04.028

0 引言

升力体与飞翼、混合翼一样, 都属于全升力飞行器(All Lifting Vehicle, ALV), 即飞行器的所有水平部件是连续的且能产生与自身面积相当的升力. 这类飞行器将机舱、结构件和动力系统都融合在一个空气动力学性能像机翼一样优秀的统一体之内. ALV 与常规飞机相比具有独特的优势: ALV 浸湿面积小, 因此摩擦阻力系数低; 翼身一体化, 没有干扰阻力; ALV 升力面积大, 因此翼载小, 不考虑增压舱的情况下, 整机强度和刚度优于常规飞机. 由于具体布局的差异, 飞翼、混合翼、升力体等 ALV 又具有各自的特点. 飞翼、混合翼因为美国 B-2 的成功而获得了大量的关注, 而对于升力体的研究则较少.

升力体更强调“体”的概念, 在空间、容积效率、结构强度方面优势更强. 升力体纵向长度可以更大, 因此能够获得较好的纵向稳定性. 升力体最大的不足是在气动性能方面, 展弦比较小, 气动效率低, 因此对其气动性能和流场状况等进行深入的研究, 才能从综合优化的角度获得最佳的方案. 研究团队设计了一种低速碟形升力体, 对其开展了大量的研究工作^[1-7]. 笔者主要对碟形升力体的流场进行数值模拟研究, 以获得其流场基本状况、流场发展规律以及失速分离特征等情况.

1 碟形升力体及流场分析方法

碟形升力体的外形如图 1 所示, 圆形平面形状提供大的升力面积和载物空间.

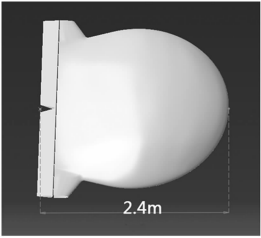


图 1 碟形升力体外形

Fig. 1 The saucer-shaped lifting body

数值模拟采用 Fluent 软件, 对碟形升力体流场的数值模拟以在中国空气动力研究与发展中心 FL-13 风洞中进行的测力数据为校验基础, 保障分析结果的准确度.

2 碟形升力体数值模拟方法

FL-13 风洞是目前国内尺寸最大、规格最高的航空低速风洞, 试验风速为 50 m/s, 试验雷诺数为 8.2×10^6 , 数值模拟时的风速、雷诺数与实验模型保持一致, 数值模拟对象的外形、尺寸与风洞实验模型保持一致. 湍流模型选用 $k-\omega$ SST 模型. 该模型在边界层内外采用不同的黏性模式从

收稿日期:2013-04-03; 修订日期:2013-07-06

作者简介:王林林(1982-), 男, 河南登封人, 广州民航职业技术学院讲师, 博士, 主要从事飞行器设计、适航与维修研究, E-mail: junjifeng@live.com.

而提高了 $k-\varepsilon$ 模型的适应性和准确性,文献[8]对多种湍流模型进行了分析,SST 模型相比其它湍流模型具有更高的精度.

碟形升力体数值模拟的计算域如图 2 所示,图中 C 为碟形升力体最大弦长.

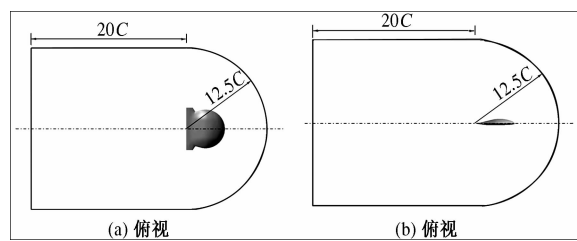


图 2 数值模拟计算域
Fig.2 The simulation field

网格数 250 万,碟形升力体表面附近的网格如图 3 所示.采用定常计算,使用双精度求解器,

并采用 SIMPLE 算法进行求解,通量的离散均采用二阶精度格式.

3 数值模拟结果分析

图 4 为升力、阻力系数模拟结果与实验值的对比.迎角 $\alpha = -2^\circ \sim 14^\circ$.模拟结果与实验保持了很好的一致性,升力系数最大偏差 11.1%,阻力系数最大偏差 7%.

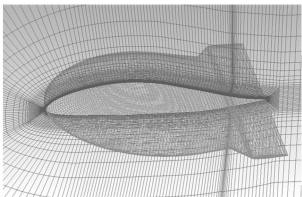


图 3 数值模拟网格
Fig.3 The simulation mesh

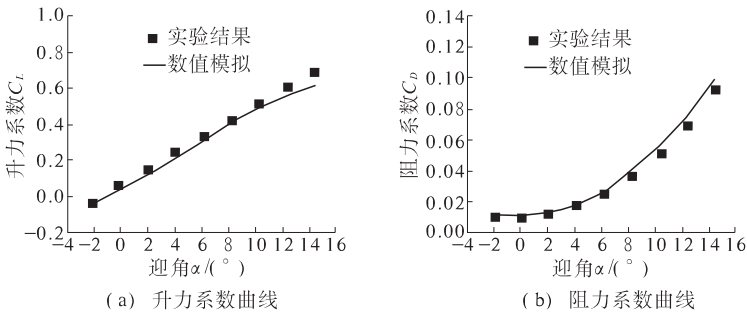


图 4 数值模拟与风洞试验结果对比
Fig.4 The comparisons of simulation and wind tunnel test

试验的最大迎角仅为 14° ,碟形升力体尚未失速,为获得失速特性,增大迎角进行数值模拟,失速特性曲线如图 5 所示.

g 为重力加速度, C_L 为升力系数, ρ 为空气密度, S 为机翼面积, P_{AVG} 为起飞过程发动机平均推力, f 为摩擦系数).可以看出, C_L 越大, L 越小,碟形升力体失速迎角大,因此可以以更大的迎角起飞(失速前,迎角越大,升力体系数越大,如图 5 所示),缩短起飞滑跑距离.着落滑跑是起飞滑跑的逆过程,原理与此类似.

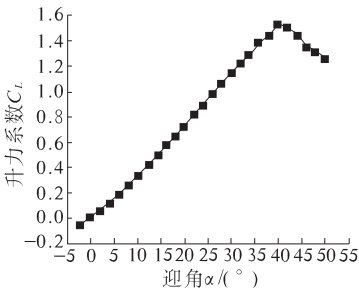


图 5 碟形升力体升力失速曲线
Fig.5 The saucer-shaped lifting body stalling curve

从图 5 中可以看出,碟形升力体的失速迎角达到了 40° ,远大于常规飞行器.计算结果表明,碟形升力体最大升力系数 1.54.式(1)为飞机起飞滑跑距离估算公式(飞机起飞滑跑平均推力远大于气动阻力,因此忽略气动阻力,仅考虑地面摩擦阻力.式中 L 为起飞滑跑距离, W 为飞机重量,

$$L = \frac{W}{gC_L\rho S\left(\frac{P_{AVG}}{W} - f\right)}.$$

(1)

图 6 给出了迎角 $\alpha = 4^\circ, 14^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 42^\circ$ 时碟形升力体上表面附近的流线图. 4° 迎角是侧缘涡开始产生的角度,随着迎角的增大,其位置不断前移, 42° 时,侧缘涡发展至碟形升力体的头部.

碟形升力体的展弦比仅为 1.1,因此诱导流动严重,在 4° 迎角时既已出现了侧缘涡.机体圆头状的侧缘以及沿侧缘方向切割均具有翼型特征的特性使得气流在侧缘部位容易贴体形成稳定的侧缘涡.

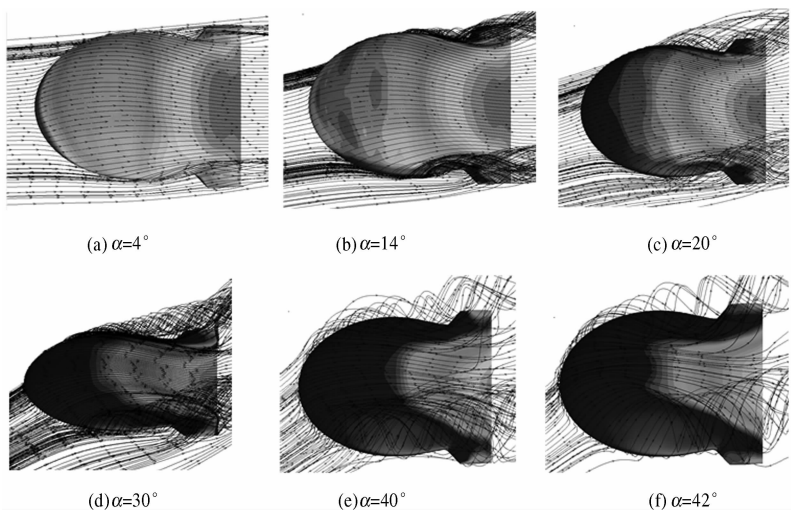


图 6 碟形升力体流场发展

Fig. 6 The saucer-shaped lifting body flow field development

从图 6 中还可以看到,不断增强的侧缘涡给碟形升力体上表面的气流注入更多的能量,使得气流再附于机翼表面,推迟流动分离的发生,增大了失速迎角.图 7 给出了 40° 迎角时在距碟形升力体头部 $0.96C$ 的横截面上截取的流线(C 为最大弦长). 40° 是碟形升力体的失速迎角,但从图上可以看到此时尾部的侧缘涡仍有很大的强度.来流垂直于碟形升力体方向的分速度对旋涡不断增加.两个侧缘涡占据了尾部的整个展向位置.旋涡不断地将碟形升力体后部的低速气流卷携出来,给后部原本要分离的低速区注入能量,延缓了后缘分离的发生.直到 42° 发生头部分离失速,碟形升力体纵向对称面的翼型后缘也未发生分离.侧缘涡的能量运输作用是碟形升力体实现 40° 大迎角失速的主要原因.如果要继续增大失速迎角,可以在碟形升力体头部位置附近采用主动吹气的方式,沿机体展向吹气,阻止侧缘涡到达碟形升力体的头部,使其稳定在机体侧缘,以实现大于 40° 的失速迎角,具体的失速迎角大小取决于吹气的强度.

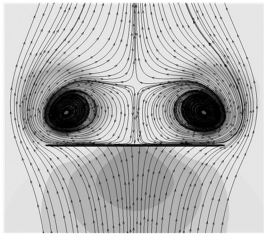


图 7 $\alpha = 40^\circ$ 时弦向 96% 站位流线

Fig. 7 The 96% C position stream lines at $\alpha = 40^\circ$

在升力体上表面,侧缘涡的涡核内,因离心力

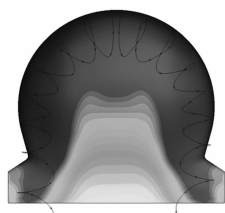
的作用,压力较低,旋涡流经的地方压力均下降,增加了机翼的升力,这正是涡升力^[9].图 7 的流线图中带有碟体表面的压力云图,从图中可以看出,旋涡所到的区域,都处于负压力绝对值更大的深色区域.利用曲线拟合的方法对图 5 所得的升力线数曲线进行分析可得,在 4° 迎角时,涡升力占总升力的 8%, 14° 迎角时,涡升力占总升力的 24%, 40° 迎角时,涡升力占总升力的 30%,迎角越大,涡升力所占比重越大.这与常规飞机失速前升力体几乎全由线性升力提供不同.

图 8 给出了 42° 迎角时用流线示意的漩涡位置图. 42° 迎角时旋涡到达碟体顶点,纵向对称面内的前缘涡刚刚形成,并未脱体,但升力系数却下降了,这是因为虽然 42° 迎角时前缘涡对升力的增加起正作用,但碟体两侧的旋涡已经逐渐脱体,对升力贡献开始减小,一增一减的作用使得在 42° 时,碟体上下表面的压力差的增幅并不明显;而另一方面,压力差不等价于升力,压力差乘以迎角的余弦才是升力的大小,压力差与两者的乘积减小,升力系数在 42° 时最终下降. 40° 迎角时升力系数为 1.54, 42° 迎角时升力系数为 1.50,只是轻微下降,属于轻失速.从碟形升力体的流场发展的分析可以看到,其发生的是前缘分离失速^[10].

4 结论

碟形升力体的失速迎角达到 40° ,远大于常规飞行器,且碟形升力体的失速属于前缘分离失速.

碟形升力体受诱导流动现象影响明显, 4° 迎角时诱导旋涡既已较为明显,且随迎角的增大逐渐加强.

图8 $\alpha = 40^\circ$ 时流线简图Fig.8 The schematic diagram of stream line
at $\alpha = 40^\circ$

涡升力对碟形升力体的升力有较大贡献,且所占比例随迎角增大而增加,4°迎角时涡升力占总升力的7.8%,40°迎角时涡升力占总升力的30.5%。

参考文献:

- [1] 王林林,高歌. 碟形飞行器纵向飞行品质[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(12):1388-1391.
- [2] 王林林,高歌. 碟形飞行器横航向飞行品质[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(7):856-859.
- [3] 王林林,高歌. 碟形飞行低速特性[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):223-226.

- [4] 于军力,王林林,高歌. 碟形升力体飞行器气动性能[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):198-201.
- [5] 王林林,高歌. 碟形升力体飞行器气动性能[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(2):198-201.
- [6] YU Jun-li, WANG Lin-lin, GAO Ge. Using wing tip devices to improve performance of saucer-shaped aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4):309-314.
- [7] 王林林,高歌. 碟形升力体低速气动性能风洞试验研究[J]. 科学技术与工程,2013,13(18):5221-5225.
- [8] 阎超,于剑,徐晶磊,等. CFD模拟方法的发展成就与展望[J]. 力学进展,2011,41(5):563-589.
- [9] 吴子牛. 空气动力学[M]. 北京:清华大学出版社,2008:354-361.
- [10] 李栋, MENSCHOV I, 中村佳朗. 薄翼失速翼型前缘分离泡对失速特性的影响[J]. 空气动力学学报,2006,24(3):361-366.

Saucer-Shaped Lifting Body Flow Field Numerical Simulation

WANG Lin-lin¹, GAO Ge²

(1. Guangzhou Civil Aviation College, School of Aircraft Maintenance Engineering, Guangzhou 510000, China; 2. National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to obtain the saucer-shaped lifting body's flow field features and development law, the computational fluid dynamics method was taken to simulate the saucer-shaped lifting body's flow field, as well as its stalling characteristics. The simulation was validated by the wind tunnel experiments. The simulation results show that the saucer-shaped lifting body's flow field has a steady vortex structure, bring a significant vortex lift, which increases with the increasing of attack angle. The vortex lift to total lift ratio is 8% when the attack angle is 4°, and the ratio is 30% when the attack angle is 40°. The stalling angle of the saucer-shaped lifting body is 40°, which is better than the conventional aircraft.

Key words: lifting body; flow field; induced flow; numerical simulation; stalling