

“蚌式”进气道附面层扫除特性风洞试验

赵海刚, 刘 雨, 任丁丁, 丁凯峰, 史建邦
(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 以某低、高速风洞为平台,设计搭建了“蚌式”进气道附面层扫除特性测量试验系统,进行了不同流量系数和来流马赫数下进气道鼓包表面附面层扫除特性的风洞试验,通过对试验数据的整理、计算和对比分析同型号的飞行试验结果,研究了“蚌式”进气道鼓包表面附面层扫除特性。研究表明:在相同的来流马赫数下,随着流量系数的增大,鼓包表面附面层的扫除能力逐渐减弱;在亚声速工况的绝大多数流量范围内,鼓包表面压力系数沿鼓包中心线对称分布、压力梯度变化明显,且在不同截面沿主流方向具有增大的特征,鼓包构型对附面层扫除效果较强;超声速工况下具有明显附面层扫除能力的流量范围明显小于亚声速工况,进气道唇口形成的弓形激波是影响鼓包表面不同位置压力梯度变化的主要因素,进而决定着附面层扫除特性。在接近来流马赫数 1.8 及以上飞行工况下,附面层的扫除能力减弱,附面层分离加强,进而会造成较大的进气压力损失和畸变。

关 键 词: 风洞试验;“蚌式”进气道;附面层扫除特性;来流马赫数;流量系数

中图分类号: V217.39 **文献标志码:** A

Boundary layer blowing characteristics of bump inlet by wind-tunnel test

ZHAO Haigang, LIU Yu, REN Dingding, DING Kaifeng, SHI Jianbang
(Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on the low and high speed wind tunnel, a test system for measuring the boundary layer blowing characteristics of the bump inlet at a wind tunnel was designed and set up. The boundary layer blowing characteristics were studied by test at different incoming Mach numbers and flow ratios. Through analysis of the test data, calculation and comparison of the flight test results of the same type, the boundary layer blowing characteristics of the bump inlet were studied. Results showed that the boundary layer blowing ability of the bump inlet gradually decreased with the increase of the flow ratio at the same incoming Mach number. Within the wide range of the flow ratio at subsonic, the pressure coefficient of the bump inlet surface was symmetric along the center line with high pressure gradient, and it increased along the mainstream. The bulge structure showed a relatively strong blowing ability of the boundary layer. The flow ratio range with effective blowing ability at supersonic was significantly smaller than that at subsonic. At supersonic the bow-shaped shock wave of the inlet lip was the main factor affecting the pressure gradient change at different positions on the bump surface and the boundary layer blowing ability. Under the flight con-

收稿日期:2020-02-19

作者简介:赵海刚(1979—),男,高级工程师,硕士,主要从事航空动力装置试验技术研究。

引用格式:赵海刚,刘雨,任丁丁,等.“蚌式”进气道附面层扫除特性风洞试验[J].航空动力学报,2020,35(9):1900-1908. ZHAO Haigang, LIU Yu, REN Dingding, et al. Boundary layer blowing characteristics of bump inlet by wind-tunnel test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1900-1908.

ditions near Mach number 1.8 and above, the boundary layer blowing ability was decreased, and the separation of the boundary layer flowing was strengthened, causing large loss and distortion of the inlet pressure.

Key words: wind-tunnel test; bump inlet; boundary layer blowing characteristics; incoming Mach number; flow ratio

无附面层隔道超声速进气道 (diverterless supersonic inlet, 简称“蚌式”进气道) 设计理念实现了全三维的无附面层隔道、抽吸和旁路系统, 且压缩面与前机身融为一体^[1-2], 满足了新一代战斗机在气动性能、隐身、质量、维护性以及研制成本等方面的苛刻要求。

“蚌式”进气道的关键技术是通过由锥型舌状弧形的三维鼓包曲面 (简称鼓包) 来实现附面层的抽吸作用, 取消了现在大多数超声速战斗机进气道设计中的附面层隔道, 在减轻进气系统质量的前提下确保了进气道的优异性能^[1-2]。因此, 进气道鼓包气动构型设计及其附面层扫除特性是进气道技术研究中的重要内容之一。

在国外, 欧美等航空发达国家在包含“蚌式”进气道附面层气动理论、计算流体力学、风洞及飞行试验方面投入了大量人力、物力等资源开展相关技术研究, 取得了巨大的研究成果^[3-11]。美国格鲁曼公司早在 20 世纪 50 年代末, 研制“超虎” (Super Tiger) 舰载战斗机期间, 在乘波理论基础上, 率先尝试研究了“蚌式”进气道技术。20 世纪 80 年代末, 美国空军正式开展了以兰利中心、洛克希德·马丁公司等航空公司及研究机构共同参与的先进紧凑型进气道系统 (advanced compact inlet system, ACIS) 的研究项目^[2], 目的是研发一种在经济成本、性能特性等方面具有高优势的进气系统, 以满足新一代先进战斗机对进气道设计与工程应用的需求。经过近十多年的联合技术攻关和乘波构型关键技术的突破, 证实了“蚌式”进气道的工程发展潜力, 并率先在 X-35 验证机上进行了应用, 见图 1, 为后续 F-35 战斗机的研制提供了坚实的技术支撑。

在国内, 南京航空航天大学的梁德旺、郭荣伟、谭慧俊等教授在“蚌式”进气道机理分析、气动设计、数值仿真及风洞试验等方面开展了大量的技术研究^[12-18], 并重点研究了“蚌式”进气道附面层的扫除机理、流场畸变等内容, 取得了大量的研究成果, 为国内相关飞机型号的设计提供了充实的理论和试验基础。另外, 以成都飞机设计研究所的杨应凯研究员为代表的业内专家, 以飞机型

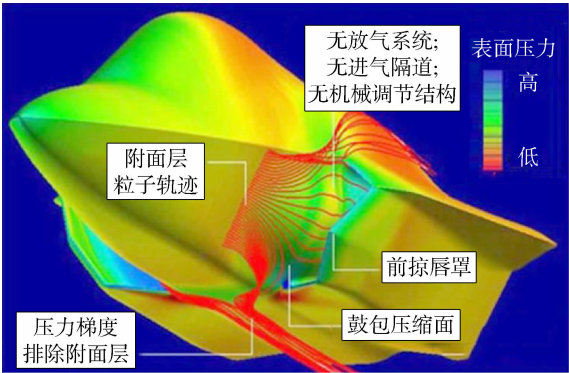


图 1 由 CFD 设计的 X-35 bump 进气道
Fig. 1 X-35 bump inlet illustrated with CFD solution

号研制为背景, 针对“蚌式”进气道进行了大量的气动设计与风洞试验研究^[19-20], 成功完成了“枭龙”等型号战斗机的“蚌式”进气道的设计开发, 为国产新一代战斗机隐身、性能品质等方面的跨代提升提供了有力的技术支撑。

本文以南京航空航天大学的某低、高速风洞为平台, 利用飞机前机身与“蚌式”进气道缩比模型, 设计搭建了“蚌式”进气道附面层扫除特性测量试验系统, 进行了不同流量系数 ϕ 、来流马赫数 Ma 下的进气道鼓包表面附面层扫除特性风洞试验, 并对比同型号的飞行试验结果, 分析了不同工作状态下“蚌式”进气道鼓包表面附面层扫除的效果, 试验研究进一步完善了该型进气道附面层排除机理研究、数值仿真、风洞/飞行试验等研究体系, 为后续技术研究、型号发展提供飞行试验依据。

1 试验研究方案

图 2 为本项目的试验研究方案, 分为 3 个阶段, 第 1 阶段在完成前机身与“蚌式”进气道的缩比模型设计及相关理论分析的基础上, 开展了模型附面层特性的测量方案一体化设计、基于模型的加工及测试改装工作; 第 2 阶段在以上试验准备的基础上, 进行了试验工况的设计规划。开展了不同进气道流量系数和来流马赫数下的进气道附面层扫除特性风洞试验; 第 3 阶段是对风洞试

验数据的整理、分析,研究了“蚌式”进气道鼓包附面层气流扫除特性随进气道流量系数、来流马赫数的变化规律。

从气动原理上分析可知,“蚌式”进气道利用鼓包表面特有的气动构型,在其表面上形成中间高、两侧低的沿展向压力梯度特性,进而实现对附面层低能流的扫除。因此,鼓包表面压力梯度是评定“蚌式”进气道附面层扫除特性的重要指标。本试验通过测量进气道模型鼓包表面不同位置点的壁面静压,整理、分析其表面展向、流向的附面层压力梯度特征以及部分工况进气道出口附面层位移厚度,来定量分析研究鼓包表面附面层的扫除特性。

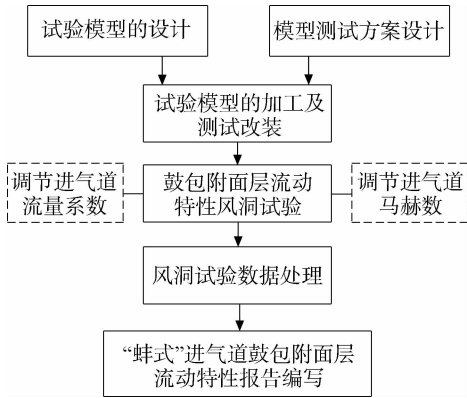


图 2 风洞试验流程方案图
Fig. 2 Scheme of wind-tunnel test

考虑到在数据处理过程中方法的通用性,对试验中的测点静压进行了无量纲化处理,利用压力系数 C_p 来分析、评定进气道的附面层扫除特性。

$$C_p = \frac{p - p_0}{0.5 \rho_0 V_0^2} \quad (1)$$

式中 p 为试验所得鼓包表面的静压值, p_0 、 ρ_0 、 V_0 分别是自由来流的静压、密度和速度。

流量系数 ϕ 可以反映进气道流量特性,即进气道的流通能力,计算公式如下:

$$G = \frac{KA_0 p_0^* q(\lambda_0)}{\sqrt{T_0^*}} = \frac{KA_c p_c^* q(\lambda_c)}{\sqrt{T_c^*}} = \frac{KA_2 p_2^* q(\lambda_2)}{\sqrt{T_2^*}} \quad (2)$$
$$\phi = \frac{A_0}{A_c} = \frac{p_c^* q(\lambda_c)}{p_0^* q(\lambda_0)} = \frac{p_2^* q(\lambda_2) A_2}{p_0^* q(\lambda_0) A_c} = \frac{p_2^* q(\lambda_2) A_2}{p_0^* q(\lambda_0) A_1 \cos \alpha \cos \beta}$$

其中

$$q(\lambda) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{(\gamma - 1)}} \lambda \left[1 - \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} \lambda^2 \right]^{\frac{1}{(\gamma - 1)}} \quad (3)$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{(\gamma + 1) Ma^2}{[2 + (\gamma - 1) Ma^2]}} \quad (4)$$

式中 K 为气体常数, p^* 、 λ 、 A 、 T^* 分别为总压、速度因数、流管面积和总温,其中下标 0、c、1 和 2 分别代表自由来流、进气道捕获截面、进气道进口截面、进气道内测量截面, γ 为比热比, α 和 β 分别为来流攻角和侧滑角,且 $T_0^* = T_c^* = T_2^*$ 。

本次试验进行了部分工况下进气道出口位移附面层的测量与计算评估,其中附面层位移厚度数学模型为

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho}{\rho_c} \cdot \frac{v}{v_c} \right) dy \quad (5)$$

附面层速度分布依据半经验的指数分布规律,即

$$\frac{v}{v_c} \approx \left(\frac{y}{\delta} \right)^{1/7} \quad (6)$$

式中 ρ 和 ρ_c 分别为附面层内和主流区气流密度, v 和 v_c 为附面层内和主流区速度, δ 为附面层厚度, y 为测点到壁面的垂直距离,将式(6)的速度分布代入式(5)即可求出附面层位移厚度。

本次试验中来流马赫数 Ma 分别为 0.03、0.6、0.8、0.95、1.53、1.8,每个来流马赫数下进行 0.30~0.96 范围内的不同流量系数的风洞试验,试验工况的选择基本能够覆盖该型进气道的全部使用状态。

2 风洞试验装置与测量方案

2.1 风洞试验装置

本文试验分别在低速和高速风洞中进行。其中低速风洞由风扇驱动,为连续式双试验段风洞,2 个试验段设计最大风速为 37.4、112.2 m/s。高速风洞由充气式高压气源驱动,为暂冲式风洞,如图 3 所示,其来流马赫数 Ma 调节范围为 0.5~3.5。

试验对象为 13 : 1 的飞机前机身和“蚌式”进气道组合缩比模型,其中模型的鼓包段如图 4 所示,其前半段类似于扁圆锥体,后半段为过渡段,并构成进气道内壁面的一部分,整个鼓包壁面沿横向中心线呈对称分布。

试验时,在进气道出口加装压力/温度测量耙、附面层总压测量耙来测量、计算各工况下的流量系数与附面层厚度参数。在模型进气道延长段的出口加装 1 个圆锥形的堵锥,通过调节堵锥沿

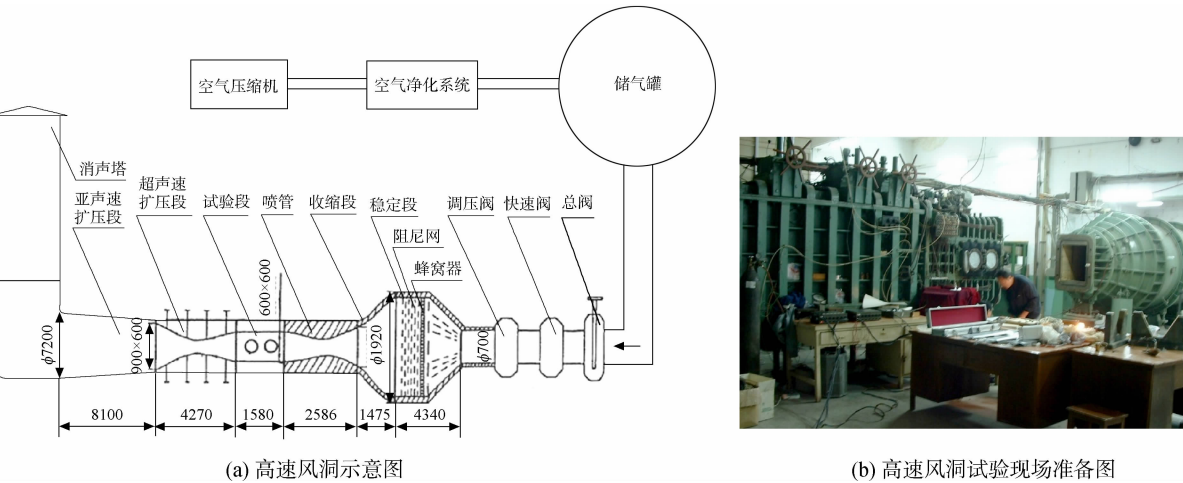


图 3 高速风洞图(单位:mm)

Fig. 3 Picture of the high speed wind-tunnel (unit:mm)



图 4 缩比模型中鼓包附面层测量段图

Fig. 4 Photo of test section of bump boundary layer of scaled model

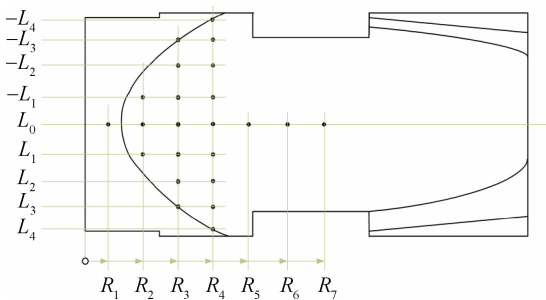


图 5 鼓包表面静压测点分布图

Fig. 5 Static pressure measuring points distribution on bump surface

气流方向的位移来控制通过进气道模型的空气流量,进而模拟发动机所需的空气流量,实现对试验中的流量系数 ϕ 的调节。

2.2 试验测量方案

为了评估鼓包表面的附面层扫除特性,进行壁面静压测点的测试改装。在鼓包附面层测量段上布置了 7 排共计 23 个壁面静压测量点,测点分布如图 5 所示,所有静压孔沿鼓包表面中心线呈对称分布。第 1 排布置 1 个静压孔、第 2 排布置 3 个静压孔、第 3 排布置 7 个静压孔、第 4 排布置 9 个静压孔,第 5、6、7 排各布置 1 个静压孔,分别记为 $R_1 \sim R_7$ 截面。试验同时测取了风洞试验段来流的总、静压等参数。

图 6 为进气道出口附面层总压测量耙,试验中沿周向等角度加装 3 支测量耙,每支测量耙共布置 11 支直径为 1.0 mm 的总压测量管,其中,从靠近壁面起,无间距密排 8 支,疏排 3 支。测量耙第 1 个测点距壁面 0.5 mm,第 11 个测点距壁面 20 mm。

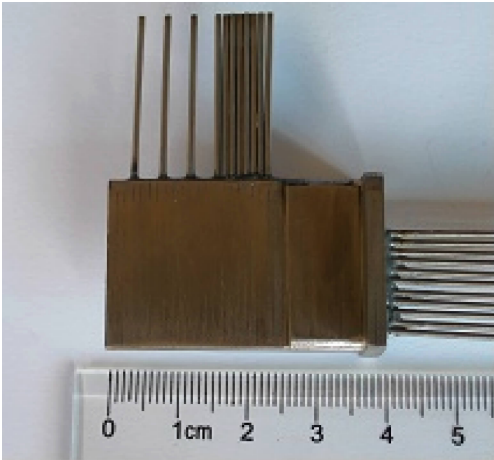


图 6 附面层总压测量耙图

Fig. 6 Total pressure rake for boundary layer measurement

3 试验结果分析

3.1 流量系数对附面层扫除特性的影响分析

图 7 为 $Ma=0.8, R_3, R_4$ 截面上鼓包表面压

力系数随流量系数的分布曲线。将图 7(a)作为该来流马赫数 Ma 下的典型工况进行分析,从图中可以看出,在 $Ma=0.8$ 时,鼓包 R_3 截面压力系数整体上随鼓包中心线呈对称分布,且随鼓包中心线向两侧扩展,表面压力系数减小,即鼓包表面静压不断降低,表明鼓包压缩曲面上存在中间高、两侧低的压力分布特征。因此,该压力梯度的存在相当于一个无源的附面层扫除装置,将鼓包表面的附面层沿展向扫除。对比图 7(a)不同流量系数之间的压力系数变化规律,可以看出,在该来流马赫数下,随着流量系数的增大,各测点表面压力系数曲线整体“下移”减小,且梯度变小,表明附面层扫除效果变弱。分析原因可知,随着流量系数增大,鼓包壁面以上区域流通能力增强,流速增大,进而壁面静压降低,压力系数减小。

从图 7(b)中 R_4 截面的压力系数分布来看,与 R_3 截面一样,其沿中心线对称分布、且随着流量系数的增大,各测点表面压力系数曲线整体“下移”减小,附面层扫除效果变弱。但图 7(b)相对于图 7(a),在主通道范围内,即在 $-L_2$ 至 L_2 的展向范围内,压力系数变化较为平缓,可知其主通道范围内,附面层压力梯度较小,扫除效果相对较弱。

对比图 7(a)、图 7(b),分析相同来流马赫数和流量系数条件下, R_3 截面和 R_4 截面的附面层扫除特性可以看出:以鼓包中心线为参考,在各个流量系数下, R_3 截面压力系数相对于 R_4 截面下降曲率较大,即压力梯度大,表明在这区域范围内,鼓包 R_3 截面表面附面层的扫除效果相对 R_4 截面较强。

图 8 为 $Ma=0.8$ 时,进气道模型出口附面层位移厚度随流量系数的变化曲线。从图中可以看出,在小流量系数($\phi \leq 0.80$)时,随流量系数的增大,进气道模型出口附面层位移厚度增加较为明

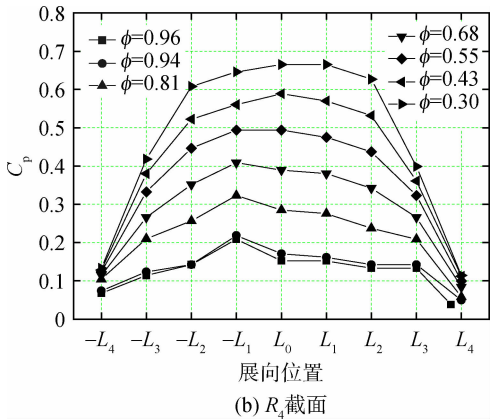


图 7 不同流量系数时压力系数分布曲线($Ma=0.8$)
Fig. 7 Pressure coefficient curves for different flow ratios ($Ma=0.8$)

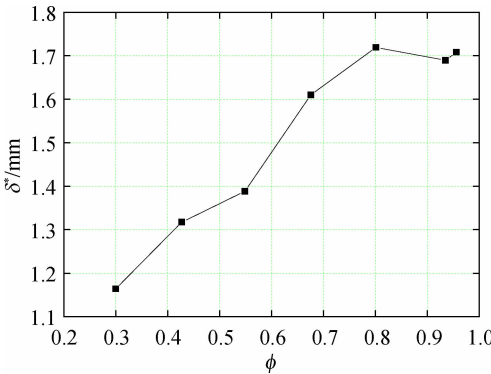
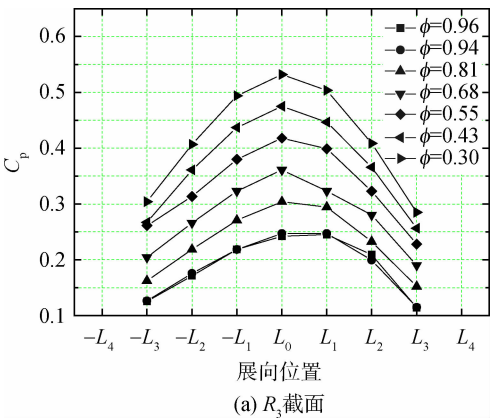


图 8 附面层位移厚度随流量系数的变化曲线($Ma=0.8$)
Fig. 8 Boundary layer displacement thickness curves for different flow ratios ($Ma=0.8$)

显,而流量系数继续增大时,位移厚度变化不明显。分析原因可知,在该来流马赫数下,随着流量系数的增大,各测点表面压力系数曲线整体“下移”减小,且压力梯度变小,表明附面层扫除效果变弱,进而导致进气道出口附面层位移厚度增加。该结论也进一步证明了鼓包壁面压力系数分布特征与附面层扫除能力的规律。

图 9 为 $Ma=1.8$ 时, R_3 、 R_4 截面上鼓包表面压力系数随流量系数的分布曲线。图 9(a)可以看出,对于鼓包 R_3 截面,在 $Ma=1.8$ 、 $\phi=0.61$ 时,压力系数随鼓包中心线呈对称分布较好,且沿鼓包中心线向两侧扩展,压力系数减小明显,表明在该流量系数下,附面层扫除效果较好。而在其他较大流量系数工况下,压力系数对称性较差,表明在大马赫数、高流量系数工况下,鼓包表面附面层分离加强,鼓包构型对其表面附面层整体扫除效果较差。



从图 9(b)中可以看出,对于鼓包 R_4 截面,当 $Ma = 1.80$ 时,在小流量系数 ($\phi = 0.45, 0.61$) 工况下,压力系数基本以中心线呈对称分布,且沿鼓包中心线向两侧扩展,压力系数减小明显,表明在该流量系数下,附面层扫除效果较好。而在其他流量系数工况下,虽然压力系数对称性基本较好,但在在主流通道范围内,压力系数变化较为平缓,可知其在大流量系数范围内,附面层扫除效果较弱。将图 9(b)与图 8(b)相比可知,对于鼓包 R_4 截面,大来流马赫数工况下,压力系数整体较低,沿鼓包展向压力系数分布的一致性较差,其附面层流动性较差,附面层扫除效果相对较弱。

对比图 9(a)与图 9(b)可知,小流量系数($\phi = 0.45, 0.61$) 工况下,附面层整体扫除效果较好,而在大流量系数下,附面层整体扫除效果较弱。

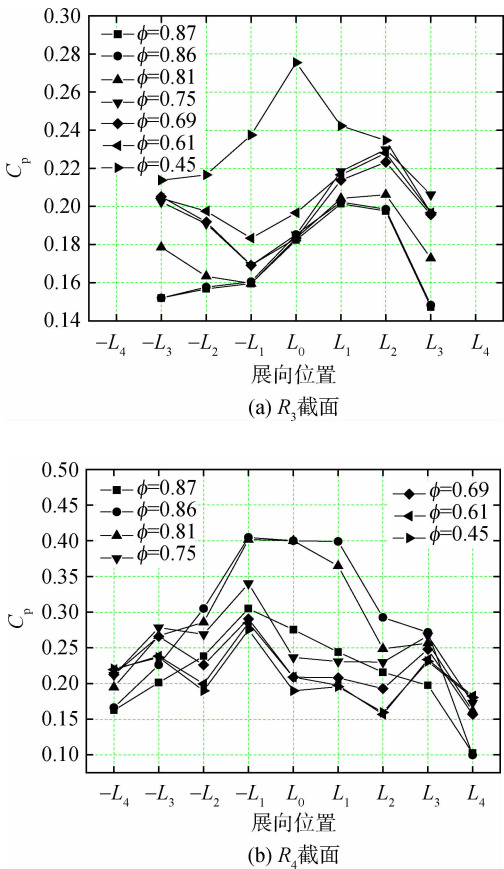


图 9 不同流量系数时压力系数分布曲线 ($Ma=1.8$)

Fig. 9 Pressure coefficient curves for different flow ratio ($Ma=1.8$)

3.2 来流马赫数对附面层扫除特性的影响分析

图 10 为 $\phi=0.29$ 、 R_3 截面,鼓包表面压力系数随来流马赫数的分布曲线,将该图作为典型工

况来分析压力系数随来流马赫数的变化规律。从图中可以看出,当来流马赫数 $Ma \leq 0.94$ 时,压力系数随鼓包表面中心线呈对称分布,且沿鼓包中心线向两侧扩展,压力系数明显减小,即鼓包压缩曲面上存在中间高、两侧低的压力分布,表明在该来流马赫数工况下,附面层扫除效果较好。而在来流马赫数分别为 1.53、1.80 两种超声速工况下,压力系数曲线对称性较差且变化趋势较为平缓,表明该工况下附面层的扫除效果差。另外,从图中各来流马赫数下的压力系数具体量值变化规律可以看出:当来流马赫数小于 0.94 时,随着来流马赫数的增大,鼓包表面压力系数增大,并且鼓包表面沿展向压力梯度也随来流马赫数的增大而增大,再次证明,在该来流马赫数范围内,附面层的扫除效果随来流马赫数的增大而增强。而在来流马赫数分别为 1.53、1.80 两种工况下,其变化趋势与来流马赫数小于 0.94 的工况相反,即随来流马赫数的增大,鼓包表面压力系数、沿展向的压力梯度越小,表明附面层扫除能力在变弱。

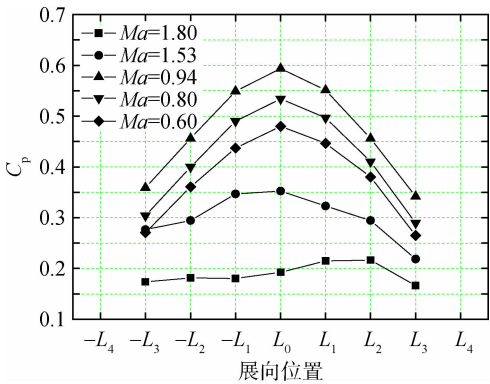


图 10 不同 Ma 时压力系数的分布曲线 ($\phi=0.29$)

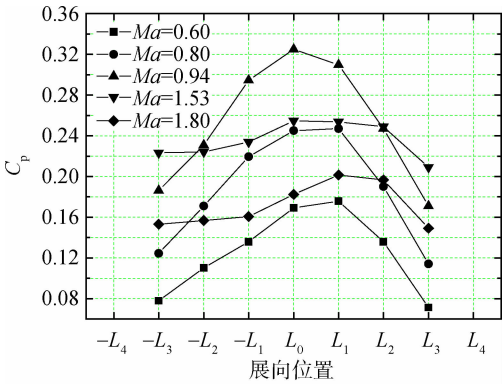
Fig. 10 Pressure coefficient curves for different Ma ($\phi=0.29$)

图 11 为 $\phi=0.68, 0.94$ 时 R_3 、 R_4 截面上不同来流马赫数下鼓包表面压力系数的分布曲线。由图 11(a)可知,在 $Ma \leq 0.94$ 时,压力系数沿展向对称性较好,且压力系数随来流马赫数增大而增大,表明该工况范围内鼓包表面附面层的扫除效果整体较好。对比图 11(a)与图 11(b)可以看出,在相同的流量系数条件下,当 $Ma = 1.53$ 时,鼓包 R_3 截面的压力系数沿展向的梯度较小,附面层扫除效果明显减弱,而此时鼓包 R_4 截面仍具有较好的附面层扫除效果。当来流马赫数 $Ma = 1.80$ 时,鼓包 R_3 截面已经基本不能吹除附

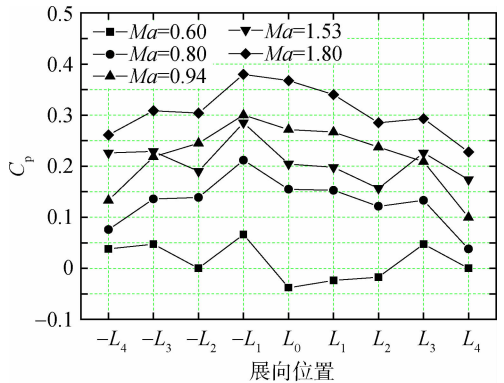
面层,此时鼓包 R_4 截面的附面层吹除效果也大大减弱。这说明对于流量系数 $\phi=0.68$ 的工况,当来流马赫数 Ma 增加到某一值 ($1.53 < Ma < 1.8$) 时,鼓包构型对附面层扫除能力大大降低,进而会造成较大的进气压力损失和畸变。

对于鼓包 R_3 截面中心点上的压力系数,其随来流马赫数的增大呈现先增大 ($Ma \leq 0.94$) 后减小 ($Ma \geq 1.53$) 的变化趋势。对于鼓包 R_4 截面中心点上的压力系数,随着来流马赫数的增大,在 $Ma \leq 1.53$ 时增大,在 $Ma \geq 1.8$ 时减小。分析原因可知:随着来流马赫数的增大,鼓包前部的弓形波后移,当弓形波移动至测量截面后方时,就会出现压力系数大幅下降的现象,这也是 R_4 截面的压力系数转折点来流马赫数要比 R_3 截面大的原因,因为 R_4 截面位置更靠后,来流马赫数更大时弓形波才会移至测点后方。

对比图 11(c)和图 11(d)可以看出,当来流马赫数 $Ma \leq 0.94$ 时,鼓包 R_3 截面的压力系数沿展向的分布对称性和梯度都远大于鼓包 R_4 截面,说明此时鼓包 R_3 截面的附面层吹除效果较鼓包 R_4 截面更好。另外,从压力系数的整体性分布来分析可知图 11(c)和图 11(d)所代表的流量系数 $\phi=0.94$ 工况相比于图 11(a)和图 11(b)所代表的流量系数 $\phi=0.68$ 工况,附面层扫除效果更差,



(c) $\phi=0.94, R_3$ 截面



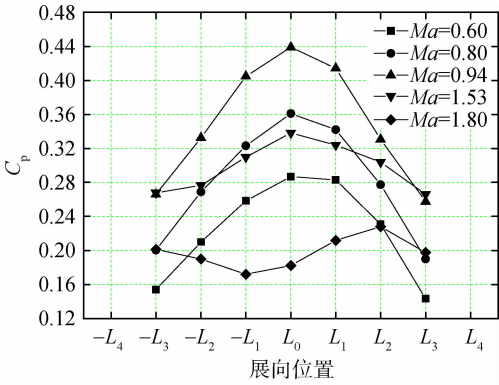
(d) $\phi=0.94, R_4$ 截面

图 11 不同 Ma 时压力系数分布曲线
($\phi=0.68, 0.94$)

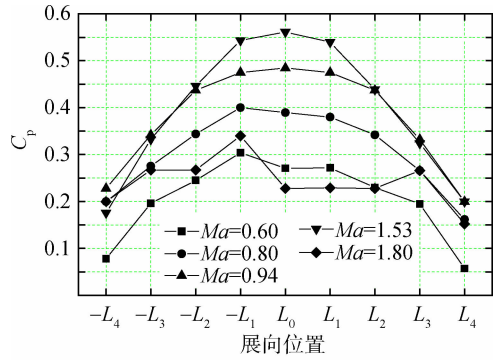
Fig. 11 Pressure coefficient curves for different Ma
($\phi=0.68, 0.94$)

附面层的分离加剧。

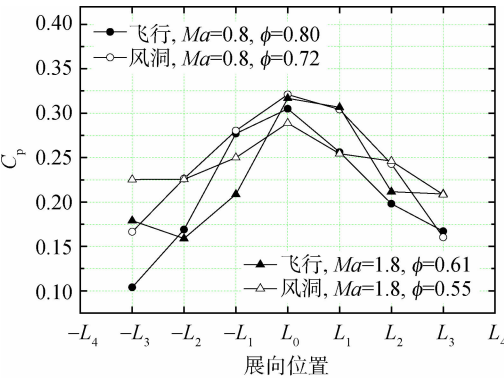
图 12 分别为来流马赫数 $Ma=0.80, 1.80$, 鼓包 R_2, R_3 截面的飞行试验与风洞试验压力系数结果对比曲线。从图中可以看出 $Ma=0.8$ 时,风洞试验和飞行试验数据均表明在两个截面的附面层排除特性较好,而 $Ma=1.80$ 时,鼓包表面压力系数都出现了明显的不对称分布,表明附面层吹除效果相对变差。相对于风洞试验,飞行试验的压力系数曲线对称性、梯度变化规律均较差,分



(a) $\phi=0.68, R_3$ 截面



(b) $\phi=0.68, R_4$ 截面



(a) R_2 截面

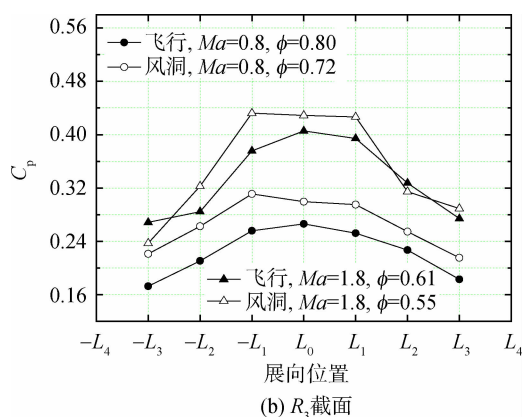


图12 飞行试验与风洞试验压力系数结果对比曲线
($Ma=0.8, 1.8$)

Fig. 12 Pressure coefficient curves by flight test and wind-tunnel test ($Ma=0.8, 1.8$)

析原因可知,在飞行时,飞机不可避免地带有较小的侧滑角,进而影响了鼓包表面的压力系数分布。飞行试验和风洞试验数据相关性较好,趋势吻合。

4 结论与展望

本文利用飞机前机身与“蚌式”进气道缩比模型,设计搭建了“蚌式”进气道附面层扫除特性测量试验系统,进行了不同流量系数 ϕ 、来流马赫数 Ma 下进气道鼓包表面附面层扫除特性风洞试验,得出了针对该气动构型的鼓包表面附面层扫除特性结论:

1) 在相同的来流马赫数下,随着流量系数的增大,鼓包表面附面层的扫除能力逐渐减弱;在亚声速工况的绝大多数流量范围内,鼓包表面压力系数在沿鼓包中心线对称分布、压力梯度明显,且在不同截面沿主流方向具有增大的特征,鼓包构型对附面层扫除效果较强;超声速工况附面层扫除能力流量范围明显小于亚声速工况。

2) 在接近来流马赫数1.8及以上飞行工况下,鼓包表面附面层的扫除能力减弱,附面层分离加强,进而会造成较大的进气压力损失和畸变。

3) 在超声速工况,进气道唇口形成的弓形激波是影响鼓包表面不同位置压力梯度变化的主要因素,进而决定着附面层扫除能力。

4) 飞行试验和风洞试验的数据相关性较好,变化规律吻合。

参考文献:

[1] GRIDLEY M C, CAHILL M J. ACIS air induction system trade study[R]. AIAA-96-2644, 1996.

[2] 杨应凯,李玉璞. JSF X-35 的一绝:无附面层隔道超音速进气道[J]. 国际航空, 2001(8): 13-15.
YANG Yingkai, LI Yupu. Diverterless supersonic inlet of JSF X-35[J]. International Aviation, 2001(8): 13-15. (in Chinese)

[3] YOUNG D D, JENKINS S A. A investigation of active flowfield control for inlet shock and boundary layer interaction[R]. AIAA-2005-4020, 2005.

[4] TINDELL R, WILLIS B. Experimental investigation of blowing for controlling oblique shock/boundary layer interactions[R]. AIAA-97-2642, 1999.

[5] JENKINS L N, GORTON J L, ANDERS S G. Flow control device evaluation for an internal flow with adverse pressure gradient[R]. AIAA-2002-0266, 2002.

[6] TOURNIER S E, PADUANO J D. Flow control in a transonic inlet[R]. AIAA-2006-3883, 2006.

[7] BOYCE R R, PAULL A. Scramjet intake and exhaust CFD studies for the HyShot scramjet flight experiment[R]. AIAA-2001-1891, 2001.

[8] AMITAY M, HONOHAN A M, TRAUTMAN M, et al. Modification of the aerodynamic characteristic of bluff bodies using fluidic actuators[R]. AIAA-97-2004, 1997.

[9] SUN Shu, GUO Rongwei. The serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 27(1): 10-16.

[10] RABE A, ANDESON J. A facility for active flow control research in serpentine inlets[R]. AIAA-2002-0510, 2002.

[11] WALLIS V C, ROBERT B, STEARNS N H, et al. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle[R]. AIAA-2003-0415, 2003.

[12] 靖建朋,郭荣伟. 蛇形进气道地面工作状态附面层抽吸试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(1): 30-36.
JING Jianpeng, GUO Rongwei. Experiment of boundary layer suction in serpentine inlet under ground running[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(1): 30-36. (in Chinese)

[13] 梁德旺,李博. 无隔道进气道反设计及附面层排除机理分析[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 286-289.
LIANG Dewang, LI Bo. Reverse design of diverterless inlet and mechanism of diversion of boundary layer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 286-289. (in Chinese)

[14] 王龙,钟易成,杨应凯,等. 双锥 bump 压缩面设计及气动特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 82-89.
WANG Long, ZHONG Yicheng, YANG Yingkai, et al. Bi-pyramid bump compression surface design and aerodynamic characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 82-89. (in Chinese)

[15] 张悦,谭慧俊,张启帆,等. 一种进气道内激波/边界层干扰控制的新方法及其流动机理[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 265-274.
ZHANG Yue, TAN Huijun, ZHANG Qifan, et al. A new

method and its flow mechanism for control of shock/ boundary layer interaction in hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics,2012,33(2):265-274. (in Chinese)

[16] 丁晨,刘猛,张继华,等. 变马赫数条件下进气道边界层扫除法数值模拟[J]. 推进技术,2013,34(10):1310-1315.
DING Chen, LIU Meng, ZHANG Jihua, et al. Numerical simulation on blowing method for controlling boundary layer interaction in supersonic inlet at different Mach number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(10): 1310-1315. (in Chinese)

[17] 何鹏,董金钟. 合成射流方向布局对 S 形进气道分离控制的效应[J]. 航空动力学报,2015,30(2):306-314.
HE Peng, DONG Jinzhong. Effect of slot orientation on synthetic jet-based separation control in a serpentine inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 306-314. (in Chinese)

[18] 钟易成,余少志,吴晴. 凸包(Bump)进气道/DSI 模型设计及气动特性研究[J]. 航空动力学报,2005,20(5):470-475.
ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, WU Qing. Research of bump inlet (DSI) model design and its aerodynamic properties[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 470-475. (in Chinese)

[19] 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究[J]. 空气动力学学报,2007,25(3):336-339.
YANG Yingkai. Research of bump inlet design and test [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-339. (in Chinese)

[20] YANG Yingkai. The research of bump inlet design[C]// Proceedings of Russian-Chinese Scientific Conference. Moscow:Russian Academic of Sciences,2003:9-12.

(编辑:陈 越)