

上单翼轻型飞机机翼与尾翼气动干扰的风洞试验研究

江善元

(南昌航空大学, 江西 南昌 330063)

[摘要] 为了探索上单翼布局的轻型飞机机翼与尾翼气动干扰情况和获得平尾高低布局两种情况的气动特性, 研究了机翼对高低布局的水平尾翼在不同风速、迎角下的气动特性和影响。研究表明, 在正常飞行姿态下, 高位平尾比低位平尾受到的机翼尾流干扰比较小, 尾翼气动效率比较高, 整机气动性能更为优良。试验结果可供轻型飞机设计参考使用。

[关键词] 上单翼布局; 轻型飞机; 机翼和尾翼; 气动干扰; 风洞试验

[中图分类号] V224 [文献标志码] A [文章编号] 1001-4926(2013)01-0023-04

Study of the Wing and Tail Aerodynamic Interference in Wind Tunnel Test to a Upper Wing Layout Light Aircraft

JIANG Shan - yuan

(Nanchang Hangkong University, Nanchang, Jiangxi 330063, China)

Abstract: In order to explore the situation of light aircraft wing and tail aerodynamic interference, and acquire the aerodynamic characteristics of the horizontal tail height position in two cases, this paper studied the aerodynamic characteristics and effect with high and low layout of the horizontal tail wing in different wind speed and angle of attack. The research results show that in normal flight attitude, the wing wake flow interference that the high horizontal tail accepts is relatively small than the low one, that the high horizontal tail aerodynamic efficiency is relatively high and that the whole performance is more fine. This test results can be used for light aircraft design reference.

Abstract: upper wing layout; light aircraft; wing and tail; aerodynamic interference; wind tunnel test

引言

自 20 世纪 80 年代以来, 轻型运动飞机 (Light Sport Aircraft, LSA) 越来越普及到航空体育运动中。此后, 性能良好、形式多样、气动布局不同的各种轻

型运动飞机 (LSA) 不断被设计制造出来。进入 21 世纪后, 随着航空运动的蓬勃发展, 许多飞机制造商开发不同型号与布局的轻型运动飞机, 甚至形成了系列化研制的发展趋势。由于气动布局、外形能直接影响飞机的飞行性能, 所以在这类飞机设计过程

[收稿日期] 2013-12-28

[修回日期] 2013-02-25

[基金项目] 航空基金 (2010ZA56002)

[作者简介] 江善元 (1965—), 男, 南昌航空大学飞行器学院副教授。主要研究方向: 飞行器设计及制造。

中,总体气动布局的设计非常重要^[1]。从设计、研制这类轻型飞机的角度来看,它跟大型飞机的设计研制有类似之处,但由于它雷诺数偏低^[1-2],又有许多不同之处,轻型飞机有其自身的特点和气动特性。本文为了探索上单翼布局的轻型飞机机翼与尾翼的气动干扰情况和获得平尾高低布局两种情况下的气动特性,使用低速风洞对上单翼布局的轻型飞机在不同风速、迎角下进行了风洞试验研究。风洞试验研究结果可作为上单翼布局类轻型飞机气动外形和气动布局设计的参考依据。

1 试验设备和模型

1.1 试验风洞

试验是在南昌航空大学低速风洞中进行。NHFD-1 型风洞是一座单直流式低速风洞,试验段切面为切角矩形,截面尺寸为 $1.0\text{ m}^2 \times 0.7\text{ m}^2$,试验段长 2 m,下转盘直径 0.3 m,风洞总长 12 m,中心线距地面高 1.4 m。试验段稳定风速 $5\text{ m} \sim 40\text{ m/s}$,试验段气流紊流度小于 0.5%。

风洞风速控制采用直流式数字调速器。

1.2 试验模型

试验飞机(直机翼)模型(1:12),制作了两个:一个为水平尾翼高位布局,一个为水平尾翼低位布局,高位布局的水平尾翼比低位布局的水平尾翼高 300mm,见图 1 所示。飞机模型的主要几何参数为:机翼展长 0.60 m、机翼的平均几何弦长 0.092 m、机翼面积 0.055 m^2 、展弦比 6.52、前缘后掠角 0° ,上反角 2.5° ,安装角 2° ;机身采用了整体流线型外形设计;机翼翼型是 NACA2415,水平尾翼采用 NACA0011 翼型,垂直尾翼采用 NACA0018 翼型。

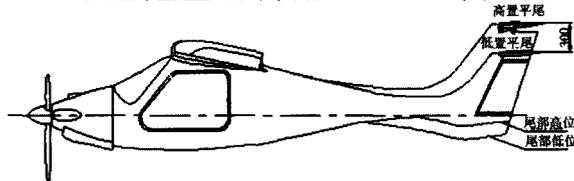


图 1 飞机外形图(高、低水平尾翼布局对比)

1.3 测试天平 and 数据处理系统

测力天平为盒式六分量应变天平。它的几何尺寸为:天平高 532 mm,底部长 430 mm,宽 350 mm;与模型为机身腹部支杆连接。天平静校准精度为 0.1gf。

测力数据采用 32 通道,A/D 位数 16 位转换,采集速度 100Hz,配备滤波器和放大器,每个迎角状态采集时间为 25s。风洞试验情形见图 2 和图 3 所示。



图 2 低位平尾模型试验情况图



图 3 高位平尾模型试验情况图

2 试验结果与分析

2.1 升力、阻力及俯仰力矩测试

为了获得模型的气动数据,本文采用气动力直接测量法^[3]。对两个试验模型在雷诺数分别为 $R_e = 2.93 \times 10^7$ 和 $R_e = 2.42 \times 10^7$ 时进行了多轮次的试验,试验迎角分别为 $-6^\circ, -4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ, 20^\circ, 22^\circ, 24^\circ$,在这些状态下分别测定模型的升力、阻力和俯仰力矩数值,并进行处理和整理。

(1) 高置平尾试验

对该模型试验时,在每个状态中对水平尾翼和方向舵的角度保持不变。从试验结果看出,模型的气动数据比较理想,在襟翼偏角为 0° ,最大升力系数为 1.39,属于正常范围。在襟翼为 0° 时,俯仰力矩很小。测试过程中,因为尾翼受到机翼气流干扰的

原因,模型迎角加大到 16° 时开始摆动,特别是平尾摆动较大,其原因为机翼后部分离气流对平尾冲击所致^[4]。

(2) 低置平尾试验

对该模型实验时,在每个状态中对水平尾翼和方向舵的角度保持不变。从试验结果来看,升力特性和阻力特性在低迎角时属于正常范围,但数据波动比较频繁,在进入失速迎角之后,机身摆动较大。气动数据处于正常情况的襟翼偏角为 0°,最大升力系数为 1.28。随着迎角的增大,俯仰力矩数值波动较大^[2]。其原因为平尾位置比较低,机翼后部分离气流很快对尾翼产生干扰,导致气流不稳定,使平尾气动效率下降^[1]。

具体试验数据结果见图 4、图 5、图 6、图 7 各特性曲线。

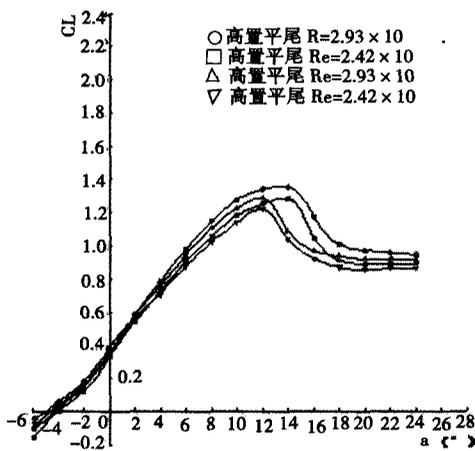


图4 升力特性对比

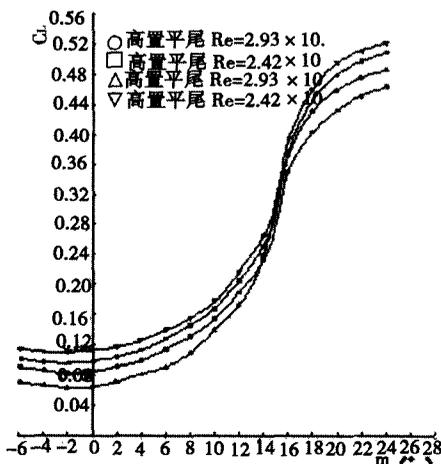


图5 阻力特性对比

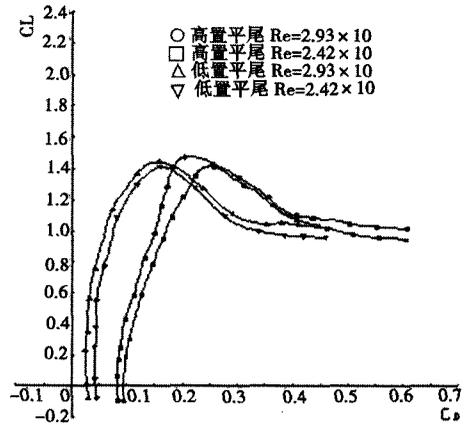


图6 极曲线对比

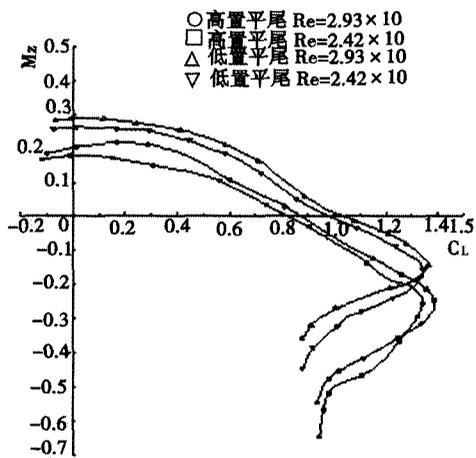


图7 俯仰特性对比

2.2 试验结果分析

图 4、图 5、图 6、图 7 各特性曲线显示了两个模型试验对比情况。现在对各个特性曲线分析如下:

图 4 升力特性:从试验数据可以看出,在两个雷诺数下试验得到的升力系数都是高置平尾模型高于低置平尾模型,试验表明,高置平尾布局当迎角大于 14° 时发生失速,低置平尾布局在迎角大于 12° 时发生失速,在到达失速之后,高置平尾布局升力系数下降缓慢,低置平尾布局升力系数下降陡快。分析原因,是高置平尾布局当迎角增大时,平尾比较晚才进入机翼的尾流区内,机翼后部气流与平尾的干扰时间比较晚^[5-6]。而低置平尾布局当迎角增大时,平尾比较早就进入机翼的尾流区内,机翼后部气流与

平尾的干扰时间比较早^[5-6]。两种平尾布局在迎角进入 18°后,升力系数保持一段稳定的时间,并且呈缓慢下降的趋势。因为飞机进入更大的迎角后,尾翼基本不受机翼尾流的干扰了。

图 5 阻力特性:从试验数据可以看出,阻力系数是高置平尾模型低于低置平尾模型,试验表明,高置平尾布局与低置平尾布局在发生失速时的阻力曲线斜率几乎接近^[2]。

图 6 极曲线:从试验数据可以看出,由试验得到的极曲线中,高置平尾模型在失速前有比较宽范围的稳定的升阻比值,并且曲线斜率变化不大,升阻比较高,说明它有比较大范围的飞行包线;在低置平尾模型的极曲线中,模型开始有比较大的曲线斜率,也就是有大的升阻比^[2],但随着迎角的增加,斜率很快变小,也就是说,飞机姿态迎角增大一些,它的升阻比很快就变小,这对飞行不利^[1]。所以,它的飞行包线范围比较窄^[1]。

图 7 俯仰特性:从试验数据可以看出,在两个雷诺数下试验得到的俯仰特性系数都是高置平尾模型优于低置平尾模型。试验表明,高置平尾布局的俯仰特性系数正值范围较小,也就是抬头力矩范围较小,当迎角增大时,飞机很快进入低头力矩,这样可以很好地保证飞机的纵向稳定性^[1]。低置平尾布局的俯仰特性系数正值范围较大,也就是抬头力矩范围较大,当迎角增大时,飞机较晚才进入低头力

矩,这样对飞机的纵向稳定性不利。分析原因,是高置平尾布局的飞机在正常姿态角度巡航时,机翼尾流不干涉水平尾翼,平尾能有效地保证飞机的纵向稳定性;当迎角增大时,平尾较晚才进入机翼的尾流区内,机翼后部气流与平尾的干扰时间较晚,同时,它有较大范围的负值区,也就是低头力矩范围较大,所以有较宽的纵向稳定区域。低置平尾布局模型的纵向稳定区域范围较窄,其原因是它的机翼尾流很早就干涉了尾翼,使尾翼效率降低,并且较大范围地受到影响。

3 结 论

本文利用低速风洞对高低位置布局尾翼的上单翼轻型飞机进行了多轮次试验,得出了模型在各种状态下的升力特性、阻力特性、极曲线和俯仰特性曲线。经过详细的分析比较,得出了上单翼布局的轻型飞机中高低位置不同的尾翼对整机气动性能的影响情况,总结了其气动性能变化特征。通过上述两个模型一系列的风洞试验表明:上单翼布局的轻型飞机中,高置平尾方案比低置平尾方案的升阻特性、纵向稳定特性较好,飞行姿态范围较宽^[1];在进入大迎角时,高置平尾方案失速特性优于低置平尾方案,在接近和进入失速后,高置平尾方案飞机比较稳定,所以总体气动性能更为良好。本文可供轻型飞机设计、研究时参考。

【参考文献】

- [1] (美)D. P. 雷曼尔. 现代飞机设计[M]. 钟定遼,译,北京:国防工业出版社,1992:50-57.
- [2] 吴子牛主编. 空气动力学[M]. 北京:清华大学出版社,2007:111-118.
- [3] 焦子秦,张彬乾,金承信. 翼型气动力直接测量风洞试验技术探索[J]. 实验流体力学,2005,19(2):40-44.
- [4] 刘沛清,魏园. 在近距离耦合鸭式布局中的涡系结构[J]. 实验流体力学,2005,19(3):85-89.
- [5] 展京霞,王晋军. 近距离鸭翼高度对鸭翼-前掠翼布局纵向气动特性影响的实验研究[J]. 实验流体力学,2006,20(2):51-54.
- [6] 王晋军,赵霞. 鸭翼-前掠翼气动布局纵向气动特性实验研究[J]. 空气动力学学报,2004,22(2):237-244.