

民机风洞试验验证技术中的 几点新发展

Some New Developments in Wind Tunnel Test Validation Technology of Civil Aircraft

蒋晓莉 / Jiang Xiaoli

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

通过总结近年来与国内外风洞试验验证专业领域中的合作经验,提出了几点民机风洞试验验证技术中的新发展。它们有的已经广泛应用于工程实际,有的是在对外合作中刚刚获得的一些新经验,有的则是刚开始摸索并将要在后续的风洞试验验证中继续深入实施措施等,一并提出,以期为后来者提供参考。

关键词:民机风洞试验验证;风洞试验技术;新发展

中图分类号:V211.74

文献标识码:A

[Abstract] In this paper, cooperation experiences in the field of wind tunnel test validation from home and abroad in recent years are summarized, and some new developments in wind tunnel test validation technology of civil aircraft are raised.

[Key words] Wind Tunnel Test Validation of Civil Aircraft; Wind Tunnel Test Technology; New Developments

0 引言

随着科技的发展,民用飞机市场竞争也愈发激烈。研发机构要尽可能降低研制经费和缩短研制周期,以提高型号的竞争力,从而获得更高的市场份额和收益。激烈的市场竞争不再允许型号研制出现较大的周期延宕或反复,正因如此,民机研制中对在研型号的风洞试验验证技术要求也就更高,更趋向于准确化、精细化,以便能更及时可靠地获得型号的真实特性数据。在这样的前提下,较为粗犷的风洞试验验证技术已经不能充分满足新时代民机验证试验的技术需求,尽管它可能是曾经比较经典的“行为模式”。本文根据近年来民机风洞试验验证中的一些体会和经验,指出了民机设计验证风洞试验技术的几点新发展,它们有的已经广泛应用于工程实际,有的是在对外合作中刚刚获得的一些新经验,有的则是刚开始摸索并将要在后续的风洞试验验证中继续深入实施措施等,一并提出,以期为后来者提供参考。

1 风洞试验验证技术中的几点新发展

1.1 精细化的模型加工和检测方法

试验模型是验证试验的主体,是风洞试验不可或缺的基础条件之一,如何将模型做得更接近于真实设计外形并精确检测呢?曾经的经典做法是形面加工留一定量,后续全靠钳工手工修配,并利用样板来光顺及检验形面,该套方法年代久远,有比较完善的操作流程,已经形成了模型加工制造的国军标。而今,随着设计制造技术的发展,国内外大部分模型生产制造商都采用数控中心完成模型精加工(只留形面微量最后装配顺形),在半精加工及精加工过程中,用三坐标计量机多次计量,精确控制模型变形及形面留量并最终完成模型的检测。在这样的精细加工中,大大降低了人为因素对模型质量的影响,且能根据不同部位的设计要求精确控制模型形面余量,特别是对于翼型的前、后缘、曲率变化大的机头部件等精度高要求的部位,能很好地

满足设计要求,有力地保证了模型的加工精度和制造进度。如今,利用数控中心及三坐标计量相结合的模式加工方法虽然暂还未有相关的国家标准形成,但在模型加工制造行业,已基本形成了通行的“行规”,这对于要求更精细的民机模型(尤其是有适航监控的试验模型以及要求精确摸索模型外部流场状态的一些特殊精细试验件来讲)具有重要的现实意义。

图1是某型机的机头传感器布局验证风洞试验模型,由于是精细化试验,因此对模型机头的对称性要求很高,在模型加工完成后,设计方要求对已经去掉了工艺基准的机头进行三坐标对称性抽检,结果非常满意。

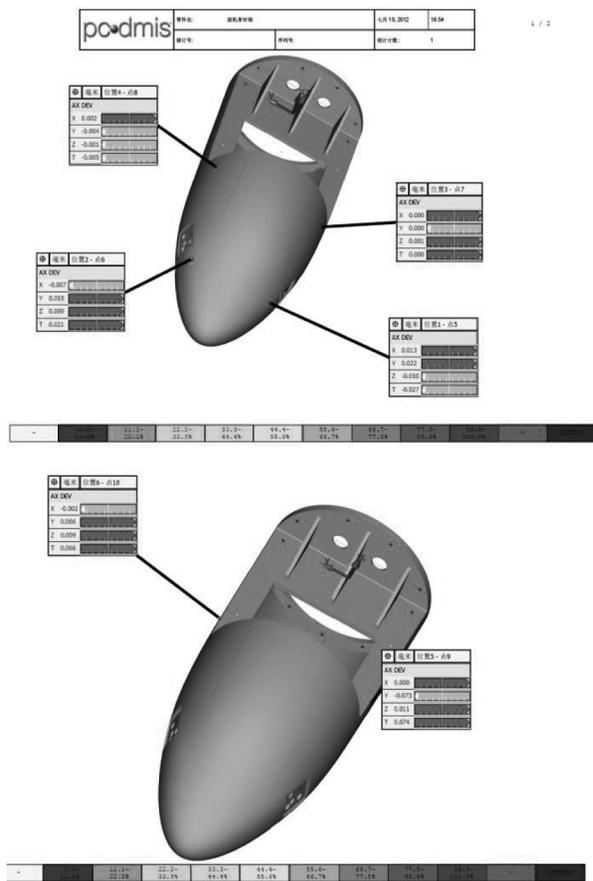


图1 模型对称性抽检结果

1.2 高雷诺数测压试验中的测压孔要求

众所周知,雷诺数影响是飞机气动设计与研究中极为重要的一环,尤其是对于大展弦比的民机,在进行风洞试验验证时往往会花费高昂的代价去追求更高的试验雷诺数,以便能更为准确地预测飞机的飞行特性。目前,随着试验技术的发展以及对雷诺数影响认识的提高,在民机研制进程中,至少

要规划1~2期的高雷诺数测力或测压试验来研究雷诺数对飞机气动特性及压力分布的影响。因此,高雷诺数测压试验中对测压孔的精细要求也渐渐地为技术人员所了解。

由于建造高雷诺数风洞需要昂贵的经费及成熟的技术和设备,因此,世界上能进行高雷诺数试验的生产型风洞并不多(目前国内仅有中航气动院FL-9低速增压高雷诺数风洞可进行型号试验),最为著名的当属于德国的ETW,该风洞可以通过增压及低温的方式,达到飞行雷诺数。在某型机的研制过程中,通过与ETW的试验合作,了解到目前世界上先进的飞机研制单位在高雷诺数测压试验中对测压孔的精细要求跟目前国内所有的经典做法是有所不同的,概括地讲,是国内“粗犷”,国外“精细”。在常规的测压试验中,对测压孔的要求基本是参考国军标高、低速风洞模型设计规范中的相关要求。在低速模型设计规范中,关于测压孔的要求如图2所示,对高速测压模型的测压孔要求更为简单,仅指出了测压孔轴线应垂直于模型表面及测压孔孔径取值范围为0.4mm~0.8mm。

GJB 180-86

- b. 三元机翼测压剖面一般可取3~5个剖面。
- 2.2 飞机模型测压点的选择
 - a. 翼剖面上下表面的测压点沿弦向各应不少于15个。各点位置以翼弦的百分比计为: 0, 0.0125, 0.0250, 0.0500, 0.1000, 0.1500, 0.2000, 0.3000, 0.4000, 0.5000, 0.6000, 0.7000, 0.8000, 0.9000, 1.000。
 - b. 在压力变化较剧烈的区域测压点的个数要适当增多。
- 2.3 飞机模型测压孔径的选择
 - a. 测压孔孔径一般取0.4~0.8毫米;
 - b. 测压孔孔深一般取 r/d 大于2。
- 2.4 测压孔周围没有毛刺或凹凸不平,孔口无倒角,表面粗糙度 R_a 值为200~100微米。
- 2.5 测压孔轴线应和模型表面的法线相一致。
- 2.6 模型内的测压管一般采用内径为0.4~0.8毫米紫铜管,使用前必须进行气密性检查。
- 2.7 测压管长度应力求短,避免直角拐弯,防止折断,堵塞。
- 2.8 测压管路的通气性能要求:压力传递反应时间小于2秒。
- 2.9 测压管路气密性要求:在达到稳定压力值后,酒精柱下降高度不得超过1~2毫米/分,并且初读数保持不变。
- 2.10 使用压力传感器及旋转阀时,应使阀组尽量安装在模型内,以减少导管长度。
- 3 测力、测压飞机模型材料的选择

图2 国军标中对测压孔的要求

对于高雷诺数下的测压试验测压孔,ETW已经形成了比较规范的要求,除了跟目前国内基本要求一致的之外,更有精细要求如下。

测压剖面上的孔径要求:

翼型前缘到25%弦长:孔内径要求小于0.2mm;

翼型约25%~95%弦长:孔内径要求等于0.3mm;

(下转第26页)

(2) 选取的装配工艺对制孔空间的要求不宜偏大。

本文分析了对接面位置的选取范围,并为一种新型对接面的设计提供了具体思路。

(上接第2页)

翼型后缘:孔直径要求等于 $0.1\text{mm} \sim 0.2\text{mm}$;

测压孔(管)的具体技术要求:

(1) 物面必须保持平整,打磨毛刺时不得倒角;

(2) 打孔之前必须完成气动表面的加工,测压孔轴线须与模型表面法线一致;

(3) 测压孔必须保持表面质量很好,为保证很好的表面质量,建议采用高速钻头加工孔(电火花加工方法表面质量稍差);

(4) 由于孔径太小,无法加工太深,最大深度为10倍孔径,若需要打更深的孔,剩下的部分可以用电火花加工;

(5) 必须保证测压管的密封性;

(6) 必须保证粘接或焊接的测压管牢固(ETW的做法是在金属管和塑料管之间加上固定带)。

此外,对于不同位置的测压孔的制作方法,ETW也有不同的建议。比如,测压孔离开走线槽很近的情况下(如翼型中部),可以采用直接打孔法,而对于空间有限而且远离走线槽位置的测压孔(如机翼前缘)则可采用带套筒方法加工测压孔法等。

从国外先进的风洞单位的做法来看,无不体现出要求越来越“精益求精”的设计理念。

1.3 精确研究平尾处的流场特性的新尝试

飞机的俯仰力矩特性与飞行性能以及安全性息息相关,是飞机设计中重点关注的方面,而平尾是控制俯仰力矩的主要部件,其周边流场特性会对平尾的气动特性产生至关重要的影响,翼身组合体对平尾的干扰以及平尾在干扰流场下自身特性的变化,都会影响到全机的失速特性以及纵向稳定性,因此,对于平尾处的流场特性研究具有重要的意义。

国内目前对于机翼对平尾下洗特性的影响进行研究的经典方法是通过部件组拆测力法来计算,该方法能反映宏观气动力结果,但无法确切知道平尾处的速度阻滞以及平尾当地迎角随机身迎角的变化;常规还可以通过丝线等流场显示的方法来观

参考文献:

- [1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [2]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第10册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

察平尾本身的流场特性,但观测结果也只能定性分析,无法量化。在工程实践中,民机设计的技术人员已经开始采用较为精密的传感器——七孔探针来精确研究平尾处的流场特性。通过七孔探针可以较为准确地测量平尾当地流场的速度、方向、总压以及静压等,获得平尾处的流场方向以及当地速压随机身迎角的变化,从而可以更为合理地为平尾布局设计以及研究全机失速相关特性提供更为可靠的参考和依据。图3为某型飞机利用七孔探针进行平尾处流场测量研究的试验照片,研究获得较好的结果。

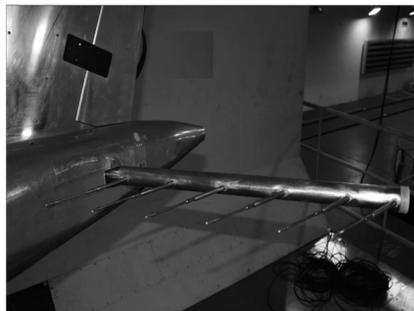


图3 七孔探针测量平尾处的流场特性

2 结论

总结以上民机型号验证风洞试验技术中的几点新发展和新要求,体现了一个共同的特点,那就是“精益求精地精细化”。现代民机设计验证领域必然会要求越来越精细和规范的风洞试验技术,从而获得越来越可靠的飞机气动特性预测结果。可以预见,这将是飞机设计验证风洞试验技术发展的必然方向。

参考文献:

- [1] 华成贤,李实伟. GJB180-86 低速风洞模型设计规范[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1987.
- [2] 王发祥. GJB569-88 高速风洞模型设计规范[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1989.