

文章编号:1674-8190(2013)04-493-05

平流层飞艇大迎角气动特性分析

黄龙太,张超,姜琬

(中国特种飞行器研究所 第七研究室,荆门 448035)

摘要: 为了获得大迎角下的平流层飞艇的气动特性,基于 N-S 方程及 $k-\omega$ SST 湍流模型,对某平流层飞艇的大迎角气动特性进行数值模拟分析。结果表明:平流层飞艇的大迎角失速特性及力矩特性与飞机具有较大的区别,飞艇的失速迎角较大(45° 左右);俯仰力矩特性在失速前呈现完全不同的两种趋势,小迎角范围内其静不稳定,迎角增加到一定程度后变为静稳定且维持该状态直至失速。研究结果对平流层飞艇的大迎角操稳设计、飞控设计具有重要的参考意义。

关键词: 平流层;飞艇;气动特性;失速;大迎角

中图分类号: V211.54

文献标识码: A

Aerodynamic Analysis on Large Angle of Attack in Stratospheric Airship

Huang Longtai, Zhang Chao, Jiang Wan

(Seventh Research Laboratory, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

Abstract: In order to obtain the aerodynamic characteristic of the stratospheric airship with large angle of attack, aerodynamic numerical simulation analysis is accomplished based on N-S equations and $k-\omega$ SST turbulent flow model. It is found that there are big differences between the stratospheric airship and aircraft on the stall and torque characteristics. The stall angle of the airship is larger (around 45°) and the characteristic of pitch moment presents entirely different trends before stall. It indicates that the airship is statically unstable within small angle of attack, but statically stable when the angle increases to some extent and will keep the state until stall. The study results are of some important reference value to controllability and stability design as well as flight control design of stratospheric airship with large angle of attack.

Key words: stratosphere; airship; aerodynamic characteristic; stall; large angle of attack

0 引言

世界上第一艘载人飞艇从 1852 年制造并成功飞行至今,飞艇已走过 150 多年的发展历程。在飞机、直升机等依靠空气动力升空飞行的飞行器广泛应用的今天,飞艇似乎已过时,但近年来,美、俄等军事航空发达国家对飞艇在军、民领域中的作用重新进行深入评估后,开始重新设计、制造和使用飞艇,尤其是针对高空平流层飞艇的研究,处于航空

研究的前沿。

飞艇是一种依靠空气浮力升空的、可操纵机动飞行的飞行器,外形一般为旋成体,由艇身、尾翼和任务系统组成,可分为软式、半硬式和硬式结构^[1]。平流层飞艇高空飞行时一般采取自主控制模式,如果飞艇进入大迎角状态时的气动特性与小迎角状态存在明显差别,可能会使飞控系统发出错误指令,从而出现误操作,严重时造成飞行事故,因此对飞艇的大迎角状态进行研究显得十分必要。国内对于飞艇的研究晚于国外,因此对飞艇的气动特性研究^[2]较少,尤其针对大迎角状态的研究更少。

本文研究平流层飞艇大迎角的气动特性,重点是飞艇迎角增加时,其气动特性的变化情况,采用

收稿日期:2013-08-04; 修回日期:2013-10-13

通信作者:黄龙太,nwpuhuang@163.com

N-S 方程结合 $k-\omega$ SST 湍流模型^[3]的方法对飞艇的大迎角问题进行数值模拟。通过对大迎角气动特性的研究,为平流层的操稳、飞控设计提供一定的参考及数据支持。

1 计算方法

以某飞艇为例,采用数值计算方法进行飞艇的气动特性研究。计算方程采用 N-S 方程,湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型,计算 $y+$ 值为 1~5。

1.1 网格模型及边界条件

飞艇采用全结构网格建模,网格数为 300 万,远场长度为艇长的 12 倍,远场宽度和高度为飞艇艇身最大截面直径的 8 倍。本文取的计算高度为 10 km,风速为 20 m/s。飞艇网格如图 1 所示。

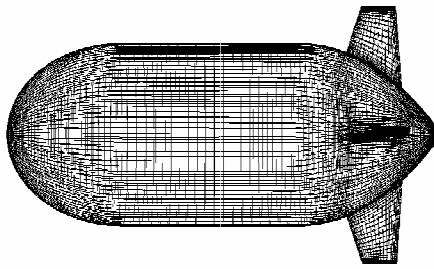


图 1 飞艇网格
Fig. 1 Airship grid

1.2 计算方程

1.2.1 数值计算 N-S 方程

质量守恒方程(连续方程):

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$u \frac{\partial(u)}{\partial x} + v \frac{\partial(u)}{\partial y} + w \frac{\partial(u)}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \cdot$$

$$\frac{\partial p}{\partial x} + v \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (2)$$

$$u \frac{\partial(v)}{\partial x} + v \frac{\partial(v)}{\partial y} + w \frac{\partial(v)}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \cdot$$

$$\frac{\partial p}{\partial x} + v \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (3)$$

$$u \frac{\partial(w)}{\partial x} + v \frac{\partial(w)}{\partial y} + w \frac{\partial(w)}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \cdot$$

$$\frac{\partial p}{\partial x} + v \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (4)$$

1.2.2 数值计算 $k-\omega$ SST 湍流模型

$k-\omega$ SST 湍流模型的具体方程如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + D_\omega \quad (6)$$

式中: G_k 为湍流的动能; G_ω 为 ω 方程; Γ_k 、 Γ_ω 分别为 k 与 ω 的有效扩散项; Y_k 、 Y_ω 分别为 k 与 ω 的散发项; D_ω 为正交散发项; S_k 、 S_ω 为用户自定义源项。以上各参数均可通过相关公式或方程获得,此处未详细列出。

2 结果及分析

2.1 计算结果与试验结果的对比

本文的计算与试验结果均采用气流坐标系,原点 O 位于飞艇最大截面圆心处, Ox 轴始终指向飞艇的空速方向; Oy 轴位于飞艇对称面内,垂直于 Ox 轴,指向上方为正; Oz 轴垂直 Oxy 平面,指向右为正,如图 2 所示。

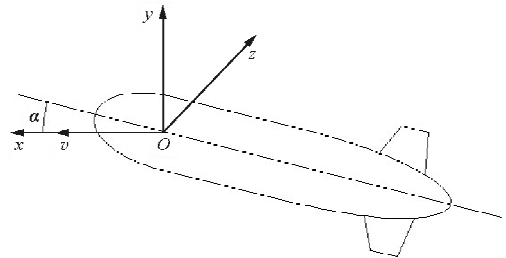


图 2 坐标系
Fig. 2 Coordinate system

计算 $0^\circ \sim 90^\circ$ 飞艇的纵向气动特性,计算结果曲线如图 3~图 5 所示。文中试验结果采用与计算外形相近的某飞艇的风洞试验结果。

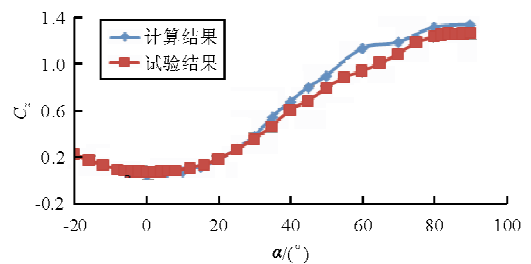


图 3 阻力系数曲线
Fig. 3 Curves of drag coefficient

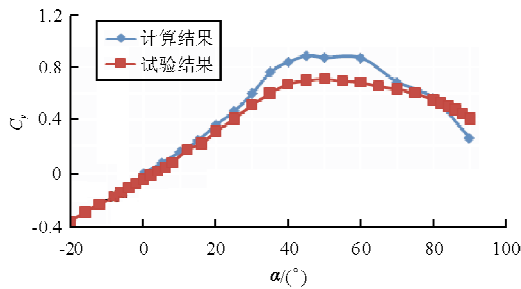


图 4 升力系数曲线

Fig. 4 Curves of lift coefficient

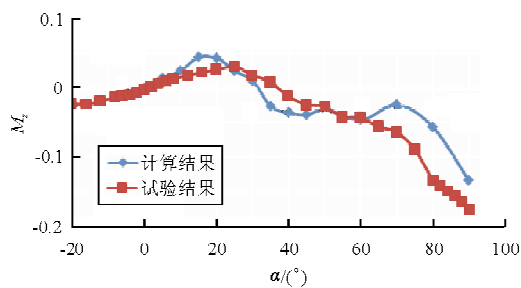


图 5 俯仰力矩系数曲线

Fig. 5 Curves of pitching moment coefficient

2.1.1 阻力特性

阻力的组成有两种分类:第一种将其分为摩擦阻力和压差阻力,第二种将其分为零升阻力和升致阻力。本文通过摩擦阻力与压差阻力对飞艇阻力特性进行分析。

飞艇总阻力由摩擦阻力和压差阻力组成^[4],摩擦阻力主要是由空气黏性及物体表面的粗糙程度引起,而压差阻力主要由物体的形状及流场的流态决定。通过 CFD 商业软件进行飞艇阻力特性计算,可以分别求解其摩擦阻力与压差阻力。

从图 3 可以看出,当迎角较小时,总阻力较小,当迎角大于 15°时,其总阻力增加较快,该现象与飞艇流场的流动形态有关:小迎角时,由于飞艇外形的流线形设计,其大部分区域的流动状态为层流状态,阻力系数较小,摩擦阻力起主要作用,压差阻力所占比重较小,阻力增长缓慢;当迎角逐渐增加时,飞艇表面的流态由层流变为湍流直至气流分离,压差阻力起主要作用,各个时刻的气流流动状态各不相同,因此阻力系数增加较快,当气流接近分离极限时,其阻力系数增加又变缓。

CFD 数值计算的阻力系数分布如表 1 所示,证明了上文分析的正确性:小迎角时摩擦阻力起主

要作用,但随着气流流态的变化,压差阻力起主要作用。

表 1 CFD 数值计算的阻力系数分布
Table 1 Distribution of drag coefficient by CFD numerical calculating

迎角/(°)	摩擦阻力所占比重/%
0	70
5	55
15	21
30	6.7
60	1.6
90	1.1

2.1.2 升力特性

从图 4 可以看出:飞艇的升力线斜率较小,这与飞艇自身的构成有关,飞艇仅有尾翼,无机翼,其升力系数主要由尾翼提供(根据计算结果,尾翼提供的升力占总升力的 70%左右),尾翼面积相对较小,提供的升力有限,因此其升力系数较小(根据计算结果,其为 0.016 2)。飞艇失速迎角较大,可达 45°左右。与一般飞机相比,飞艇的升力线斜率小于飞机的升力线斜率,但其失速迎角远大于飞机的失速迎角。

2.1.3 纵向力矩特性

飞机的纵向静稳定性取决于飞机重心距飞机气动焦点的距离与机翼的平均气动弦长之比,即

$$\bar{X}_G - \bar{X}_F < 0 \quad (1)$$

$$\bar{X}_G = \frac{X_G}{b_A} \quad (2)$$

$$\bar{X}_F = \frac{X_F}{b_A} \quad (3)$$

式中: \bar{X}_G 为重心相对位置; \bar{X}_F 为气动焦点相对位置; b_A 为平均气动弦长。

$$\bar{X}_G - \bar{X}_F = m_{z\alpha}^c, m_{z\alpha}^c = \frac{M_z^c}{C_y^c}, C_y^c \text{ 为正值, 因此飞}$$

机的静稳定性取决于 $m_{z\alpha}^c$, 即飞机的纵向俯仰力矩静导数。

由于目前没有统一的飞艇纵向静稳定性判别方法,因此本文引用飞机的判别方法。从图 5 可以看出,飞艇的纵向俯仰力矩特性不同于一般的飞机特性,小迎角范围内(0°~18°),纵向俯仰力矩导数为正,表明飞艇纵向静不稳定,但是随着迎角的增加其俯仰导数又变为负值(18°~40°),表明飞艇纵向静稳定,即飞艇在失速前存在两种完全不同的静

稳定性,这是由于力矩参考点的选取造成的,飞机一般选取1/4平均气动弦处为其力矩参考点^[5],而飞艇主要靠浮力平衡其重量,空气动力起辅助作用。飞艇的参考点选取阿基米德浮心,即物体的型心,因此造成飞艇的静稳定性与飞机相差较大,在进行操稳、飞控设计时需重点关注参考点的选取^[6]。

在大迎角状态下,飞艇气动特性与飞机有较大区别,飞艇的控制律设计需全面考虑飞艇的大迎角状态,如果只是采用小迎角范围数据,则可能出现较大的设计偏离。通过与同类型飞艇的风洞试验结果对比,其结果数据虽有差别,但变化趋势完全相同(结果数据不同是由两者的外形差异性引起的),证明此次计算的正确性。

2.2 飞艇流场分析

根据流场分布,艇身外形的气动设计需进行优化设计^[7],通过优化减缓飞艇的气流分离,减小压差阻力,因此,飞艇不同迎角时的流场流态决定其阻力特性,不同迎角时的流场状态如图6所示。

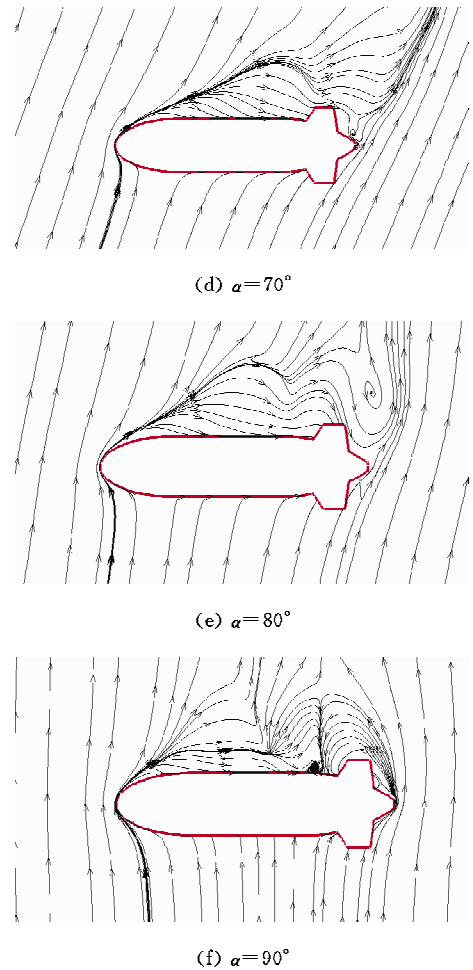
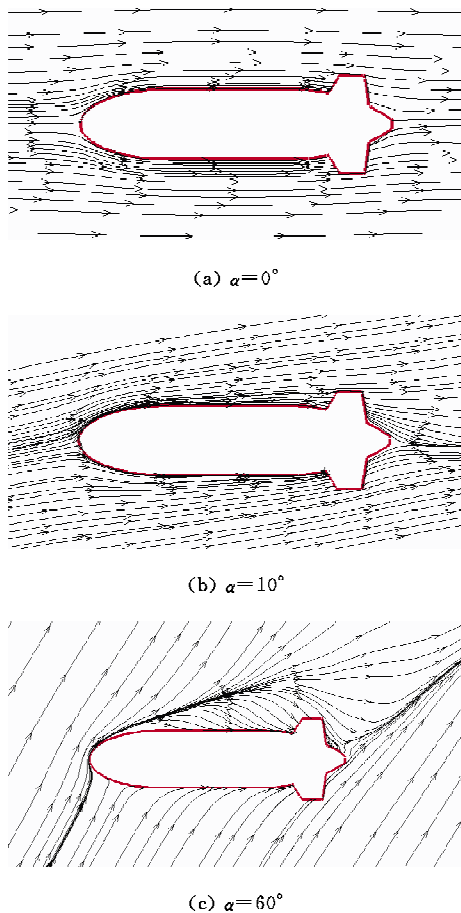


图6 不同迎角的流线图

Fig. 6 Streamlines of different angles of attack

从图6可以看出:0迎角时,飞艇气囊表面大部分区域为附着流状态,未发生气流分离,阻力较小,由于艇身为旋成体,尾翼对称分布,因此升力系数及力矩系数接近于0,零升迎角为 0° (计算结果如图3~图5所示);随着迎角的增加,分离点逐渐前移,在迎角 60° 左右时,分离点前移至飞艇头部;当迎角达到 90° 时,气流分离达到顶峰,在艇身尾部明显形成类似卡门涡的涡系,阻力系数达到最大,而升力系数大幅降低。

综上所述,飞艇的气动特性与飞艇的流场形态密切相关,飞艇与飞机在气动特性方面的差别正是由二者流场的不同造成的。

3 结论

飞艇的气动特性有其特殊性,与飞机有显著区别,在进行飞控设计、操稳设计时需对飞艇的大迎

角状态充分考虑。

(1) 飞艇的升力线斜率与飞机明显不同,其升力线斜率仅有 0.016 2 左右,但其失速迎角可达到 45° ,其升力特性与飞机相差较大;

(2) 飞艇的力矩特性与飞机不同,失速前其俯仰力矩特性根据迎角可分为两种状态,即小迎角范围内其静不稳定,大迎角时其具有静稳定性,这与飞艇力矩参考点的选取有关,飞控、操稳设计时需注意飞艇的力矩参考点的选取情况;

(3) 平流层飞艇的飞行速度、航程、航时是重要的性能指标,飞艇阻力系数与上述指标密切相关,通过飞艇外形优化^[7]增加其层流面积,减缓飞艇的转捩及气流分离,可以有效减少阻力,从而提高平流层飞艇性能指标。

参考文献

- [1] G A 库力, J D 吉勒特. 飞艇技术[M]. 北京: 科学出版社, 2008.
Gabriel A Khoury, J David Gillett. Airship technology [M]. Beijing: Science Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 崔秀敏, 王维军, 方振平. 某飞艇纵向气动估算与试验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(8): 879-883.
Cui Xiumin, Wang Weijun, Fang Zhenping. Longitudinal aerodynamic estimation and flight tests for airship[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(8): 879-883. (in Chinese)
- [3] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版

社, 2004.

Wang Fujun. Computation fluid dynamics analysis [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)

- [4] 《航空气动力手册》编写组. 航空气动力手册: 第1册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.
Comicers Group of Aerodynamic Hand-book. Aeronautical engineering calculation hand-book; No. 1[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1975. (in chinese)
- [5] 《航空气动力手册》编委会. 航空气动力手册: 第2册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1983.
Comicers Group of Aerodynamic Hand-book. Aeronautical engineering calculation hand-book; No. 2[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1983. (in Chinese)
- [6] 王晓亮, 单雪雄. 飞艇稳定性和能控性分析[J]. 计算机仿真, 2005, 22(8): 40-43.
Wang Xiaoliang, Shan Xuexong. Analysis of stability and controllability of airship[J]. Computer Simulation, 2005, 22(8): 40-43. (in Chinese)
- [7] 金安帆, 宋文萍. 基于阻力气动特性计算的飞艇艇身外形研究[J]. 航空计算技术, 2006, 36(2): 100-103.
Jin Anfan, Song Wenping. Study of airship shapes by calculating drag characteristics [J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(2): 100-103. (in Chinese)

作者简介:

黄龙太(1981—),男,工程师。研究方向:飞行器气动设计。
张超(1983—),男,工程师。研究方向:飞行器气动力计算。
姜婉(1981—),女,工程师。研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:赵毓梅)