

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.012

大展弦比飞机变翼展洞壁干扰试验与分析

许新^{1,2} 陈德华^{1,2} 程克明³ 刘大伟^{1,2} 魏志²

(1. 空气动力学国家重点实验室, 绵阳, 621000; 2. 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, 绵阳, 621000; 3. 南京航空航天大学航空学院, 南京, 210016)

摘要: 为了掌握不同马赫数、不同展长条件下大展弦比飞机模型风洞试验壁面压力分布, 为高速风洞试验中大展弦比飞机模型展长的设计准则提供依据, 设计加工了一套可变翼展大展弦比飞机模型, 在 2.4 m 跨声速风洞中进行了洞壁干扰试验。试验过程中, 使用 13 根壁压管测量了洞壁压力分布, 试验马赫数范围 0.4~0.86, 模型展长与试验段宽度比例为 65%~90%。结果显示, 大展弦比飞机模型展长超过临界值(70% 试验段宽度)后, 亚声速范围内洞壁压力会产生突变, 跨声速洞壁压力变化不大; 大展弦比飞机亚声速风洞试验模型展长必须严格限制, 跨声速试验模型展长可适当放宽要求。

关键词: 飞行器设计; 大展弦比; 风洞; 洞壁干扰

中图分类号: V211.74 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)04-0519-07

Experiment and Analysis of Wall Interference of Large Aspect Ratio Airplane with Variable Wing Span

XU Xin^{1,2}, CHEN Dehua^{1,2}, CHENG Keming³, LIU Dawei^{1,2}, WEI Zhi²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang, 621000, China; 2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000, China; 3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to obtain the wall pressure distribution of large aspect ratio airplane's wind tunnel experiment with variable Mach number and wing span, guideline of the large airplane's wing span design is provided in high speed wind tunnel, a large airplane model with variable wing span is designed and the wall interference experiment is conducted in 2.4 m transonic wind tunnel. The wall pressure distribution is measured with 13 tubes in test section, while the Mach number ranges from 0.4 to 0.86. The ratio of model's wing span and the test section's width ranges from 65% to 90%. Results show that wall pressure would change suddenly when the wing span is larger than the critical value (70% width of test section) in subsonic, while the transonic results remain unchanged. The wing span of large aspect ratio airplane in the subsonic wind tunnel must be restricted while the transonic test model could be designed larger.

Key words: aircraft design; large aspect ratio; wind tunnel; wall interference

大型飞机是当今社会发展必不可少的重要航空器, 未来几十年, 中国将集中优势大力发展大型客机、大型运输机等众多大型飞机项目^[1-2]。在大型飞机设计研制过程中, 风洞试验是获取其气动特

性的主要手段, 因此风洞试验数据的精准度直接关系到大型飞机的研制成败。与真实飞行情况不同, 风洞中由于洞壁的存在, 不可避免地会产生洞壁干扰, 影响试验数据质量^[1,3]。常规风洞试验方案设

基金项目: 空气动力学国家重点实验室研究基金(SKLA2015-3-4)资助项目。

通信作者: 许新, 男, 工程师, E-mail: xinxbit@nuaa.edu.cn。

引用格式: 许新, 陈德华, 程克明, 等. 大展弦比飞机变翼展洞壁干扰试验与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 519-525. XU Xin, CHEN Dehua, CHENG Keming, et al. Experiment and Analysis of Wall Interference of Large Aspect Ratio Airplane with Variable Wing Span[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 519-525.

计时,往往采用限制模型展长的方法来减小洞壁干扰。中国空气动力研究与发展中心高速所王发祥等^[4]提出高速风洞试验模型的最大展长不应超过试验段宽度的60%(适用于所有马赫数范围),这一原则也成为了目前导弹、小展弦比战斗机等模型风洞试验方案的设计准则。但是,将大展弦比飞机模型展长限制在试验段宽度60%以下,将导致模型缩比过小,其尺度效应和雷诺数效应的影响更加突出^[5],远不能达到型号设计研制需求。因此必须针对大展弦比飞机翼展长这一气动特点,开展风洞模型展长设计准则研究。国外高速风洞依据长期经验积累制定了相关的试验方案设计准则:德国的欧洲跨声速风洞(European transonic wind tunnel, ETW)^[6-7]要求试验马赫数0.15~0.85的运输机类模型全展长小于65%试验段宽度;荷兰的德-荷联合风洞(German-Dutch wind tunnel, DNW-HST)^[8-9]要求试验马赫数0.85以下(包括亚声速)的大型客机模型全展长小于75%试验段宽度;美国的阿诺德工程发展中心(Arnold engineering development center, AEDC)跨声速风洞^[10-11]认为将大型飞机全展长与试验段宽度比例放大至80%仍可通过洞壁干扰修正获得准确的试验数据。由此可见,不同风洞、不同马赫数条件下的大型飞机风洞试验方案设计准则并不统一。目前,中国空气动力研究与发展中心2.4 m跨声速风洞是中国大型飞机研制的主力风洞,试验方案设计时一般采用基于经验的保守设计方法,要求大型飞机模型展长小于1.68 m(即风洞试验段宽度的70%)^[3-4,12]。此方法没有考虑试验马赫数适用范围,操作随意性较大,增大了试验模拟难度及初期成本。鉴于壁面压力分布直接反映了试验段洞壁干扰特性,本文设计加工了一套大展弦比飞机试验模型,在2.4 m跨声速风洞中开展变马赫数、变翼展长度试验项目,并使用壁压管测量了试验时的壁压分布特性,为2.4 m风洞大型飞机试验方案和模型缩比设计准则提供参考。

1 研究思路与方法

1.1 试验风洞

本文风洞试验完成于中国空气动力研究与发展中心高速所2.4 m跨声速风洞。该风洞为增压半回流引射式跨声速风洞,其前室总压控制精度为0.1%~0.3%,马赫数控制精度为0.002~0.003^[13]。试验在2.4 m风洞全模试验段中进行,该试验段采用孔壁设计,以便安装本文所需的壁压测量管。

1.2 试验模型

1.2.1 飞机模型

本文试验对象为某典型大展弦比飞机模型,其缩比为1:32,0°迎角时模型在风洞中的堵塞度为1%。根据以上缩比,模型展长为1.56 m,与试验段宽度的比值为65%,此外还设计加工了一组不同长度的机翼翼梢,安装在现有模型上以开展变翼展长度试验项目。新加工翼梢的翼型与原有机翼保持相同,厚度与前后缘光滑过渡,将其与原有机翼通过螺钉连接(图1)。本文设计的机翼展长如表1所示。



图1 变展长机翼示意图

Fig.1 Test model with variable wing span

表1 不同展长机翼尺寸

Tab.1 Length of different wing span

编号	L/m	与试验段宽度的比值/%
1	1.56	65
2	1.68	70
3	1.90	80
4	2.16	90

1.2.2 壁压管

为了测量试验过程中试验段四面洞壁的压力分布,设计加工了一套共13根的壁压管(见图2)。壁压管全长4.1 m,直径32 mm,共有48个内径为0.8 mm的测压孔。测压孔在模型区加密分布,以便得到对模型变化更加敏感的洞壁干扰试验数据。

壁压管通过底座安装在孔壁上,安装照片如图3所示。逆气流方向看,试验段左侧壁安装了3根壁压管,右侧壁安装了2根壁压管,充分利用左右侧壁压力分布的对称性,获得尽可能多的洞壁压力分布信息^[14-15]。上下壁面各布置了4根壁压管,以检测迎角变化过程中洞壁压力的变化。安装时,需要保证壁压管轴向与来流方向绝对平行。

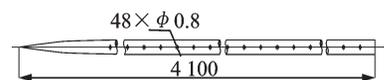


图2 测压管示意图

Fig.2 Pressure measurement tube

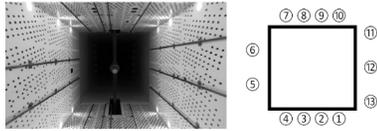


图 3 壁压管安装照片与位置示意图(顺流向)

Fig.3 Photo and location of pressure measurement tube (flow direction)

1.3 试验条件

本文试验马赫数范围 0.4~0.86,迎角范围 $-4^{\circ}\sim 12^{\circ}$,基于机翼平均气动弦长的雷诺数范围 $1.96\times 10^6\sim 3.91\times 10^6$,在进行测力试验的同时使用壁压管进行洞壁压力测量,以便后期使用壁压信息法进行洞壁干扰修正。

为了实现模型表面固定转捩,在距机翼前缘 7% 平均气动弦长处粘贴高度为 0.1 mm 的柱状转捩带。经前期试验研究,此粘贴位置和高度可确保本试验模型机翼充分转捩,且不引起过多的附加阻力^[16-18]。

1.4 数据处理

本文试验测压点的压力系数为

$$Cp_i=(P_i-P_{\infty})/q_{\infty} \quad i=1,2,\dots,624 \quad (1)$$

式中: P_i 为第 i 点的测压值; P_{∞} 为来流静压; q_{∞} 为来流速压。数据处理过程中去掉已查明的坏点^[4]。本文测压管编号与安装分布如下:1[#]管、2[#]管、3[#]管、4[#]管安装在试验段的下壁面,7[#]管、8[#]管、9[#]管、10[#]管安装在试验段的上壁面,5[#]管、6[#]管安装在试验段的右侧壁面(逆气流看),11[#]管、12[#]管、13[#]管安装在试验段的左侧壁面(逆气流看)。

以模型参考中心为 X 向零点,标记单根测压管上 48 个测压点的 X 向坐标,将测压范围划分为 4 个区间。前区: $-1.5\text{ m}\leq X< -0.8\text{ m}$;模型区: $-0.8\text{ m}\leq X\leq 0.67\text{ m}$;后区: $0.67\text{ m}< X\leq 1.1\text{ m}$;支架干扰区: $1.1\text{ m}\leq X\leq 2.4\text{ m}$ 。本文主要讨论模型区壁面压力结果。

2 固定展长壁压测量结果

现有模型展长与试验段宽度的比值为 65%,将其作为基准构型开展固定展长模型洞壁干扰试验,讨论马赫数、迎角对固定展长壁压测量结果的影响。

2.1 马赫数对壁压结果的影响

图 4,5 给出了 $\alpha=0^{\circ}$ 时,马赫数对下壁面、左壁面洞壁压力分布的影响。考虑到 $\alpha=0^{\circ}$ 时洞壁压力分布规律的对称性,上壁面、右壁面压力分布特性

不再赘述。总的来看,下壁面壁压曲线在前区、模型区和后区有微弱波动;支架干扰区壁压曲线相比模型区而言迅速升高,这是由于 2[#]管安装在试验段弯刀间隙附近(间隙与试验段驻室相通,见图 3),导致 2[#]管后段支架干扰区附近流动速度急剧降低,试验范围内壁压增加。不同马赫数条件下壁面压力系数曲线沿流向变化趋势相似,但亚声速与跨声速壁压大小存在明显差异。随着流动速度增加导致下壁面附近壁压下降,表现为其壁压系数随马赫数增加而降低。亚声速时,壁压高于来流静压;跨声速时,模型区以前大范围内壁压低于来流静压,壁压系数为负值。在前区与模型区前段,马赫数 0.76/0.86 的测量结果差异很小。

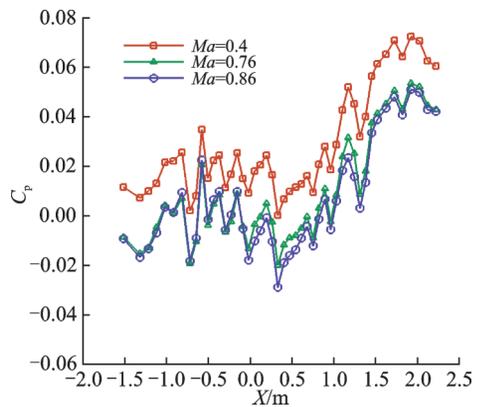


图 4 2[#]管壁面压力分布($\alpha=0^{\circ}$)

Fig.4 Pressure distribution of 2[#] tube ($\alpha=0^{\circ}$)

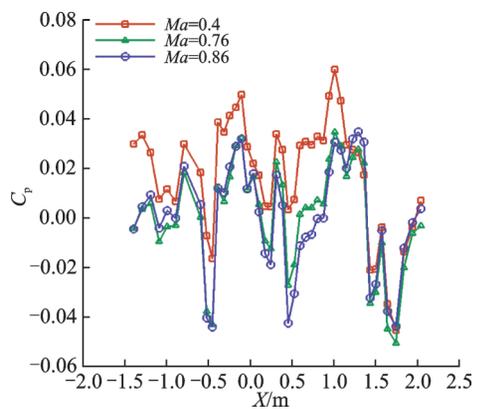


图 5 12[#]管壁面压力分布($\alpha=0^{\circ}$)

Fig.5 Pressure distribution of 12[#] tube ($\alpha=0^{\circ}$)

左壁面 12[#]管支架干扰区壁压曲线没有明显抬升,造成这一现象的原因是侧壁没有与驻室相连通的缺口,流动在这一区域并未出现明显减速。由于侧壁距离弯刀和支撑系统相比下壁面而言更远,受其流动加速影响更为微弱,导致侧壁支架干扰区壁压大小随马赫数变化不明显。前区、模型区和后区壁压分布随马赫数变化规律与下壁面基本相似。

对比图 4 与图 5 可知,由于机翼翼梢与侧壁距

离较近,侧壁模型区壁压曲线沿流向波动相比下壁面更加剧烈,表明大展弦比飞机风洞试验模型受侧壁干扰更为严重,其模型展长需详细设计以保证试验结果精准度。

2.2 迎角对壁压结果的影响

图6—8给出了 $Ma=0.76$ 时,迎角对下壁面、右壁面和上壁面洞壁压力分布的影响。为了方便讨论,图6—8只绘出了模型区附近的压力测量结果。由于图4、图5中不同马赫数壁压曲线只存在数值大小差异,曲线形态基本不变,因此只在典型马赫数条件下讨论迎角对壁压结果的影响。

图6—8显示,各壁面模型区壁压曲线随迎角的变化规律良好。在下壁面,随着迎角增加,模型腹部与试验段洞壁间距增大,当地气流速度降低,压力增大,导致洞壁压力系数逐渐增加。相应的,上壁面与下壁面的壁压曲线变化规律截然相反。右壁面的5[#]管由于与下壁面距离较近(见图3),也呈现出与下壁面相似的变化规律,但模型区附近曲线波动幅度与范围比上下壁面明显增加,也说明侧壁对大展弦比飞机的干扰影响较上下壁更为严重。

结合图6、图8可知,上下壁面压力曲线在大迎

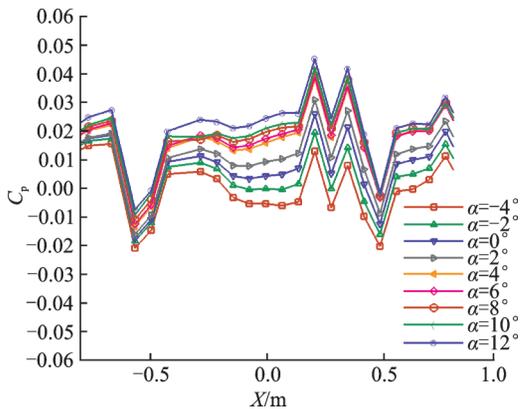


图6 3[#]管壁面压力分布($Ma=0.76$)

Fig.6 Pressure distribution of 3[#] tube ($Ma=0.76$)

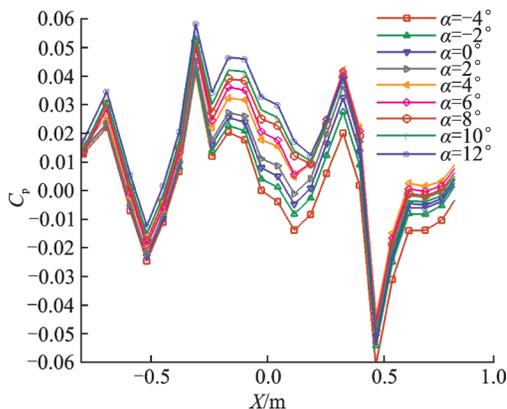


图7 5[#]管壁面压力分布($Ma=0.76$)

Fig.7 Pressure distribution of 5[#] tube ($Ma=0.76$)

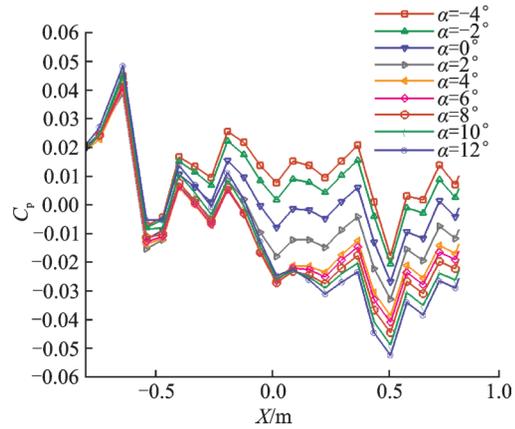


图8 9[#]管壁面压力分布($Ma=0.76$)

Fig.8 Pressure distribution of 9[#] tube ($Ma=0.76$)

角和小迎角时变化规律有明显差异,基本可分为 $-4^\circ < \alpha \leq 2^\circ$ 和 $4^\circ \leq \alpha < 12^\circ$ 两个阶段。小迎角范围内压力曲线随迎角变化规律良好,数值大小增加均匀,表明此时洞壁干扰量值基本呈线性变化;大迎角时压力曲线变化规律突然恶化,特别是在模型靠近壁面后,压力曲线随迎角增加呈现非线性变化(上壁面尤为明显),表明此时洞壁干扰的非线性特征开始呈现。

各迎角条件下,迎角变化只改变了壁压曲线数值大小,曲线沿流向波动形状大体类似,后续讨论可在固定迎角条件下进行。

3 变展长壁压测量结果与分析

图9,10给出了 $Ma=0.4, \alpha=0^\circ$ 时,模型展长对下壁面、左壁面洞壁压力分布的影响,图11—14给出了 $Ma=0.76, 0.86$ 时的结果。本节只讨论模型区附近的壁压变化。

亚声速条件下,图9,10中曲线明显可以分为两组。模型翼展为65%,70%的壁压测量结果曲线为第1组,翼展为80%,90%的结果曲线为第2组,第2组壁压曲线数值大小相比第1组明显降

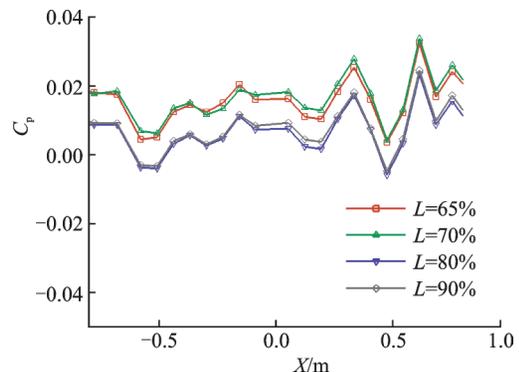


图9 4[#]管壁面压力分布($Ma=0.4$)

Fig.9 Pressure distribution of 4[#] tube ($Ma=0.4$)

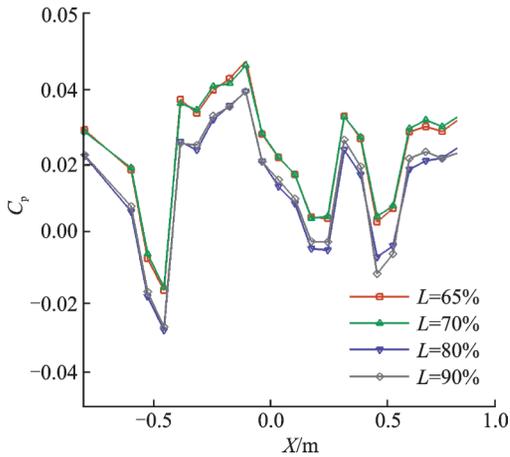


图 10 12[#]管壁面压力分布($Ma=0.4$)

Fig.10 Pressure distribution of 12[#] tube ($Ma=0.4$)

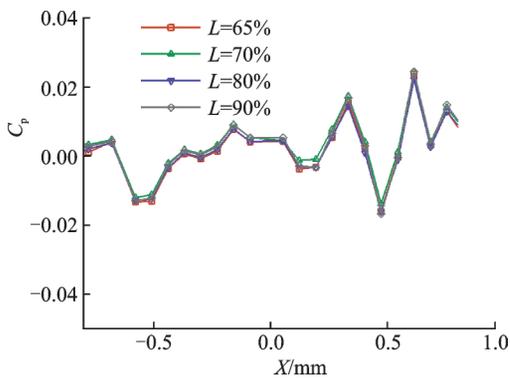


图 11 4[#]管壁面压力分布($Ma=0.76$)

Fig.11 Pressure distribution of 4[#] tube ($Ma=0.76$)

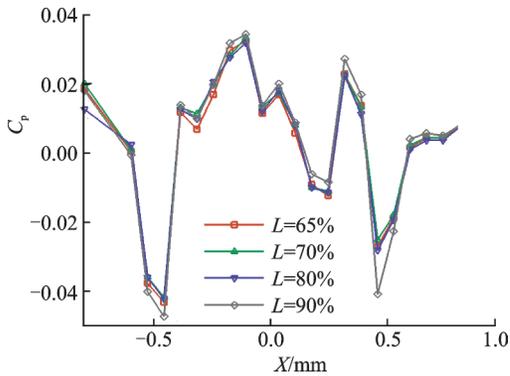


图 12 12[#]管壁面压力分布($Ma=0.76$)

Fig.12 Pressure distribution of 12[#] tube ($Ma=0.76$)

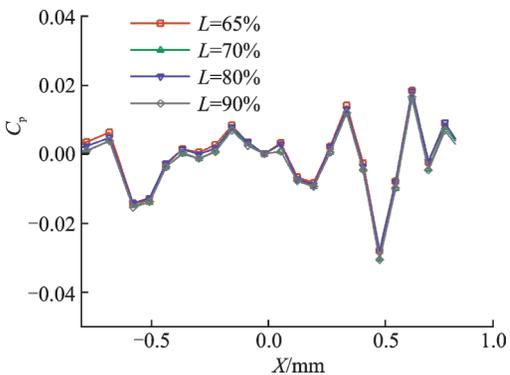


图 13 4[#]管壁面压力分布($Ma=0.86$)

Fig.13 Pressure distribution of 4[#] tube ($Ma=0.86$)

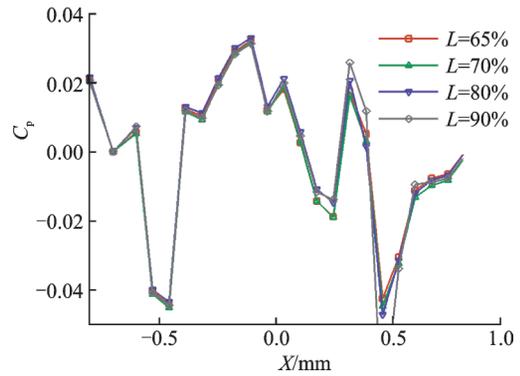


图 14 12[#]管壁面压力分布($Ma=0.86$)

Fig.14 Pressure distribution of 12[#] tube ($Ma=0.86$)

低,减小量最大可达 50%;而且,展长增加造成壁压突变的这个现象不仅反映在侧壁上,在下壁面也有同等量值的影响。以上结果表明在亚声速条件下,模型展长存在一临界值,取值应在 70% 试验段宽度附近,超过此临界值会使得试验段 4 壁壁面压力出现突变,直接改变洞壁干扰特性。若使用壁压信息法对测力结果进行修正,会导致修正量产生明显差异。因此,亚声速试验时模型展长应严格限制在临界值以下,以免造成洞壁干扰过大,增加修正难度,甚至无法进行修正。

马赫数 0.76,0.86 时,图中曲线分组情况不明显,4 个展长条件下压力系数差异普遍在 5% 以内,个别点差异不大于 10%。此外,下壁面受模型展长变化影响比侧壁更小。以上结果表明跨声速时增加模型翼展长度,壁压无明显突变现象,此时使用壁压信息法获得的洞壁干扰修正量无明显差异。因此,跨声速试验时可适当放宽模型展长限制,使用更大比例缩比模型以便更加真实模拟飞机外形细节,提高试验数据精准度。

按照洞壁干扰产生的原因,可以将其分为^[4]洞壁对模型的阻塞干扰和波反射干扰等。干扰产生的原因解释了本文变翼展条件下亚、跨声速洞壁压力差异的产生原因。

亚声速时空气压缩性较弱,试验段洞壁边界层较厚,其洞壁干扰主要体现为阻塞干扰。模型展长增加超过临界值后,翼尖绕流流线向侧壁方向弯曲幅度陡然加大,进一步减小了侧壁边界层与模型翼尖之间的气流通道面积,从而造成当地气流速度增加,导致壁压明显下降(图 9,10)。相比之下,跨声速气流压缩性提高,流线向侧壁方向弯曲幅度有限;同时来流雷诺数明显增高,驻室抽气量也相应增加,致使侧壁边界层厚度较亚声速明显下降。此时展长增加导致的阻塞效应变化不如亚声速明显,

表现为其壁压特性对模型展长变化不敏感。在没有波反射干扰的前提下,阻塞干扰是本文洞壁干扰影响的主要因素,导致了大展弦比飞机变翼展亚声速洞壁干扰差异明显高于跨声速结果。因此,大展弦比飞机风洞试验时,为了避免壁压出现突变甚至剧烈改变干扰特性,亚声速试验模型展长需要严格限制,而跨声速模型展长条件可适当放宽。

4 结 论

(1) 本文大展弦比飞机高速风洞洞壁干扰试验结果符合马赫数、迎角影响规律,可用来使用壁压信息法进行洞壁干扰修正。

(2) 大展弦比飞机模型展长超过临界值(70%试验段宽度附近)后,亚声速洞壁压力会产生突变,跨声速洞壁压力变化不大。

(3) 大展弦比飞机亚声速风洞测力试验的模型展长必须严格限制,跨声速试验模型展长可适当放宽要求。

参考文献:

- [1] 陈德华,林俊,郭旦平,等.大型飞机高速气动力关键问题解决的技术手段及途径[J].流体力学实验与测量,2004,18(2):1-5.
CHEN Dehua, LIN Jun, GUO Danping, et al. Technical ways to solve high speed key aerodynamic problems of large air transporters [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(2): 1-5.
- [2] 吴光辉,陈迎春.大型民用飞机总体气动设计[C]//大型客机计算流体力学应用与发展.上海:上海交通大学出版社,2009:4-9.
WU Guanghui, CHEN Yingchun. Aerodynamic design of Large Aircraft[C]//Application and Development of CFD in Large Aircraft Design. Shanghai: Press of Shanghai Jiao Tong University, 2009: 4-9.
- [3] 陈德华,尹陆平,吴文华,等.2.4 m跨声速风洞大展弦比飞机测力试验技术研究[J].空气动力学学报,2009,27(5):542-546.
CHEN Dehua, YIN Luping, WU Wenhua, et al. The test technique for aircraft with high aspect ratio in the 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 542-546.
- [4] 王发祥.高速风洞试验[M].北京:国防工业出版社,2003:128.
WANG Faxiang. High speed wind tunnel test [M]. Beijing: Press of National Defense Industry, 2003:128.
- [5] 刘大伟.超临界机翼的雷诺数效应及预测方法研究[D].绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2016.
LIU Dawei. Investigation on the Reynolds number effects and prediction method for supercritical wing [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016.
- [6] GLAZKOV S A, GORBUSHIN A R I. Numerical and experimental investigation of slot flow with respect to wind tunnel wall interference assessment [C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA Aerodynamics Measurement Technology and Ground Testing Conference. [S.l.]: AIAA, 2004.
- [7] GEORG S. User guide of ETW [M]. Revision A. [S.l.]: European Transonic Wind Tunnel, 1995.
- [8] LOMBARDI G, SALVETTI M V, MORELLI M. Validation of a wall interference correction procedure in subsonic flow [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 803-805.
- [9] MOKRY M. Wall interference correction to drag measurements in automotive wind tunnels [J]. Journal of wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1995(56): 107-122.
- [10] KRAFT M, RITTER A, LASTER L. Advances at AEDC in treating transonic wind tunnel wall interference [J]. Aiaa Inc, 1986, 2: 748-769.
- [11] HACKETT J E. Recent developments in the calculation of low-speed solid-walled wind tunnel wall interference in tests on large models: Part I: Evaluation of three interference assessment methods [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6/7): 537-583.
- [12] 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, Q/GSS 364—2009, 2.4 m风洞大飞机常规测力试验作业规范[S].绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2009:5.
High speed aerodynamic institute of CARDC. Q/GSS 364—2009, Standard of large aircraft force test in 2.4 m wind tunnel [S]. Mianyang: CARDC, 2009: 5.
- [13] 陈德华,王维新,王晋军,等.2.4 m跨声速风洞流场性能调试研究[J].空气动力学学报,2004,22(3):279-282.
CHEN Dehua, WANG Weixin, WANG Jinjun, et al. Investigation on flow-field debugging for 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(3): 279-282.
- [14] 尹陆平,贺中,于志松,等.亚声速大迎角模型试验洞壁干扰修正方法研究[J].流体力学实验与测量,

- 2000, 14(3): 37-41.
- YIN Luping, HE Zhong, YU Zhisong, et al. Research on subsonic wall interference correction for model tests at high angle of attack [J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(3): 37-41.
- [15] 王瑞波, 吴军强, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞试验质量影响因素分析及改进措施研究 [J]. *实验流体力学*, 2012, 26(1): 37-41.
- WANG Ruibo, WU Junqiang, GUO Qiuting, et al. Research on the affecting factors of test quality and improvement methods in 2.4 m transonic wind tunnel [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(1): 37-41.
- [16] 黄勇, 钱丰学, 于昆龙, 等. 基于柱状粗糙元的边界层人工转捩试验研究 [J]. *实验流体力学*, 2006, 20(3): 59-62.
- HUANG Yong, QIAN Fengxue, YU Kunlong, et al. Experimental investigation on boundary-layer artificial transition based on transition trip disk [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(3): 59-62.
- [17] 周岭, 何彬华, 李建强, 等. 大展弦比飞机模型边界层转捩模拟技术 [J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 57-61.
- ZHOU Ling, HE Binhua, LI Jianqiang, et al. Simulation of boundary layer transition on a high aspect ratio aircraft model [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 57-61.
- [18] 董昊, 耿玺, 陆纪椿, 等. 翼型边界层转捩热/油膜及红外测量技术的对比 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(6): 792-796.
- DONG Hao, GENG Xi, LU Jichun, et al. Comparative investigation on hot film, oil film and infrared measurement techniques of airfoil boundary layer transition [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 45(6): 792-796.

(编辑:陈珺)