

低速风洞试验腹撑支架干扰分析

Research of Low-Speed Wind Tunnel Ventral Support Interfere

白峰¹ 胡冶² / Bai Feng¹ Hu Ye²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

(1. Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要:

支架干扰修正在风洞试验数据修正体系中是很重要的环节,支撑系统对整个风洞流场的干扰是不可避免的,有些气动数据的测量值甚至会严重偏离真实结果,所以支架干扰修正方法一直是风洞数据处理的关键。常规的低速风洞试验一般采用腹撑支杆,对于支架干扰的修正一般采用试验映像两步法。对某型运输飞机低速风洞试验的支架干扰修正进行分析,数值模拟了支架对风洞流场环境的影响,研究了现行风洞数据支架干扰修正体系。

关键词:腹撑支架;支架干扰修正;映像两步法;支架阻塞

[Abstract] It is an important part that support interfere correction in the wind tunnel test correction system, the support interfere of wind tunnel airflow is inevitable, even the measure of some parameters could far warp to real, so the method to correct support interfere is the key of wind tunnel data correction. The ventral support is normal used in low speed wind tunnel test, two-steps imaging method works at correction. We analyse the support correction of a low speed wind tunnel test about the certain transport airplane, numerical simulate the influence of the support to wind tunnel airflow, research the current wind tunnel support correct system.

[Key words] Ventral Support; Correction of Support Interfere; Two-steps Imaging Method; Support Block

0 引言

在风洞试验中,需要使用支撑系统来调节模型姿态、传递模型载荷、引导电路管线等,根据不同的试验目的,选取的支撑方式各不相同。常用的低速风洞支撑方式有腹部支撑、尾部支撑、半模支撑等。运输类飞机由于机体尾部的流场十分重要,同时风洞试验多使用塔式机械天平,所以一般采用腹部支撑方式。

由于腹部支撑系统一般都有较大的风挡和高强度的支杆,而且多位于机翼附近,支架的存在必然会使模型的绕流场发生变化,试验测量结果与理想无支架情况不同。而且,腹撑系统带来的干扰量比其它支撑方式大,对于某些气动参数的干扰可能比模型本身的气动力还要大。所以有必要分析腹部支撑带来的干扰量,为风洞试验支架干扰修正和支撑方式优化提供参考依据。

1 低速风洞腹撑支架干扰

1.1 低速风洞腹撑系统

低速风洞试验一般根据模型比例、试验目的的不同,采用单支杆腹撑、双支杆腹撑和三支杆腹撑形式。

1.1.1 单支杆腹撑

单支杆腹撑的支架干扰量较小,模型重量轻的试验经常采用。单支杆腹撑系统主要由主支杆、辅支杆和风挡三部分组成。主支杆一般采用24棱柱或者表面滚花的锥形柱体,这样可以有效减小主支杆的临界Re数,从而在试验中固定气流转捩位置,稳定柱体绕流后的涡系,减小支杆阻力。辅支杆为攻角调节机构,一般嵌在主支杆内,与主支点近距耦合。风挡一般采用相对厚度为25%~30%的对称翼型,上端平面与机腹距离约为主支杆高度的30%。

1.1.2 双支杆腹撑

双支杆腹撑一般用于小展弦比飞机模型,有前后两个支撑及风挡,其强度和刚度比单支杆大。缺点是前风挡对后风挡有干扰,且在横航向试验时,前后风挡之间的流场加速区对模型周围流场干扰较大。

1.1.3 三支杆腹撑

三支杆腹撑通常只在大模型试验中采用,一般为机翼左、右支撑加尾部支撑,可以满足更大载荷下的强度和刚度要求。但对于风洞流场,支杆对下翼面的气流阻塞过大,且支杆间干扰也更加复杂。

1.2 低速腹撑支架干扰

低速风洞腹撑系统对测量结果的干扰主要有腹撑支杆受力、支架对模型的干扰及模型对支架的干扰。

1.2.1 腹撑支杆受力

在风洞试验时,如果采用外式天平,则外露支杆的部分受力也传至天平,产生测量误差。腹撑支杆由于风挡的遮蔽,暴露在气流中的大约为支杆长度的30%,这个距离主要是考虑到模型攻角范围变化,同时风挡太高对模型干扰过大,太低则主支杆受力太大。主支杆形状一般为24棱柱圆锥体或者采用表面滚花,相对于圆柱绕流,这种外形可以使流场为湍流转捩,可减小阻力约30%^[1]。

1.2.2 腹撑支杆对模型的干扰

当把风挡置于试验段中时,由于风挡后产生总压损失,风挡要在其上方产生诱导流场,在风挡顶部前上方是上洗,后下方是下洗,从而形成绕风挡顶部的弯曲流场,这种流场使位于上方的机翼有效迎角增加和顺流向速度增加,因而升力增加,并且诱导产生抬头力矩。同时腹支杆对风洞下部的气流阻塞效应,也在测量结果中表现出来^[2]。

1.2.3 模型对腹支杆的干扰

模型对支杆在流场中受力也有很大干扰,由于模型的姿态变化,引起支杆本身受力的改变。比如,在试验中随着模型迎角增大,后机身下部流场速度增加,腹支杆分离点后移,本身的阻力会减小很多。

2 腹撑支架干扰修正分析

对风洞试验腹撑支架干扰一般采用试验修正、估算修正、数值模拟修正,其中试验映像两步法最为常用^[3]。我们对某型运输机进行了3m量级的低

速风洞试验,来流速度0.2Ma,采用单支杆腹撑支撑方式,支杆外露长度约200mm,直径约100mm,表面滚花;风挡高1100mm。对于支架干扰对一些试验气动参数的影响进行了研究。

2.1 腹撑支架干扰修正

试验映像两步法对腹撑支架干扰修正主要根据流场叠加原理。在模型反装情况下,分别拆、装假腹支杆,天平测得气动力的差量认为是腹支杆的干扰量,如图1所示。

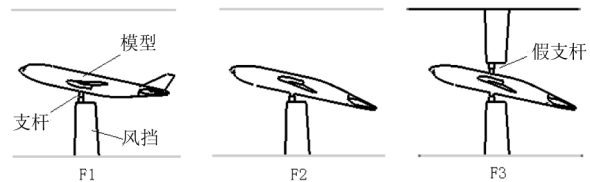


图1 试验映像两步法

图中模型的受力情况如下:

$$F_1 = F_m + F_z + F_{mz} + F_{zm} \quad (1)$$

$$F_2 = F_m + F_z + F_{mz'} + F_{z'm} \quad (2)$$

$$F_3 = F_m + F_z + F_{mz'} + F_{z'm} + F_z + F_{mz} + F_{zm} + F_{z'z} + F_{z'z} \quad (3)$$

公式以模型本身为基准, z 表示腹支架, z' 表示反装支架,模型反装情况下主支杆与假支杆的干扰量很小,可以不计,则 $F_{z'z} + F_{z'z} = 0$ 。由式(1)、(2)、(3)可得出, F_2 与 F_3 的值差为 F_1 中腹支架的干扰量,所以模型的气动力为:

$$F_m = F_1 - (F_3 - F_2) \quad (4)$$

2.2 腹撑支架的纵向干扰

对风洞试验结果进行分析,发现由于支架产生上洗流场,全机的升力系数增加约0.01~0.05。同时随着模型迎角增加,支架对后部的流场下洗和前部的上洗更加强烈,全机升力系数产生更大的增加值。同样,在增升装置打开时,对下洗流场也有加强作用,表现为支杆对着陆构型的升力系数干扰大于巡航构型,如图2所示。

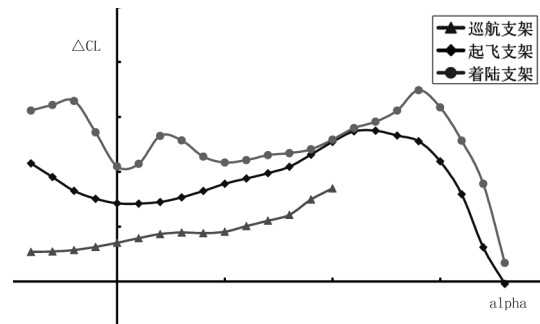


图2 支架对升力的干扰

(下转第39页)

(上接第 34 页)

腹撑支架使全机产生的附加阻力系数在 0.01~0.02,量值随迎角而变化。由于迎角增大,机身下部流速加快,缓解了支架的分离情况,带来支架本身阻力的减小,如图 3 所示。

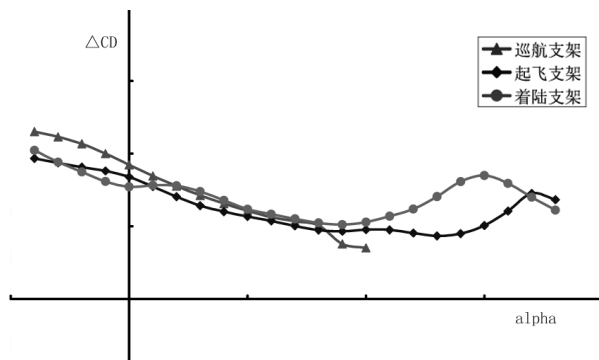


图 3 支架对阻力的干扰

同样由于支架的上洗流场,全机力矩有抬头的增量。但由于支架的尾流对增升装置效率有利,所以使襟翼对全机的低头力矩增加,表现为总的影晌量有所抵消,支架干扰对着陆构型力矩的影响量较小,如图 4 所示。

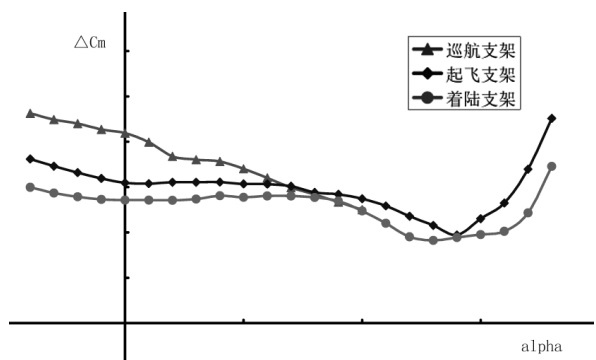


图 4 支架对俯仰力矩的干扰

2.3 腹撑支架的横航向干扰

风洞试验的横航向数据一般按体轴系给出,相对于支架与模型之间的干扰,支架本身的受力是较大的干扰量,所以其在体轴系中的分量对侧力系数和滚转力矩系数的影响比较大;而支架本身受力不产生偏航力矩,干扰量的影响较小,如图 5、图 6 和图 7 所示。对于侧向力的影响,外露支杆受力在模型随侧滑角变化时,在体轴系内均产生正的侧向力。且随着模型攻角增加,这个侧向力有所减小,这与支杆阻力随攻角增加而减小的原因相似。对滚转力矩的影响也是一样。随着迎角增加,支架干扰使侧滑情况下襟翼产生的阻力增加,对于偏航力矩的影响表现为先正后负^[4]。

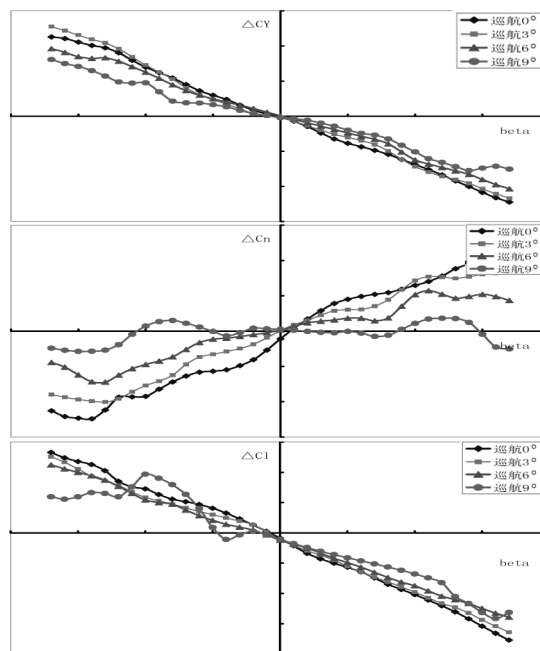


图 5 巡航构型横航向支架干扰

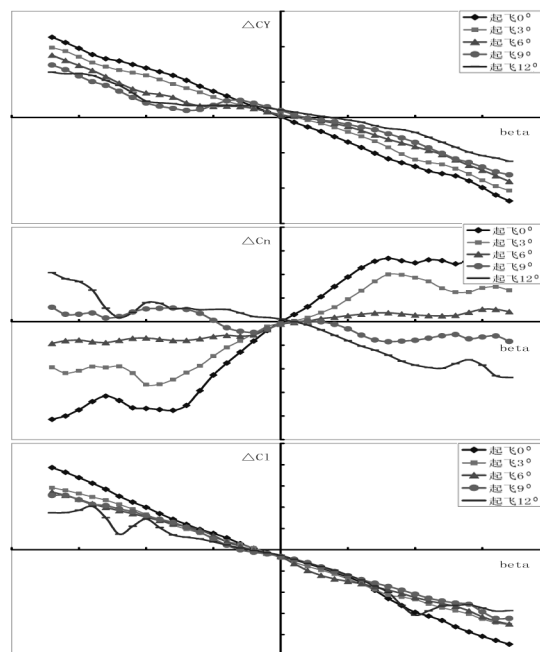


图 6 起飞构型横航向支架干扰

3 支架干扰数值模拟

支架对于整个风洞流场环境有很大影响,我们通过 NS 方程数值计算方法,对模型在不同姿态时的风洞流场进行了模拟。

以某飞机 1:12 的试验模型在 4m 量级低速风洞中的试验情况为计算环境,采用风挡翼型为 NACA0028,根弦长为 500mm,顶弦长为 400mm,高度为 1100mm;支杆直为径 100mm,高度约为 230mm,如图 8 所示。

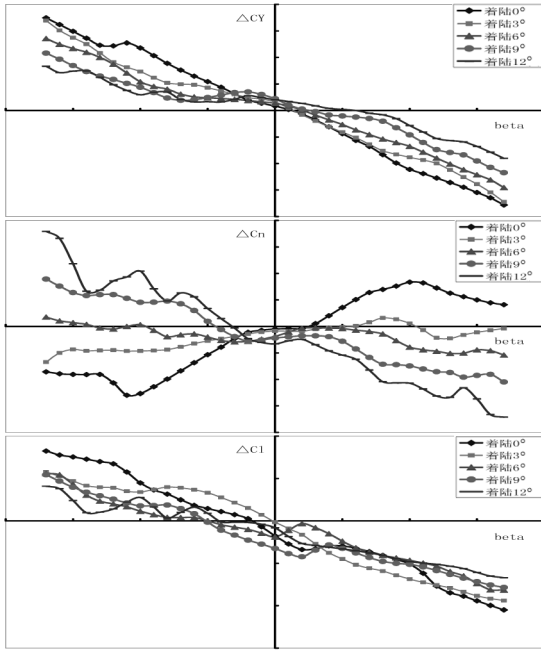


图7 着陆构型横航向支架干扰

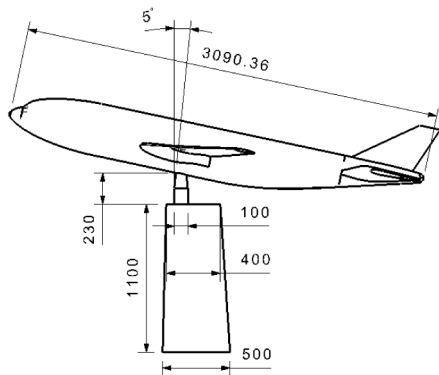


图8 风洞试验模拟

设置初始条件为:入口流速为 70m/s,出口常压,对模型在迎角 0° 和 12° 分别进行了有、无支架情况的流场计算。从结果分析, 0° 时支架带来升力系数增量为 0.011,阻力系数增量为 0.019 8; 12° 时支架带来升力系数增量为 0.015,阻力系数增量为 0.016 6。流场对称面压力云图如图 9 所示。

选取模型后部的局部流场压力形态进行分析,剖面位置为距离模型中心向下 400mm、900mm 和向后 1 000mm、2 000mm,位置如图 10 所示,结果如图 11~14 所示。从以上剖面压力云图上可以看出,由于阻塞效应,腹撑支杆前方静压增大,使得机头下方流速增加,流场产生上洗;同时尾段后部有下洗效应,在大迎角的情况下更加明显。

支架同时使机翼、机身的绕流情况发生变化,可以看出机身背部的最大负压位置后移。从模型

后剖面的压力分布可以看出,支架使模型尾流区的静压增加,测量结果产生阻力的增量。

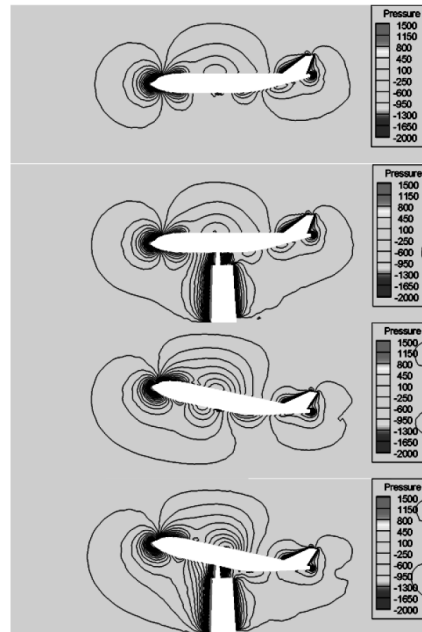


图9 流场对称面压力云图

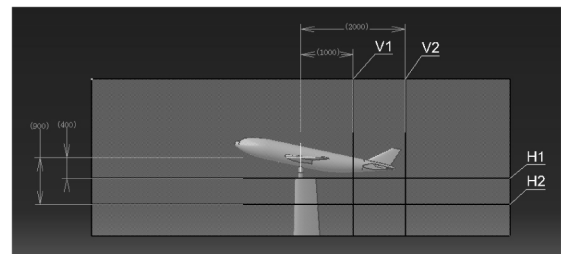


图10 流场的压力剖面

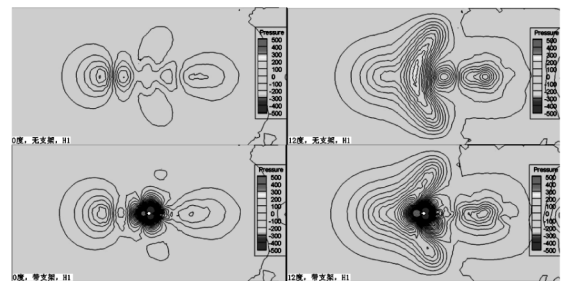


图11 H1 平面压力云图

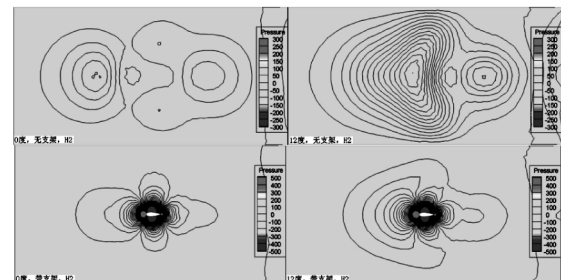


图12 H2 平面压力云图

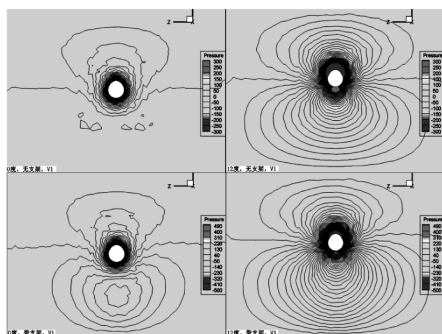


图 13 V1 平面压力云图

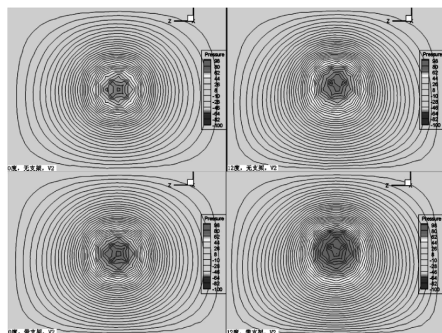


图 14 V2 平面压力云图

4 结论

低速风洞模型腹撑支架对试验数据的影响是

不可避免的,支架与模型之间的干扰十分复杂,与风洞品质和模型形式有很大关系。为了取得更加真实的数据结果,需要对支架干扰进行精确地修正,同时优化支撑系统,减小支架干扰。本文对腹撑支架干扰进行了分析,通过风洞试验结果结合数值计算,发现腹撑支架对气动数据的影响规律明显,且试验的影响量级和计算结果相当,可作为后期风洞试验判断支架干扰的经验。

进一步还需要进行更多的风洞试验研究,优化支撑结构,减小支架干扰,取得更加精确的试验数据。

参考文献:

- [1] M. D. Mark and J. H. McMasters. High Reynolds number testing in support of transport airplane development[R]. AIAA 92-3982, 1992.
- [2] B. H. Chang, A new method of blockage correction for a large blockage model in wind tunnel test, AIAA 2002-0881.
- [3] 程厚梅. 风洞试验干扰与修正[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
- [4] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.

(上接第 27 页)

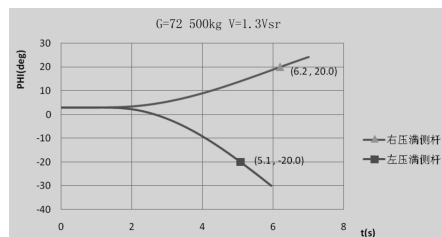


图 6 单发横滚转角随时间的变化曲线

4 结论

非对称动力飞行器操稳特性分析是一个复杂的过程,它涉及到飞行力学、空气动力学、自动控制原理、飞行控制、计算机及人工智能等多个学科。本文结合国内外文献资料,根据运输类飞机适航标准,对非对称动力飞行器操稳特性分析进行了深入研究,总结出了运输类飞机在非对称动力飞行时的定量适航审定标准及相关飞行品质要求。并结合 Matlab 仿真工具 simulink,以某典型的双发民用飞机为仿真对象,计算分析了相关的飞行品质,取得了较满意的结果。在进行飞行试验检验之前,此方法对民用飞机在非对称动力情况下的分析品质分析,具有一定的工程设计指导作用。

参考文献:

- [1] 王照明等. 世界民航安全信息[M]. 天津:中国民航大学民航安全科学研究所, 2010.
- [2] Advisory Circular—25-1309, FAA, 2002.
- [3] 蒲致祥等. 理论力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2000.
- [4] 高浩. 飞行动力学——飞机的操纵性与稳定性[M]. 西安:西北工业大学飞机系.
- [5] 张志涌. 精通 MATLAB(6.5 版)[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003.
- [6] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005.
- [7] John D. Anderson, Jr. FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. McGraw-Hill, Inc, 1991.
- [8] 凌茂英. 民用飞机失速和深失速特性研究文集[M]. 北京:航空工业出版社, 1993.
- [9] 张锡金. 飞机设计手册第 6 册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [10] CCAR25-R4, 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[s].
- [11] 顾伟豪,郑作棣等. 民用飞机设计要求[M]. 航空工业部民机局, 1987.
- [12] Advisory Circular—25-7A, FAA, 1998.