

无隔道超声速进气道附面层排除特性飞行试验研究*

姜 健^{1,2}, 赵海刚², 符小刚²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089)

摘要: 为了分析评估歼击机无隔道进气道附面层的排除特性, 设计搭建鼓包表面附面层压力梯度测量试验系统, 进行了不同飞行高度、马赫数和姿态角等工况下的飞行试验。通过对飞行试验数据的整理、计算和对比分析同型号的缩比模型风洞试验结果, 研究了无隔道进气道鼓包表面附面层排除特性。研究表明: 稳定平飞时, 在亚声速范围内, 随着飞行高度的增加, 鼓包构型对附面层的排除效果增大, 而在超声速范围内, 变化规律相反; 在接近马赫数1.8及以上飞行工况下, 鼓包表面附面层的扫除能力有所减弱, 附面层气流分离加速, 进而会造成较大的进气压力损失和畸变。单纯迎角飞行有利于增强附面层的排除能力; 而带侧滑角飞行时, 附面层压力系数曲线的拐点沿鼓包中心线平行向“背风面”偏移, 偏移量与侧滑角成正比, 进气道鼓包表面“迎风面”附面层排除能力增大, 而“背风面”受气流分离影响而减弱。

关键词: 无隔道超声速进气道; 飞行试验; 风洞试验; 附面层排除特性; 飞行马赫数

中图分类号: V217.39 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 10-2249-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200128

Flight Test and Evaluation for Boundary Layer Diversion Characteristics of Diverterless Supersonic Inlet

JIANG Jian^{1,2}, ZHAO Hai-gang², FU Xiao-gang²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Chinese Flight Test Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to analyze and evaluate the boundary layer diversion characteristics of a fighter's diverterless supersonic inlet, a boundary layer pressure gradient measurement test system for the bump surface was designed and built, and flight tests were carried out at different heights, Mach numbers, and attitude angles. By sorting, calculating the flight test data and comparing the flight test data with the wind-tunnel test data of the scale model, the boundary layer diversion characteristics of the diverterless supersonic inlet are studied. The research results show that: in the stable level flight, in the subsonic range, as the flying height increases, the elimination effect of the bump structure on the boundary layer increases, while in the supersonic range, the law is reversed. In the vicinity of Mach number under the flight conditions of 1.8 and above, the boundary layer diversion ability on the bump surface is weakened, and the separation on the boundary layer is accelerated, which will cause large pressure loss and distortion. Flight with angle of attack only is conducive to enhancing the ability to divert the boundary layer. When flying with a angle of sideslip, the inflection point of the pressure coefficient curve

* 收稿日期: 2020-03-14; 修订日期: 2020-06-03。

作者简介: 姜 健, 博士生, 研究员, 研究领域为飞机进气道/发动机相容性飞行试验。

通讯作者: 赵海刚, 硕士, 高级工程师, 研究领域为飞机进气道/发动机相容性飞行试验。

引用格式: 姜 健, 赵海刚, 符小刚. 无隔道超声速进气道附面层排除特性飞行试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2249-2256. (JIANG Jian, ZHAO Hai-gang, FU Xiao-gang. Flight Test and Evaluation for Boundary Layer Diversion Characteristics of Diverterless Supersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10): 2249-2256.)

of the boundary layer is shifted parallel to the “backward surface” along the center line of the bump, and the offset is proportional to the angle of sideslip, the ability to divert the “windward” boundary layer on the bump surface increased, while the “backward surface” is weakened for the airflow separation.

Key words: Diverterless supersonic inlet (DSI); Flight test; Wind-tunnel test; Boundary layer diversion characteristics; Mach number

1 引言

随着新一代战斗机在飞行性能、品质、隐身、维护性以及研制成本等方面日益提高,对进气道的设计提出了极大的挑战,特别是在其内流场品质的控制方面。众所周知,在飞行条件下,战斗机前机身表面和压缩斜板上的低能量附面层气体在激波的作用下,会进入到进气道内流道、加速分离后在发动机进口产生较强的压力畸变,导致进气道流场紊乱,进而造成发动机稳定性和性能的降低,严重时会引起发动机失速、喘振,甚至空中停车等问题的发生^[1-2]。

20世纪90年代初,美国空军、洛·马公司以及兰利中心等研究机构为了彻底解决低能量附面层吸入导致的进气道畸变问题,开始探索一种新型进气道,并最终形成了无附面层隔道超声速进气道(Diverterless Supersonic Inlet, DSI),简称“蚌式”进气道或无隔道进气道^[3-8],该形式进气道是采用乘波原理,根据锥型流理论将一个圆锥体转化成等效的压缩曲面,进而在进气道压缩面上形成法向和横向的压力梯度,两者的联合作用相当于附面层排除装置,可将进气道前端机身大部分附面层吹除。同时,该进气道的设计将鼓包和飞机前机身融为一体,取消附面层隔道与抽吸旁路系统,既满足了进气压缩的需求,又达到了新一代战斗机在性能、隐身、重量、维护性以及研制成本等方面的苛刻要求^[9-10]。

在国外,无隔道进气道设计机理先后是在F-16、X-35技术验证机上进行试飞验证(见图1),并证实了其工程发展潜力,经过长期的改进设计、试飞评估,最终在F-35战斗机上得到了应用。

在国内,南京航空航天大学在无隔道进气道理论研究、气动分析、仿真计算及风洞缩比试验等方面



Fig. 1 F-16 validate fighter plane (diverterless supersonic inlet configuration)

开展了大量的技术研究^[11-16],为国内战斗机型号的发展提供了技术基础。其中,梁德旺等^[12]采用“照片三维复原技术”对飞机的无隔道进气道/前机身进行了几何重构及高精度数值模拟,分析研究了该型进气道附面层排除的机理。钟易成等^[14-16]在无隔道进气道的气动设计、性能优化方面开展了大量工作,并进行了双锥无隔道进气道的设计研究。另外,杨应凯等^[17-20]借助型号研制开展了大量无隔道进气道的气动设计与风洞试验研究,成功完成了“枭龙”等型号战斗机的无隔道进气道的设计研制工作,实现了国产新一代战斗机隐身、性能品质等方面的跨代提升。

本文以飞机无隔道进气道与发动机相容性试飞为平台,设计搭建进气道鼓包表面附面层压力梯度测量试验系统,进行不同飞行高度、马赫数和姿态角等工况下的飞行试验。通过对飞行试验数据的整理、计算和与同型号的缩比模型风洞试验结果的对比分析,研究无隔道进气道鼓包表面附面层排除特性。

2 试验方案与数据测试处理方法

2.1 试验方案

2.1.1 试验研究总体方案

图2为本项目的研究方案,分为3个阶段:(1)建立了该型飞机前机身与无隔道进气道全尺寸数值仿真模型,进行了不同工况的进气道的数值仿真计算,同时查阅国内外进气道附面层排除技术资料进行理论研究,为后续试验方案的设计和开展奠定基础;(2)在相关理论研究和数值仿真的基础上,参考风洞试验的相关结果,进行试飞工况的设计规划;开展无隔道进气道鼓包壁面静压系统测量方案的设计、测试改装工作;(3)在以上试验准备的基础上,开展不同飞行高度、马赫数和姿态角等工况飞行试验,并对试飞数据进行处理分析,结合风洞试验结果研究了无隔道进气道鼓包表面附面层排除特性。

2.1.2 飞行试验方案设计与实施

本次飞行试验中典型的试飞工况见表1。为了全面分析评估该型飞机进气道附面层的排除特性,在飞机的飞行包线范围内,规划并进行了:

- ①稳定平飞:不同飞行高度、马赫数稳定平飞;
- ②迎角飞行:在几个典型高度进行了无盘旋侧滑、倒飞、收敛转弯、对称拉起等飞行动作,来获得相对较稳定迎角飞行工况;
- ③侧滑角飞行:在几个典型飞行高度稳定侧滑、急剧滚转等飞行动作,来获得相对较稳定侧滑角飞行工况;
- ④迎角与侧滑角组合飞行:带侧滑稳定盘旋、协调侧滑、“S”形机动等飞行动作。

试飞中如不同高度、马赫数稳定平飞、侧滑及倒飞等稳态工况,每个动作稳定飞行后录取不少于6s数据,而部分飞行动作如收敛转弯、极限盘旋、急剧滚转、“S”形机动等均为非稳态飞行,以尽可能地飞出该型飞机极限机动姿态,以为完整、准确地分析该型飞机无隔道进气道附面层排除特性提供第一手的飞行试验数据。

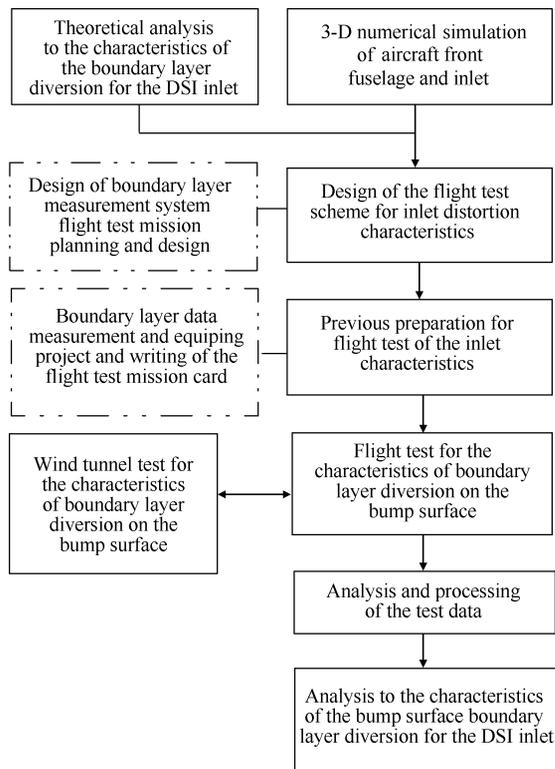


Fig. 2 Scheme of study

2.2 附面层数据测量及处理方法

2.2.1 附面层测量系统设计

无隔道进气道利用其特有的鼓包气动型面,与来流气流相互耦合后在鼓包表面上形成中间高、两侧低的沿展向压力梯度特性,迫使来流附面层在鼓包前半部分沿表面向鼓包外侧出现横向偏离,在进入内流道前流向进气道唇口外侧,达到避免被吸入

Table 1 Part typical conditions of flight test

Category	Action	H_p /km	Ma
Level flight	Level flight, acceleration/deceleration	3, 6, 8, 11	0.36~1.80
	Hover without sideslip	3, 5, 8	0.36~0.42
Attack angle flight	Inverted flight	3, 5	—
	Convergent turn	3, 8	—
	Ultimate hover	5	—
	Symmetrical pull up	5, 8	—
	Symmetrical pushrod	8	—
Sideslip angle flight	Steady sideslipping	5, 6	0.37
	Pedal the rudder to the negative direction	5, 6	0.36
	Rapid rolling	5, 6	0.37
	Steady hover With sideslipping	8, 9	1.19
Integrated attack angle and sideslip angle flight	Coordinating sideslipping	11	0.76
	Pedal the rudder at steady hover	11	0.76
	Half rolling S-manuevering	—	—

内流道中的效果。因此,鼓包表面沿展向的压力梯度是评定“蚌式”进气道附面层扫除特性的重要指标,即同样的来流条件下,从鼓包中间指向左右两侧的压力梯度越大,则认为附面层吹除效果越强。本试验中,在进气道出口截面布置测点以获取附面层参数及流量系数,整理、分析其表面展向、流向的附面层压力梯度特征,来定量分析研究鼓包表面附面层的流动特性。

在综合分析三维数值仿真和风洞试验结果的基础上,在鼓包表面沿气流方向、鼓包沿展向进行了壁面静压测点设计和测试改装。图3为飞行试验中飞机进气道鼓包表面壁面静压测点分布图,与风洞试验中缩比模型测点分布基本一致。在鼓包附面层测量段上布置了7排共计21个壁面静压测量点,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7个静压孔,第5~7排各布置1个静压孔。试验同时测取了飞机飞行高度、速度等大气参数及发动机转速等参数。

2.2.2 附面层数据处理方法

项目中对飞行试验测得进气道鼓包各静压数据进行了无量纲化处理,利用压力系数 C_p 来分析研究进气道鼓包对来流附面层排除特性。

$$C_p = (p_i - p_0)/(0.5\rho_0 v_0^2) \quad (1)$$

式中 p_i 为试验中测量的进气道鼓包表面各压力测点数据; p_0, ρ_0, v_0 分别为飞行中气流静压、气流密度和速度。

试验中, 飞行气压高度 H_p 为机载大气数据传感器测取的大气静压 p_0 的单值函数, 具体计算公式为

当 $p_0 \geq 22.632 \text{ kPa}$ 时

$$H_p = 44332.1 \left(1 - (p_0 / 101.325)^{0.19025} \right) \quad (2)$$

当 $p_0 < 22.632 \text{ kPa}$ 时

$$H_p = 1100 + 6341.638 L_n^{22.632/p_0} \quad (3)$$

马赫数 Ma 为当地静温 T_0 的单值函数, 计算公式为

$$Ma = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (4)$$

式中 $\gamma = 1.4, R = 287.06$ 。

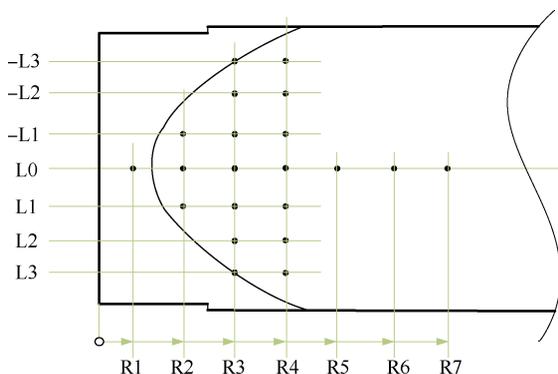


Fig. 3 Pressure tensors distribution of bump surface on the inlet model

2.3 风洞试验简介

风洞试验分别在低速和高速风洞中进行, 试验对象为该型飞机前机身与无隔道进气道的缩比模型, 其中模型的鼓包段如图4所示。为了评估缩比模型鼓包表面的附面层排除特性, 在模型鼓包测量段上布置了7排壁面静压测量点, 第1~7排压力测点数量依次为1, 3, 7, 9, 1, 1, 1。试验同时测取了风洞试验段来流的总、静压参数。对侧取得壁面静压数据采用压力系数 C_p 进行了无量纲化处理, 即

$$C_p = (p - p_\infty) / (0.5 \rho_\infty v_\infty^2) \quad (5)$$

式中 p 为试验测量静压值; $p_\infty, \rho_\infty, v_\infty$ 分别是风洞环境的来流静压、气流密度和速度。

在风洞试验中, 通过调节进气道出口的堵锥位移来改变缩比进气道内的空气流量, 在进气道模型出口加装流量受感部来测量、计算不同工况的空气流量, 并采用流量系数 φ 进行无量纲化处理, 即

$$\varphi = 156.1026 \rho^* q(\lambda) / \sqrt{T^*} \quad (6)$$

$$q(\lambda) = \left(\gamma + \frac{1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)} \lambda \left(1 - \frac{\gamma-1}{(\gamma+1)\lambda^2} \right)^{1/(\gamma-1)} \quad (7)$$

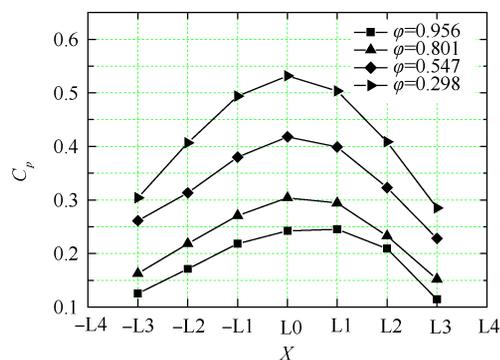
$$\lambda = \sqrt{(\gamma+1)Ma^2 / (2 + (\gamma-1)Ma^2)} \quad (8)$$

式中 T^*, p^* 和 Ma 分别为风洞环境的气流总温、总压和马赫数。

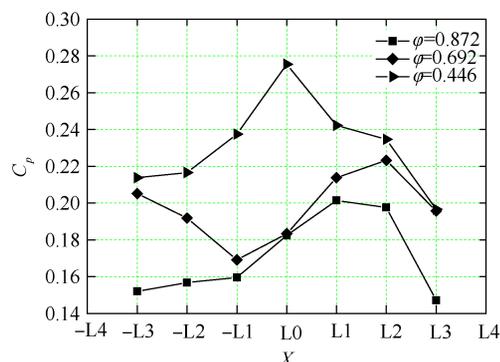
风洞试验中, 气流马赫数 Ma 为 0.03~1.8, 流量系数为 0.298~0.956, 鉴于试验条件限制, 所有试验均在飞行迎角和侧滑角为零工况下进行。风洞试验测得的典型来流条件下的鼓包相同截面压力系数分布见图5。分析由结果可知, 随着流量系数的增大, 鼓包表面附面层的扫除能力逐渐减弱。分析可知, 由于远端来流静压值保持不变, 随着流量系数的增大, 进气道内部主流区流速增加, 进而鼓包表面壁面静压值减小, 因此压力系数整体随流量系数的增大而减小, 附面层的扫除能力逐渐减弱。



Fig. 4 Photo of bump surface on the inlet model



(a) $Ma=0.8$



(b) $Ma=1.8$

Fig. 5 C_p curves for different φ & Ma in wind tunnel (R3)

3 结果与分析

3.1 不同飞行高度下稳定平飞试飞结果分析

为了分析研究飞行高度对无隔道进气道鼓包表面附面层的排除规律,本次飞行试验规划并进行了低空、中高空等不同飞行高度下的稳定平飞试验。图6为 $Ma=1.41, \varphi=0.63\sim 0.68$ (发动机状态基本相当),飞行高度分别为5km,8km,11km,15km时,鼓包表面R2~R4截面测点的压力系数分布曲线。以图6(b)为典型工况图谱进行分析,可知在 $Ma=1.41$ 时,鼓包表面R2截面压力系数整体上随鼓包中心线对称分布,随鼓包中心线向两侧扩展表面压力系数在减小,表明鼓包压缩曲面上存在中间高、两侧低的压力梯度特征。因此,该压力梯度的存在类似于一个附面层

扫除装置,将鼓包表面的附面层沿展向扫除,离中心线越远,扫除效果越弱。对比图6(b)不同飞行高度之间的压力系数变化规律,可知,随着飞行高度 H_p 的增加,鼓包表面各测点表面压力系数曲线整体减小,且沿展向压力梯度在变小,可知附面层扫除效果变弱。

横向对比图6中三个测点截面的压力系数,在基本相同的马赫数和流量系数条件下,随飞行高度 H_p 的变化曲线,各截面壁面压力系数随飞行高度变化规律一致,即沿鼓包中心线对称分布、存在沿展向压力梯度。而鼓包R3截面的压力系数梯度大于R2,R4截面,表明该截面区段的附面层排除效果较R2,R4截面处更强。这是因为压力系数梯度越大,表明该截面气流沿展向的流动特性越强,附面层排除效果越好。另外,在各飞行高度下,R4,R3,R2截面压力系数依次减小,表明在该工况下,鼓包表面存在一个与进气道主流区气流反方的压力梯度,从而使得鼓包表面的附面层逆向主气流向进气道唇口排出。

图7为流量系数 $\varphi=0.68\sim 0.71, Ma$ 分别为亚声速、临界声速和超声速三种工况下,R3截面压力系数随飞行高度 H_p 的分布曲线图。横向对比可知,该截面压力梯度系数在亚声速范围内随高度的升高而增大(如图7(a)所示),而在超声速范围内则随高度的降低而减小(如图7(c)所示),而在接近声速的临界飞行马赫数,其变化规律相对不明朗,但如图7(b)所示,其在 $H_p=8\text{km}$ 的中等高度区域,压力系数梯度较大,附面层排除特性显著提高。

从图6、图7中的压力系数曲线可知,在发动机工作状态(流量系数)相当条件下,压力系数随飞行高度有明显的差异,其原因可能是飞机在不同飞行高度下实际飞行过程中,飞行马赫数、飞行姿态(含迎角和侧滑角)以及进气道流量系数仍然存在一定的差异,从而导致进气道鼓包壁面上的压力系数分布在不同的高度下并不一致。

3.2 不同飞行马赫数下稳定平飞试飞结果分析

图8为 $H_p=5\text{km}, \varphi=0.62\sim 0.75$ 、鼓包表面R3截面压力系数随来流马赫数 Ma 的分布曲线,将该图作为典型工况来分析压力系数随马赫数 Ma 的变化规律。从图中可以看出,除 $Ma=0.22$ 工况外,其它马赫数飞行下,各压力系数随鼓包表面中心线基本呈对称分布,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。在 $Ma=0.22$ 飞行工况下,压力系数对称性较差,且压力梯度较小,表明在小速度范围内附面层排除作用有限。横向对比图中不同的马赫数下的压力系

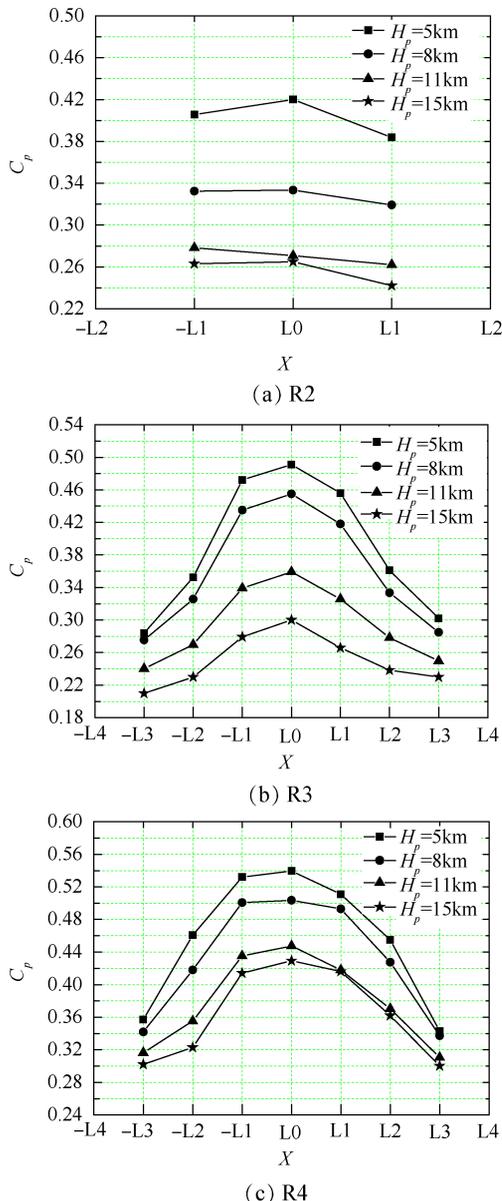


Fig. 6 C_p curves for different H_p & section ($Ma=1.41, \varphi=0.63\sim 0.68$)

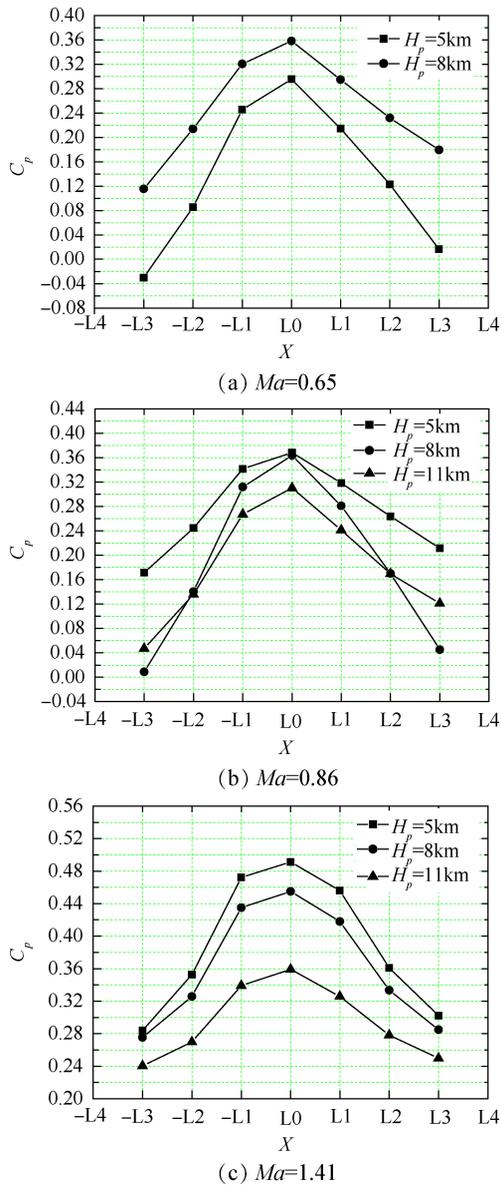


Fig. 7 C_p curves for different H_p & Ma (R3, $\phi=0.63\sim0.68$)

数曲线可知,亚声速工况相对于临界声速及以上飞行速度工况,其附面层压力系数梯度变化较大,进气道鼓包构型对附面层排除能力较强。

图9分别为 $Ma=0.8$ 和 1.8 ,鼓包 R2,R3 截面的飞行试验与风洞模型试验压力系数结果对比曲线。鉴于飞行试验与风洞试验流量系数难以一致,对比时取相近的流量系数进行对比。从图中可以看出,马赫数为 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,而马赫数为 1.8 时,飞行试验与风洞试验中的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,但飞行试验的压力系数曲线对称性、梯度变化规律均较差,分析原因可知在飞行试验时,在该工况飞行试验时不可避免地带有相对较小的侧滑角,进而

影响了鼓包表面的压力系数分布。但从飞行试验和风洞试验的变化规律上可以看出数据相关性较好,趋势吻合。

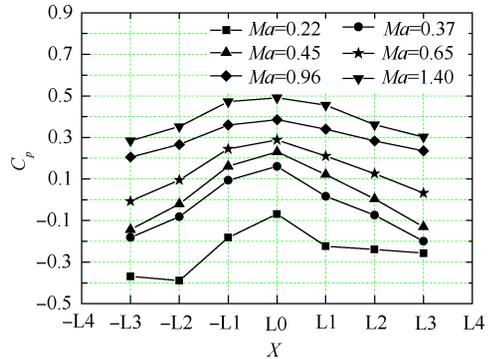


Fig. 8 C_p curves for different Ma ($H_p=5\text{km}$, R3, $\phi=0.63\sim0.75$)

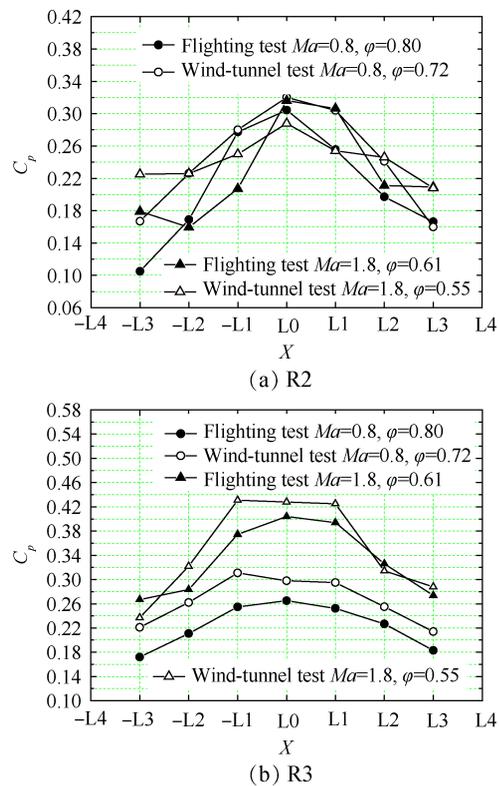


Fig. 9 C_p curves for different Ma & ϕ by flight test and wind-tunnel test ($Ma=0.8, 1.8$)

3.3 机动飞行工况试飞结果分析

图10为 $H_p=8\text{km}, Ma=0.6, \phi=0.50\sim0.53$,飞机进行稳定盘旋来改变进气迎角 α 时,鼓包表面 R3 截面压力系数随飞行迎角 α 的分布曲线。从图中可以看出,在迎角飞行过程中,进气道鼓包表面 R3 截面的压力系数同样存在中心线呈对称分布、沿展向减小的变化规律,表明在该飞行工况下,附面层扫除效果较好。横向比较各迎角变化曲线可知,随着迎角 α 的增大,压力系数呈整体下降,但压力变化梯度明显增加,表明

进气道鼓包对来流附面层的排除能力逐渐增强。

图 11 为 $H_p=5\text{km}$, $Ma=0.45$, $\varphi=0.51\sim 0.53$, 鼓包表面 R1, R2, R3 各截面压力系数随飞行侧滑角 β 的分

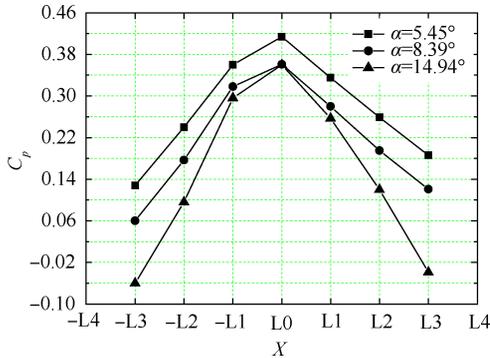
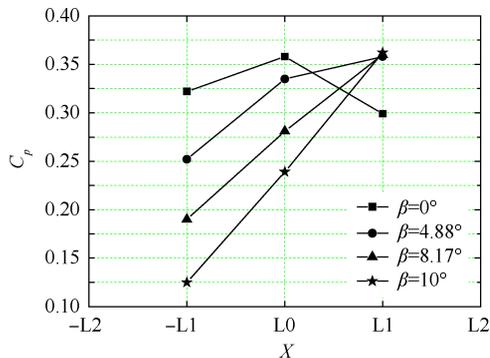
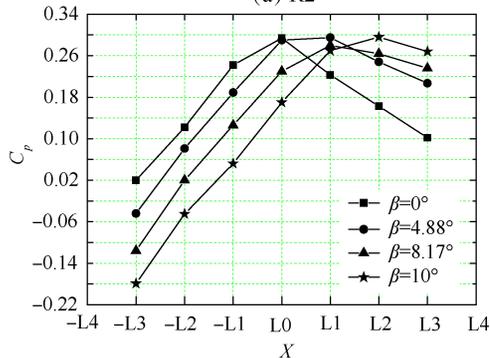


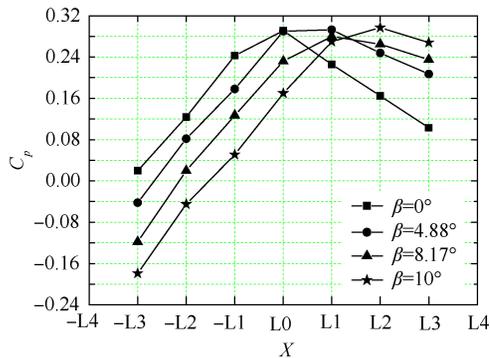
Fig. 10 C_p curves for different α ($H_p=8\text{km}$, $Ma=0.66$, R2, $\varphi=0.50\sim 0.53$)



(a) R2



(b) R3



(c) R4

Fig. 11 C_p curves for different β & section ($H_p=5\text{km}$, $Ma=0.45$, $\varphi=0.51\sim 0.53$)

布曲线, 图中各工况下的飞行迎角 α 在 $7.97^\circ\sim 8.67^\circ$, 因此迎角的差异对压力系数的影响可忽略。从图中可以看出, 当带侧滑角度飞行时, 鼓包左右压力系数呈明显的不对称分布: 首先压力系数曲线的“顶点”不再为鼓包中心线, 而是向“背风面”偏移, 侧滑角 β 越大, 曲线的“顶点”偏移越多; 其次鼓包“迎风面”压力梯度随飞行侧滑角的增大而增大, 而背风面压力系数梯度在减小, 表明在侧滑飞行时, 进气道鼓包表面“迎风面”附面层排除能力增大, 而“背风面”在减弱, 且随着飞行侧滑角 β 的增大, 该趋势愈加明显。最后, 横向对比从各截面不同侧滑角下的曲线特征可以看出, 随着飞行侧滑角 β 的增大, 各截面压力系数整体“下移”, 但压力变化梯度明显增加, 表明进气道鼓包对来流附面层的排除能力逐渐增强。

分析以上结果可知, 鼓包型面是无隔道进气道附面层排除的关键因素所在, 在正常无侧滑飞行时, 在距鼓包表面不同高度上都存在一种沿展向的压力梯度, 这种压力梯度将来流中贴近壁面的低能量气流向鼓包两侧推移, 从而达到了附面层排除的效应, 而侧滑飞行时, 鼓包型面中线与来流气流产生的夹角效应使得以鼓包中线为基准的“中间高、两侧低”的压力规律沿“背风”方向偏离, 导致“迎风面”压力梯度增大, 附面层排除能力增强, 而“背风面”附面层排除能力下降明显。

4 结论

通过本文研究, 主要获得如下结论:

- (1) 在亚声速范围内, 随着飞行高度的增加, 鼓包构型对附面层的排除效果增大, 而在超声速范围内, 变化规律相反。
- (2) 在接近马赫数 1.8 及以上飞行工况下, 鼓包表面附面层的扫除能力有所减弱, 附面层气流分离加速, 进而会造成较大的进气压力损失和畸变。
- (3) 在超声速飞行工况下, 在飞机机头、进气道唇口前缘处的激波效应是影响附面层排除特性的主要因素。
- (4) 飞行试验和风洞试验的数据相关性较好, 变化规律吻合。
- (5) 带迎角飞行时, 进气道鼓包沿型面的中心线附面层排除特性基本对称, 且随着迎角的增大, 排除效果增强。
- (6) 带侧滑角飞行时, 附面层压力系数曲线的拐点沿鼓包中心线平行向“背风面”偏移, 偏移量与侧滑角成正比, 进气道鼓包表面“迎风面”附面层排除

能力增大,而“背风面”减弱。

参考文献

- [1] Gridley M C, Cahill M J. ACIS Air Induction System Trade Study[R]. *AIAA* 96-2644.
- [2] Seddon J, Goldsmith E L, Carbonavo M, et al. Intake Aerodynamics[M]. *USA: AIAA Education Series*, 1985.
- [3] Mcfarlan J D. Lockheed Martin's Joint Strike Fighter Diverterless Supersonic Inlet [M]. *USA: National Press Club*, 2000.
- [4] Kim S D, Song D J, Lim S A. Numerical Analysis on Three Dimensional Flow Field in a Supersonic Bump Inlet [R]. *AIAA* 2007-689.
- [5] Gorton J L, Anders S. Flow Control Device Evaluation for an Internal Flow with a Diverse Pressure Gradient [R]. *AIAA* 2002-0266.
- [6] Boyce R R, Paull A. Scramjet Intake and Exhaust CFD Studies for the HyShot Scramjet Flight Experiment [C]. *Kyoto: The 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2001.
- [7] Amitay M, Honohan A M, Trautman M, et al. Modification of the Aerodynamic Characteristic of Bluff Bodies Using Fluidic Actuators[R]. *AIAA* 97-2004.
- [8] 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.
- [9] Rabe A, Anderson J. A Facility for Active Flow Control Research in Serpentine Inlets[R]. *AIAA* 2002-0510.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [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.
- [15] 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.
- [16] 钟易成. 基于乘波理论的新型进气道设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
- [17] 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究[J]. *空气动力学学报*, 2007, 25(35): 336-339.
- [18] YANG Yingkai. The Research of Bump Inlet Design [C]. *Beijing: Russian-Chinese Scientific Conference*, 2003.
- [19] 杨应凯, 李于璞. 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.
- [20] 杨应凯. 枭龙飞机 Bump 进气道设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2007, 39(4): 449-452.

(编辑:朱立影)