

文章编号:1674-8190(2016)02-153-05

翼吊低平尾飞机尾迹测量研究

周星, 白峰

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 平尾是影响全机纵向力矩的首要部件,翼吊低平尾飞机平尾处的流场受到翼身组合体尾迹的影响。为了摸清尾迹的特点,利用七孔探针测量平尾处的动压及下洗角,得到平尾处流场动压损失以及下洗角随飞机迎角变化的气动特点。结果表明:在接近最大升力系数时,平尾处流场动压损失严重,降低了平尾的气动效率,导致全机的纵向力矩失稳。研究结果对大飞机的气动特性优化工作具有指导意义。

关键词: 翼吊;低平尾;七孔探针;尾迹;纵向力矩;稳定性

中图分类号: V211.73

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.003

Survey on Wake of Wing-hung and Low-HTP Airplane and Investigation of Longitudinal Moment Characteristic

Zhou Xing, Bai Feng

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: Horizontal tail plane (HTP) is the primary component of aircraft, which influences the longitudinal moment of whole aircraft. The low HTP is affected by the wake of wing-and-fuselage combination in the wing-hung aircraft. In order to find out the characteristics of the wake, by using the seven hole probe the down wash angle and dynamic pressure are measured. The change of down wash angle and dynamic pressure with the changing of the attack angle can be gained. Results show that the loss of the dynamic pressure of the HTP is severe near the critical angle of attack. It can decrease the efficiency of HTP and cause the instability of longitudinal moment. The research result could be used to optimize the aerodynamic characteristics.

Key words: wing-hung; low-HTP; seven-hole probe; wake; longitudinal moment; stability

0 引言

飞机若想具有良好的失速特性,首先应保证机翼的分离是由内翼往外的缓慢分离;其次,在发生分离时,尾翼不得由于沉浸在机翼分离流的尾迹中而丧失其有效性。平尾通常位于机翼下游,故机翼尾迹对平尾的干扰是必然存在的。

目前,民航飞机主流机型的布局分为尾吊高平尾飞机和翼吊低平尾飞机。国外对尾吊高平尾飞机(例如 DC-9)^[1-2]进行了尾迹测量,结果表明高平

尾飞机在较大迎角范围内,机翼尾迹流经平尾区,当迎角继续增大时机翼尾迹脱离平尾,短舱挂架的尾迹又流经平尾,使得平尾效率下降,导致高平尾飞机进入“深失速”。而翼吊低平尾是目前主流的气动布局形式,A320、B737等均为翼吊低平尾飞机,国产大飞机也正逐步涉足该领域,竞争剧烈。翼吊低平尾飞机与尾吊高平尾飞机的气动特性不同,机翼尾迹的干扰出现在中迎角与失速迎角之间,使平尾效率降低,从而降低了最大升力系数的使用范围,进而影响飞机的起落性能和安全性。

国外关于尾迹测量的相关研究较少,尤其对包含飞机力矩分析的研究鲜有报道;国内通常采用PIV法对部件尾迹进行测量^[3-4],虽然该测量方法先进,但是价格昂贵。七孔探针^[5]是一种可以同时

收稿日期:2014-05-28; 修回日期:2016-02-17

通信作者:周星,zhouxing@comac.cc

获得流动速度大小、方向及总压和静压的气动测量装置,已被广泛地应用于各种大角度的流动测量,例如风洞流场校测^[6]、大气传感器试验模拟^[7]以及风力机叶片的叶尖下游流场测量等。

本文首次采用七孔探针对平尾处的流场进行测量,得到当地速压和下洗角的变化,探明翼吊低平尾飞机大迎角力矩失稳的原因,研究结果对指导大飞机的力矩特性优化工作具有参考意义。

1 七孔探针尾迹测量试验方法

七孔探针尾迹测量试验属于特种风洞试验,模型和试验方案均具有一定的特殊性。试验具体实施过程和技术难点如下:

(1) 为了保证流场的相似性和测量的准确性,试验选择在低速高雷诺数风洞进行,雷诺数为 6.5×10^6 。

(2) 机翼和平尾之间存在相互干扰,但是基于两者参考面积的大小以及上下游的关系,机翼对平尾的干扰是研究的主要矛盾,因此模型的构型选择全机无平尾构型。

(3) 探针测量的直接结果是七个孔的压力值,需要通过探针的校准公式计算得到当地流场的迎角、侧滑角、静压和总压。

(4) 平尾由带有七孔探针的尾耙系统代替,当尾耙上反角为 0° 时,尾耙系统上的探针坐标系与机身坐标系重合,这种方式便于探针的测量数据向全机坐标系转换。

(5) 探针尾耙能够绕着机身某个轴线进行旋转,模拟平尾上反角的变化,并且在某个角度下,探针前缘与原平尾前缘重合。该试验方案的优势在于,在某个固定机身迎角下,可以对平尾当地流场进行片区扫掠,获得比较丰富的平尾附近流场信息。尾耙机构如图 1 所示。

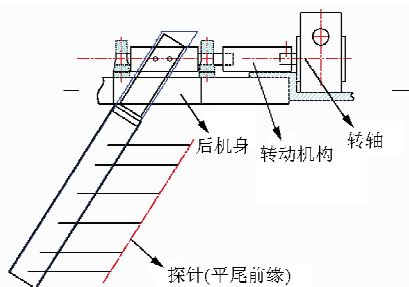


图 1 尾耙机构图

Fig. 1 Structure of wake harrow

(6) 尾耙上探针的布置位置根据平尾的展长由内翼向外翼等分布置,且至少需要在平尾翼展外布置一根探针,以便能够观察到平尾以外流场的特征。本文选择的站位分别为 22%、41%、60%、80%、98% 和 115%,如图 2 所示。

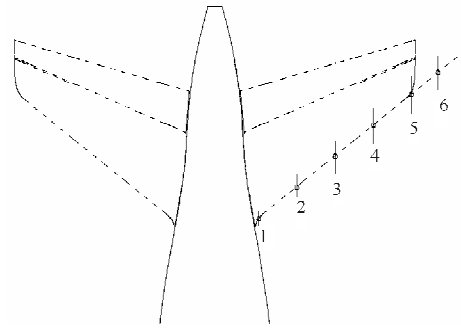


图 2 测量点(探针)分布

Fig. 2 Distribution of the probe

(7) 探针尾耙外露的部分主要包括探针和支杆,探针固定在支杆上且探针的测压管由支杆内部进入机身内与测量系统相连,如图 3 所示。探针必须距离支杆根部 200 mm 以上,以降低支杆对来流的干扰;探针直径仅为 4 mm,其长细比为 50,即探针的刚度较弱,故需要在探针根部到半展长的位置进行加强。

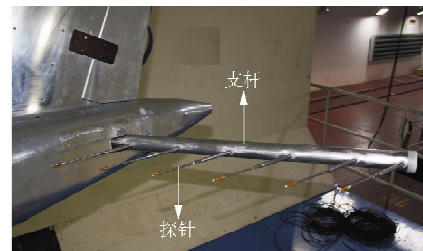


图 3 探针与支杆连接示意图

Fig. 3 Diagram of the connecting between probe and support rad

(8) 试验可采用定尾耙上反角、变机身迎角或定机身迎角,变尾耙上反角两种方式进行,本文采用定尾耙上反角、变机身迎角的方式进行试验。

2 七孔探针原理

尾耙上的七孔探针可以测量当地流场的速度、方向、总压以及静压等。七孔探针的设计和加工难度较大,在直径为 4 mm 的圆锥上加工七个平行于

柱轴线的孔,孔径为 0.6 mm。

七孔探针的基本原理^[7-8]为:在小流动角时,中心孔压力 P_7 最大;随着流动角度的增加,最大压力孔将由中心逐渐转移到正对横向气流的压力孔;根据七个压力孔的压力高低,将流动空间划分为七个区,以压力最高的孔编号命名,第七孔所对应的流动空间称为内区,其余六个区称为外区,每个区各占 60° 的扇形空间;通过七个孔的压力系数求得来流相对于探针坐标系的 θ 角与 ϕ 角,如图 4 所示。

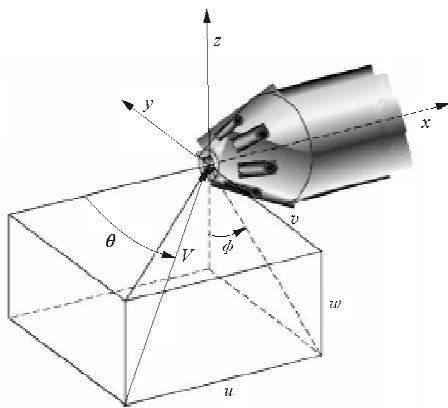


图 4 七孔探针坐标系

Fig. 4 Seven-hole probe coordinate system

本文主要通过七孔探针测得当地的流场方向以及速压随机身迎角的变化量。

3 尾迹测量结果分析

尾靶前缘与平尾前缘重合的试验结果如图 5 ~ 图 8 所示。

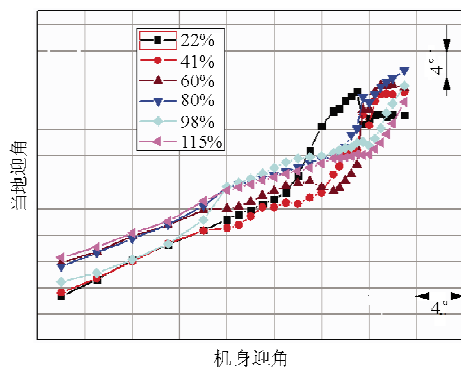


图 5 当地迎角随机身迎角的变化(襟翼放下)

Fig. 5 Change of local angle along attack angle(flap down)

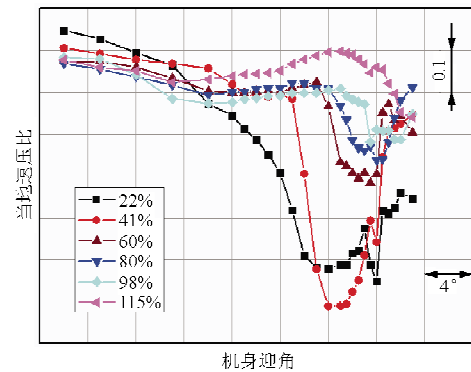


图 6 当地速压比随机身迎角的变化(襟翼放下)

Fig. 6 Change of dynamic pressure ratio along attack angle(flap down)

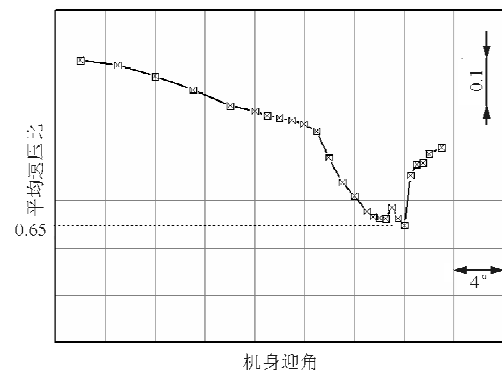


图 7 平均速压比随机身迎角的变化(襟翼放下)

Fig. 7 Change of average dynamic pressure ratio along attack angle(flap down)

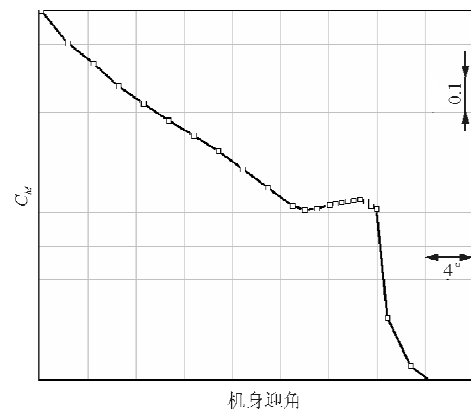


图 8 全机纵向力矩随机身迎角的变化(襟翼放下)

Fig. 8 Change of pitch moment along attack angle(flap down)

从图 5 可以看出:平尾处的当地迎角随着机身迎角的增大逐渐增大,提高了平尾当地气动力,对全机纵向力矩具有增加作用。

从图 6 可以看出:当地速压随着机身迎角的增

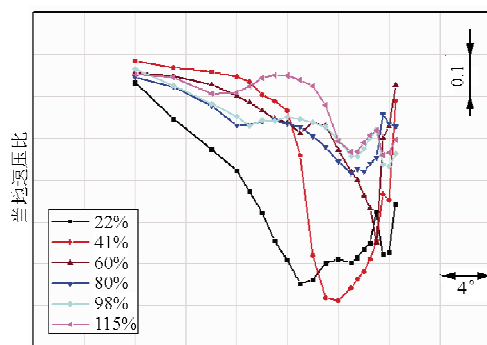
大逐渐降低。

对六根探针测得的速度结果进行平均,得到如图 7 所示的平均动压比随机身迎角的变化曲线。从图 7 可以看出:平尾处综合速度随着机身迎角的增大而减小,达到某个迎角后急剧下降到来流的 65%,然后再慢慢恢复,上述速压的变化特点将直接影响全机的力矩特性。

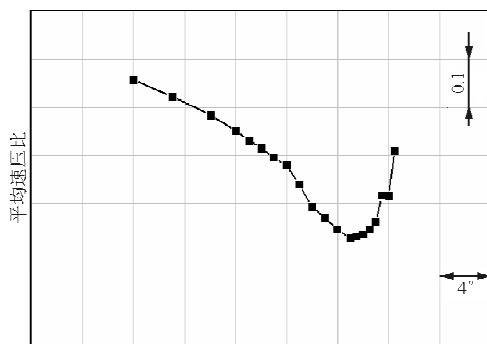
从图 8 可以看出:纵向力矩同样在达到某个迎角后开始上翘^[9-11],该现象在 B747 和 A300 飞机上均出现过,会使全机稳定性降低^[12-13];在较大迎角后才开始恢复,变化特点与速度变化结果近似。

综上所述,平尾处当地速压的变化是影响全机纵向力矩稳定性的重要因素。

试验中将尾舵绕轴下偏 -5° ,等效平尾下反 -5° ,试验结果如图 9 所示,此时尾迹对平尾当地速压的影响规律同图 6~图 7。研究表明,机翼尾迹影响范围较大,小范围改变平尾的上反角无法达到躲避尾迹的作用。



(a) 当地速压比变化



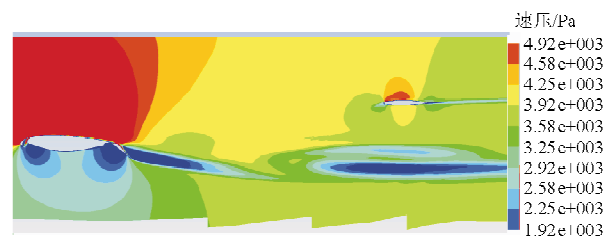
(b) 平均速压比变化

图 9 平尾流场随机身迎角的变化(襟翼放下,平尾下反)
Fig. 9 Change of HTP flow along attack angle
(flap down, HTP lower)

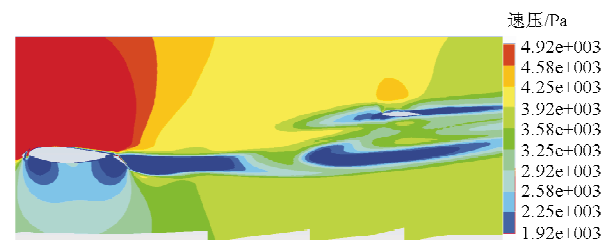
根据上述结论,提出改善翼吊低平尾布局飞机力矩特性的建议:优化机翼部件设计^[14],适当降低内翼的升力环量分布,使内翼提前分离^[15-16],降低机翼本体的抬头力矩,同时减弱机翼对平尾的下洗作用;可在短舱上加装导流片^[17],以改变机翼尾迹的流动轨迹,同时补偿平尾处的动量损失。

4 尾迹数值模拟

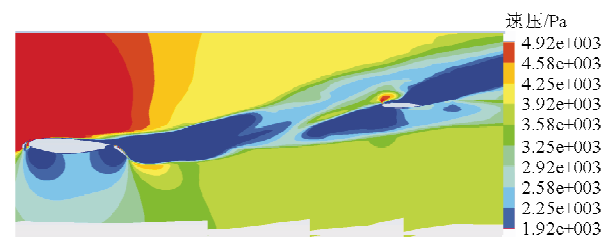
对于翼身组合体的尾迹,短舱内某剖面空间流场随机身迎角变化的速度分布图如图 10 所示。



(a) 小迎角



(b) 中迎角



(c) 大迎角

图 10 翼身组合体的尾迹计算结果(襟翼放下)

Fig. 10 Calculated result of wake due to wing-fuselage

从图 10 可以看出:在小迎角范围内,平尾基本不受翼身组合体影响;在大迎角时,翼身组合体的低能尾迹扫过平尾,使平尾处的速度降低到来流的 66.6% $((2.0 \times 10^8)/(3.0 \times 10^8) \times 100\%)$ 左右,而试验结果为 65%,数值计算与试验结果基本一致。

5 结论

(1) 本文首次利用七孔探针对翼吊低平尾布

局飞机的机翼尾迹进行测量,得到机翼尾迹的特点并探明翼吊低平尾飞机力矩上翘的原因,表明平尾处当地速压的变化是影响全机纵向力矩稳定性的重要因素。总结出一套七孔探测测量空间流场的风洞试验方法,该方法拓展了七孔探针的应用领域,解决了飞机研制中的相关问题。

(2) 对于低平尾布局的飞机,其在失速迎角之前,平尾开始沉浸在机翼尾迹区里,由于分离流的影响,平尾当地速压的降低将直接影响平尾的效率以及全机纵向力矩特性。由于机翼尾迹的影响区域较大,仅仅只改变平尾的安装角度或者平移位置,很难达到改善纵向力矩的效果。

参考文献

- [1] 邹灿东,王育平,徐南波,等.某型尾吊高平尾飞机失速特性试飞方法研究[J].民用飞机设计与研究,2012(4):19-22. Zou Candong, Wang Yuping, Xu Nanbo, et al. Research on flight test methods of stall characteristics of a rear-mount engine and high horizontal tail civil airplane[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012(4): 19-22. (in Chinese)
- [2] Richard S Shevell, Roger D Schaufele. Aerodynamic design features of the DC-9[J]. Journal of Aircraft, 1966, 3(6): 515-523.
- [3] 袁红刚,李进学,杨永东,等.前飞状态旋翼尾迹测量试验研究[J].实验流体力学,2010,24(4):29-32. Yuan Honggang, Li Jinxue, Yang Yongdong, et al. Test investigation of wake measurement for rotors in forward flight[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(4): 29-32. (in Chinese)
- [4] 高志鹰,汪建文,韩晓亮.最优S型小翼影响近尾迹流动的PIV测试[J].工程热物理学报,2011,32(12):2044-2047. Gao Zhiying, Wang Jianwen, Han Xiaoliang. PIV experiment on the effect of near wake using horizontal axis wind turbine with optimal ogee tip vane[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(12): 2044-2047. (in Chinese)
- [5] 王蕾.七孔探针风洞实验技术研究[D].南京:南京理工大学,2010. Wang Lei. Research of wind tunnel experiment measurement for seven-hole probes[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)
- [6] 马兴宇,明晓.七孔探针测量剪切流场的误差分析和实验验证[J].空气动力学学报,2012,30(1):57-62,67. Ma Xingyu, Ming Xiao. Experimental research and error analysis on seven-hole probe measurements of shearing flow field[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 57-62, 67. (in Chinese)
- [7] 周星,杨士普,蒋晓莉.民用飞机大气传感器低速验证试验研究[J].航空工程进展,2013,4(1):43-48. Zhou Xing, Yang Shipu, Jiang Xiaoli. Study on low-speed verification test of atmospheric sensors of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(1): 43-48. (in Chinese)
- [8] 杨士普,孙一峰,方阳.民机迎角传感器布局流场分析[C]//昆明:第九届全国流动显示学术会议论文集,2012. Yang Shipu, Sun Yifeng, Fang Yang. Analysis on the angle of attack sensor layout flow[C]//Kunming: The ninth National Academic Conference of Flow Visualization, 2012. (in Chinese)
- [9] Wimpres J K. Predicting the low-speed stall characteristics of the Boeing 747[C]. AGARD-CP-102, 1972
- [10] Copany D A. Aerodynamics of high-lift airfoil systems[J]. Fluid Dynamics of Aircraft Stalling, 1972.
- [11] Gratzer L B. Analysis of transport applications for high-lift schemes[C]. AGARD LS-43, 1970.
- [12] 周涛,李亚林,鲁岱晓,等.民用飞机失速特性研究[J].民用飞机设计与研究,2012(1):21-26,39. Zhou Tao, Li Yalin, Lu Daixiao, et al. Stall characteristic investigation of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012(1): 21-26, 39. (in Chinese)
- [13] 艾德·奥波特.运输类飞机的空气动力设计[M].顾诵芬,吴兴世,杨新军,译.上海:上海交通大学出版社,2010. Oport E. Aerodynamic design of transport aircraft[M]. Translated by Gu Songfen, Wu Shixing, Yang Xinjun. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. (in Chinese)
- [14] Burt D O'Laughlin, Lloyd Graham E, John Christiansen. S-3A development tests[C]. AIAA-73-778, 1973.
- [15] 邱亚松,白俊强,李亚林,等.复杂几何细节对增升装置气动性能影响研究[J].航空学报,2012,33(3):421-429. Qiu Yasong, Bai Junqiang, Li Yalin, et al. Study on influence of complex geometry details on the aerodynamic performance of high-lift system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3): 421-429. (in Chinese)
- [16] 叶军科,陈迎春,李亚林,等.民用飞机前缘增升装置气动特性试验研究[J].西北工业大学学报,2011,29(6):904-908. Ye Junke, Chen Yingchun, Li Yalin. Improving further high-lift configuration of an airplane model through inboard slat and strake experiments[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(6): 904-908. (in Chinese)
- [17] Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe, Mitsuhiro Murayama, et al. PIV investigation of nacelle Chine effects on high-lift system performance[C]. AIAA-2008-240, 2008.

作者简介:

周星(1982—),男,高级工程师。主要研究方向:气动特性。
白峰(1984—),男,高级工程师。主要研究方向:气动特性。

(编辑:马文静)