

文章编号:1000-8055(2013)02-0348-08

一种两侧布局的无隔道亚声速进气道流场特性

夏 杨¹, 李 博², 王海朋¹

(1. 中国人民解放军总参谋部 第六十研究所, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对一种两侧翼下布局的无人机无隔道亚声速进气道进行了气动设计和数值模拟研究, 给出了该进气道的鼓包结构设计思想, 得到了设计飞行马赫数下该进气道的工作特性。计算结果表明: 在 $0^\circ \sim 8^\circ$ 范围内, 攻角和侧滑角对进气道性能影响不大, 在所有计算状态下, 该进气道的总压恢复系数大于 0.965, 畸变指标小于 0.253, 满足发动机的工作要求。研究发现: 无隔道亚声速进气道的鼓包表面存在相对于机身较高的压力分布, 鼓包排除附面层的效果与机身形状、唇口、进口位置以及飞行姿态等有关, 对两侧布局方案, 鼓包头部不宜太尖, 曲面机身有利于附面层的排移。

关 键 词: 亚声速进气道; 无隔道进气道; 鼓包进气道; 无人机; 附面层; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flow field characteristics of side-mounted subsonic inlet of the UAV

XIA Yang¹, LI Bo², WANG Hai-peng¹(1. The 60th Research Institute of the General Staff Department of
the Chinese People's Liberation Army, Nanjing 210016, China;2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A side-mounted diverterless subsonic inlet of the UAV (unmanned aerial vehicle) was designed and the flow field was simulated. The design methodology of the bump was presented and the characteristics of the inlet were obtained. The results show that angle of attack and yaw angle have little effect on the inlet's performance within $0^\circ \sim 8^\circ$. The total pressure recovery of the inlet is great than 0.965 and the distortion index is less than 0.253 under all states. The inlet meets the requirements of the engine, proving that the side-mounted diverterless subsonic inlet is feasible. It has also been found that there exists a higher pressure region on the bump surface than that on the fuselage for the diverterless subsonic inlet. The effect of pushing boundary layer aside for the bump is related to the fuselage profile, lip, relative position of the entrance and flight conditions. The leading curve of the bump should not be too sharp for side-mounted inlet and a curved surface is better than a flat one in pushing the boundary layer away.

Key words: subsonic inlet; diverterless inlet; bump inlet;

UAV (unmanned aerial vehicle); boundary layer; numerical simulation

收稿日期: 2012-03-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.348_015.html

作者简介: 夏杨(1962—), 男, 江苏南京人, 高级工程师, 研究方向为小型航空发动机与无人机总体。

通讯作者: 李博(1974—), 男, 河南洛阳人, 副教授, 博士, 研究方向为飞行器进气道设计。

飞行器进气道不仅要为发动机提供足够的高质量的空气,在设计时还要考虑总体布局的约束和一体化设计的要求.传统的进气道设计一般采用附面层隔道或隔板将进气道进口抬离机身表面,以避免机身表面附面层内的低能气流进入进气道.而“无隔道超声速进气道(diverterless supersonic inlet, DSI)”,也称“Bump 进气道”或“鼓包进气道”,是由美国洛克希德·马丁公司设计并在 F-35 飞机上首先成功应用的一种无隔道的新型进气道,其进气口前的一个三维曲面(鼓包)起到了对气流的压缩和排除附面层的作用^[1-3].

由于无隔道进气道具有减阻、减质、利于隐身等优点,其设计方法和流动机理得到了国内外众多学者的关注^[4-11],针对无隔道超声速进气道的设计技术也基本成熟,国产“枭龙”等飞机也已应用该技术^[12].

无隔道超声速进气道的基本原理是基于乘波体的设计^[13-14],气流经过锥形激波后压力升高,在鼓包表面形成展向压力梯度,从而把附面层向两侧排移.此外,波后气流为等熵压缩,故总压恢复系数高.然而,在亚声速情况下,由于不存在激波,鼓包表面的压力梯度会大大降低,有关亚声速条件下无隔道进气道的流动机理和附面层排除特性未见有文献阐明.

文献^[15-16]对一种亚声速背负式无隔道进气道进行了数值仿真和实验研究,但其唇罩骑于鼓包型面之上,两侧唇罩内凹,构成一个气流通道,并未与机身融合设计.文献^[17-18]对一种腹下无隔道全遮挡 S 弯进气道开展了亚声速和超声速条件下的数值仿真和实验研究,但其设计状态为超声速,且重点是隐身性能,进气道出口畸变值较大.对于两侧进气布局,一般认为在偏航状态下总有一侧的进气道会受到机身的不利影响而应用较少^[19-20],目前还未见有采用两侧布局的无隔道亚声速进气道方案的文章发表.本文对一种两侧布局的单发动机亚声速无人机无隔道进气道进行了气动设计和流场数值仿真,研究了该进气道的气动特性.

1 物理模型

1.1 总体参数

图 1 给出了本文研究的无人机三维造型(不含机尾部分),受总体要求限制,且为了降低飞行阻力,进气道需要设计为两侧无隔道进气布局,出口接单台发动机.进口位于机翼下方与机身相交

处,进口面与机翼前缘共面.机翼前缘与机身相交点与进气道出口中心点在 x 轴方向相距 $7.68D$ (D 为进气道出口外径),在 y 轴方向相距 $1.18D$,在 z 方向相距 $0.90D$.

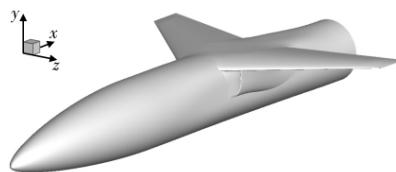


图 1 无人机三维造型

Fig. 1 Configuration of the UAV model

图 2 给出了进气道内管道俯视图.进气道全长 $7.68D$,两侧管道在汇合处的夹角为 30° ,汇合处距进气道出口截面 $2.73D$,距轮毂 $1.26D$.进气道进口至喉道的面积收缩比为 1.22 ,喉道后扩压段的面积扩张比为 1.49 ,汇合处管径为 $0.87D$.进气道出口直径与发动机中心体轮毂直径比为 1.50 ,轮毂长 $1.47D$.

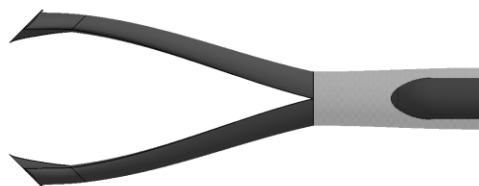


图 2 进气道内管道俯视图

Fig. 2 Top view of the inlet duct

1.2 进气道鼓包设计

常规进气道的附面层隔道,虽然排除了进口前来流中的机身附面层,对提高进气道总压恢复系数和减小出口气流畸变有利,但是增加了迎风面积和隔板与气流的接触面积,因此压差阻力和摩擦阻力都会增加.文献^[21]指出,在亚声速下,基于隔道迎风面积的隔道阻力系数在马赫数直到 0.8 时可取为 0.25 .因此,去除隔道,改为无隔道的鼓包设计,可以有效减小阻力.

超声速条件下无隔道进气道的设计思想是基于锥形流的乘波理论,但是在亚声速条件下,鼓包的设计方法、附面层排移机理尚处于研究中,未形成完整的设计体系.本文在已有研究基础上,采用工程设计方法生成了鼓包型面,通过数值仿真,分析亚声速条件下无隔道进气道的附面层排除特性.图 3 给出了该鼓包型面的设计示意图.

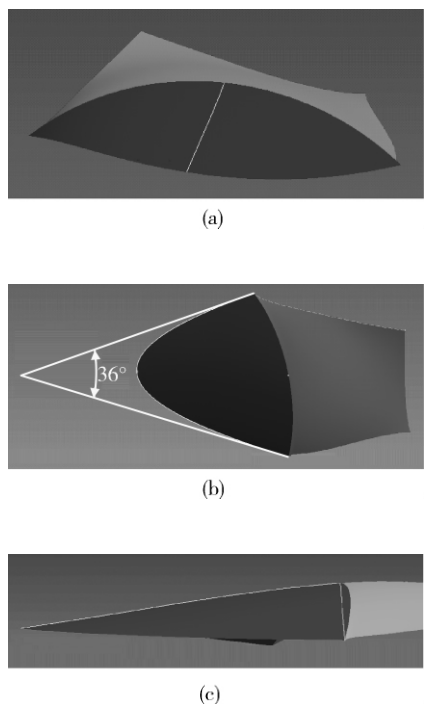


图3 进气道鼓包设计示意图

Fig. 3 Sketch map of the bump

首先计算进气道进口位置的附面层厚度 δ , 鼓包的最大高度即位于进气道进口截面处, 鼓包表面距机身表面的最大高度 $h/\delta=1\sim 2$, 其端面型线可取为 2 次或 3 次曲线(图 3(a)), 曲线两端与机身相切。鼓包前缘轮廓线采用圆锥曲线(图 3(b)), 夹角为 36° , 较圆滑的头部可以降低对气流角度变化的敏感性。鼓包中心线采用样条线设计, 通过控制样条线两端的斜率, 使其前端与机身轴线成一小角度, 后端与机身轴线方向一致(图 3(c))。

图 4 给出了设计完成的进气道鼓包侧视图, 鼓包宽度与进口宽度等同。由于进气道进口面与机翼前缘共面, 即进口后掠, 故鼓包上下非对称,

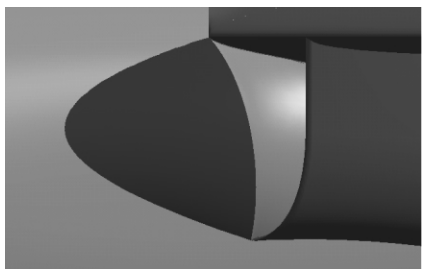


图4 进气道鼓包侧视图

Fig. 4 Side view of the bump inlet

鼓包长度约为进口宽度的 0.9 倍。鼓包之后为过渡段, 其型面逐渐过渡与扩压段型面光滑衔接。

2 数值方法

2.1 计算方法

数值计算采用南京航空航天大学研发的基于有限体积法的全黏性三维 N-S 方程计算软件, 对流项选用 2 阶 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws) 格式插值^[22-23], 湍流模型采用的是考虑压力梯度、物面引射和流动分离的改进的 Baldwin/Lomax(B/L) 模型^[24]。B/L 模型的准确度和可靠性得到了计算与实验数据的验证^[3,9,25], 对附体流动的计算, 其精度并不比更复杂的二方程模型差。对于设计良好的进气道来说, 其流场中一般不存在流动分离, 因此该模型可以较好地模拟进气道的内流流场。该软件经过多个进气道模型的计算和实验校验, 具有良好的计算精度和可靠性。

计算中涉及到的边界条件包括压力远场、压力出口和无滑移固壁 3 类边界条件。空气按理想气体定比热容计算, 分子黏性采用 Sutherland 公式计算。计算收敛准则为: 残差下降 3 个数量级, 同时进气道出口流量已经稳定。

2.2 计算网格

计算采用结构化网格, 网格节点总数为 367 万。图 5 给出了三维计算域, 远场网格半径为弹身直径的 22.5 倍, 为半翼展的 10 倍。

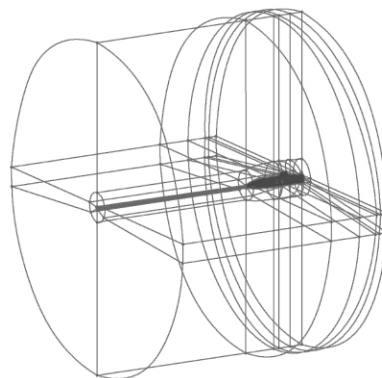


图5 三维网格计算域

Fig. 5 Computational grid domain

图 6 给出了机身下表面网格和进气道进口附近的固壁表面网格, 图 7 给出了进气道内管道网格。

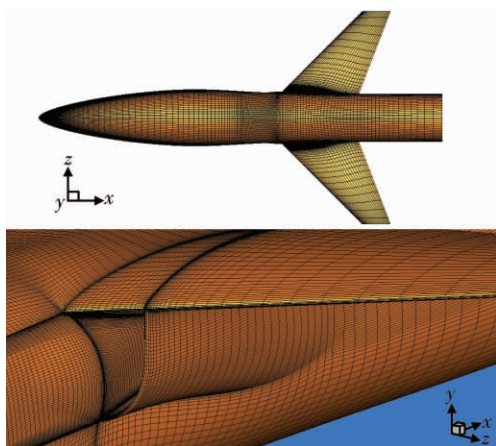


图6 机身下表面及进气道进口附近网格

Fig. 6 Surface grid on fuselage/entrance of the inlet

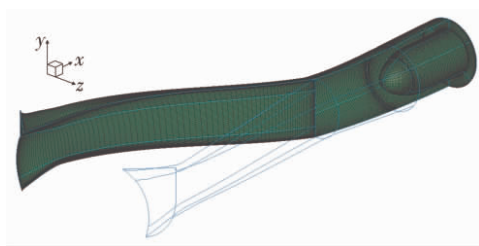


图7 进气道内管道网格

Fig. 7 Grid of the inlet duct

3 计算结果及分析

3.1 流量特性

该进气道设计点飞行马赫数为 0.743, 飞行攻角和侧滑角均为 0° , 进气道/发动机匹配马赫数为 0.45. 图 8 给出了设计点进气道的性能曲线, 可以看出: 在进气道出口马赫数 0.302 ~ 0.508 的范围内, 随着出口马赫数的增大 (即发动机换算转速增加、换算流量增加), 进气道总压恢复系数 σ 由 0.972 减小至 0.969, σ 略有下降; 而畸变指数 δ_{60} 则随马赫数的增加而减小, δ_{60} 最大值为 0.253. 在整个流量变化范围内进气道性能均满足发动机要求, 进气道/发动机匹配点性能为 $\sigma = 0.9701$, $\delta_{60} = 0.137$. 图 9 给出了设计点进气道出口总压恢复系数等值图, 可以看到, 流场左右对称, 在进气道下方存在一较大范围的低压区.

图 10 给出了进气道进口马赫数和总压恢复系数等值图, 可以看到, 进口流场分布较均匀, 但是在上、下两个角区显得相对较厚, 这是由于鼓包使得附面层向两侧排移造成的.

由于鼓包的存在占据了一部分进口面积, 因此需要校核喉道面积是否会过小, 原则上喉道截面平

均马赫数不大于 0.8, 不能出现局部超声速区.

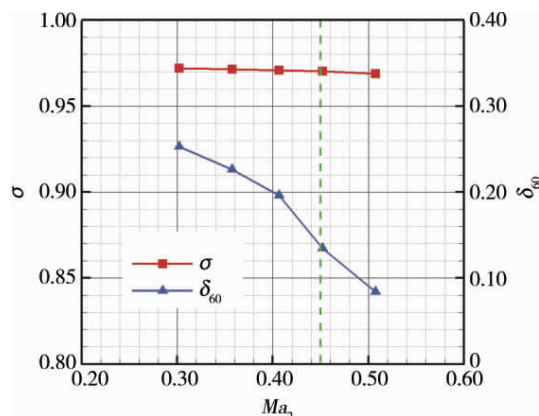


图8 进气道设计点性能曲线

Fig. 8 Inlet performance at design point

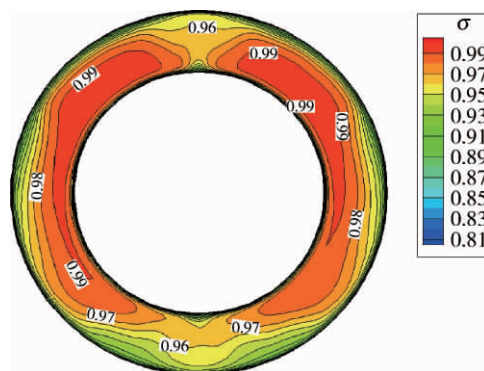


图9 进气道出口总压恢复系数等值图

Fig. 9 Contours of total pressure recovery at exit plane

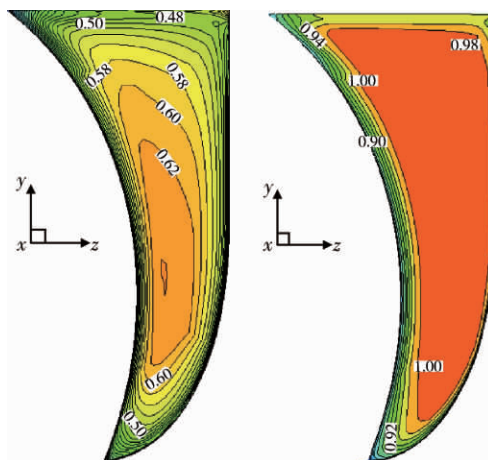


图10 进气道进口面马赫数和总压恢复系数等值图

Fig. 10 Contours of Mach number and total pressure recovery at entrance plane

3.2 攻角特性

图 11 给出了设计飞行马赫数下进气道的攻角性能曲线,可以看出,在攻角 $0^\circ \sim 8^\circ$ 范围内,进气道总压恢复系数 σ 变化不大,保持在 $0.966 \sim 0.970$ 之间;畸变指数 δ_{60} 在 2° 攻角时最小,随着攻角的增加,畸变指数增加, δ_{60} 在 $0.103 \sim 0.177$ 之间波动。

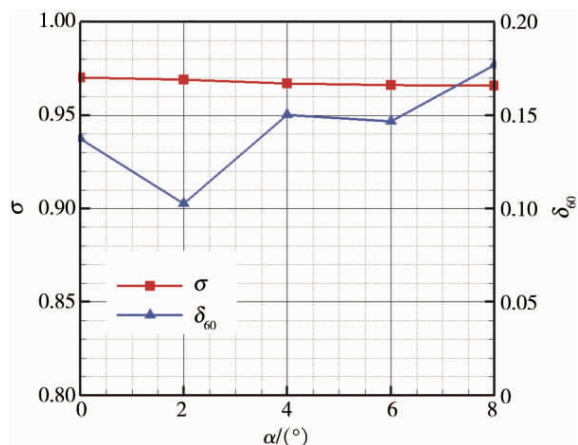


图 11 进气道攻角性能曲线

Fig. 11 Inlet performance at angle of attack

图 12 给出了 8° 攻角时进气道出口总压恢复系数等值图,可以看出,高总压区进气道出口在上部,低总压区范围较 0° 攻角时扩大,且位置上移到两侧中部。

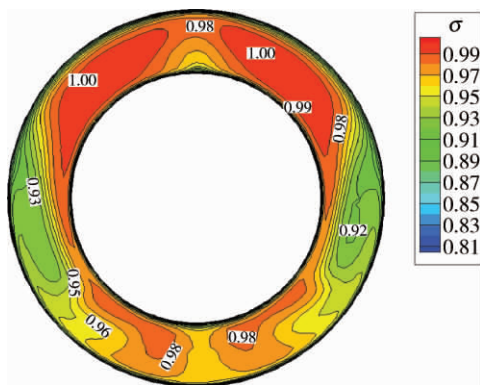


图 12 进气道出口总压恢复系数等值图 ($\alpha = 8^\circ$)

Fig. 12 Contours of total pressure recovery at exit plane ($\alpha = 8^\circ$)

该进气道性能对攻角变化不敏感,得益于鼓包前端较圆滑的头部。而文献[5,8]中的腹下无隔道超声速进气道和文献[15-16]中的背负式无隔道亚声速进气道,其鼓包型面前缘均较尖,类似于隔道尖劈。这种尖前缘鼓包对腹下和背负式进气道布局是有利的,因为相对于飞行攻角而言,侧滑

角变化范围一般不大,而且由于机身腹部或背部的导流作用,进气道鼓包前的气流当地攻角和侧滑角还会减小,采用尖前缘鼓包可以起到很好的导流作用并减小阻力。而对于两侧布局进气道,其鼓包头部不宜太尖,以免在较大攻角时,鼓包背风侧气流分离。

3.3 侧滑角特性

图 13 给出了飞行马赫数为 0.743 时,进气道在攻角 $\alpha = 0^\circ$ 、侧滑角 $\beta = 0^\circ \sim 8^\circ$ 状态下的性能曲线。可以看出,随着侧滑角的增大,进气道总压恢复系数 σ 略有降低,且 σ 均大于 0.966;畸变指数 δ_{60} 随着侧滑角的增大近似呈线性下降的趋势,从 $\beta = 0^\circ$ 时 $\delta_{60} = 0.137$ 降低到 $\beta = 8^\circ$ 时 $\delta_{60} = 0.061$ 。表明该进气道对侧风不敏感,该两侧进气布局设计是可行的。

图 14 给出了 8° 侧滑角时进气道出口总压恢

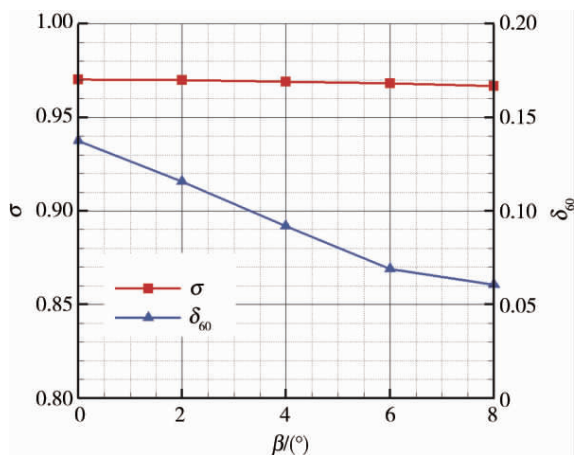


图 13 进气道侧滑角性能曲线

Fig. 13 Inlet performance at yaw angle

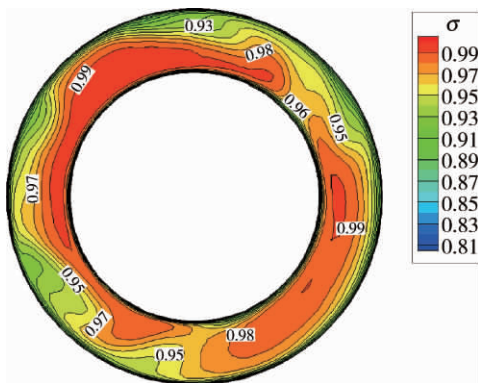


图 14 进气道出口总压恢复系数等值图 ($\beta = 8^\circ$)

Fig. 14 Contours of total pressure recovery at exit plane ($\beta = 8^\circ$)

复系数等值图,可以看出,沿周向存在数个低总压区,但每个低总压区的范围均较小,因此 δ_{60} 反而降低。

3.4 鼓包排除附面层特性分析

图15分别给出了攻角 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ ($\beta=0^\circ$)和侧滑角 $\beta=8^\circ$ ($\alpha=0^\circ$)3种状态下的前机身左侧表面流线图。可以看出 0° 攻角时,机身表面流线较平直,在进口前流流向鼓包上下两侧偏移。 8° 攻角时,机身表面流线有明显的“上洗”,使得机身下方的附面层向上方堆积;由于进口正好位于机翼下方,机翼的遮挡使得已经被鼓包排向两侧的流线又折向进气道内部流动,这也说明了为什么图11的性能曲线图中当攻角增大时畸变指数 δ_{60} 会增加。

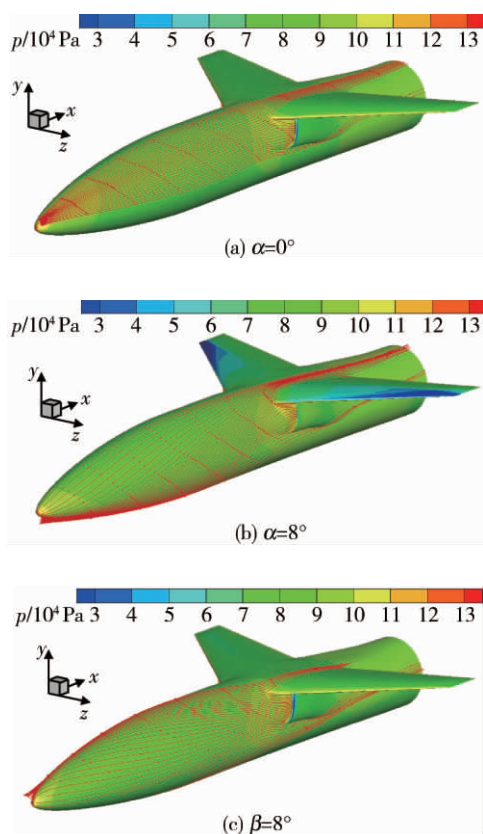


图15 机身表面流线

Fig. 15 Streamtraces on the surface of fuselage

8° 侧滑角时,机身迎风一侧的流线绕过机身流向背风侧(图16),此时,机翼分流了一部分进口上方的附面层气流。由于进口面和机翼前缘共面向后掠 45° ,相当于外侧唇口和下唇口向后退让,因此可以“避让”一部分从机身上向“下洗”的流线,减少附面层吞入量,因此图13中 δ_{60} 随着侧滑角的增大而下降。

图17分别给出了攻角 $\alpha=0^\circ, 8^\circ$ 和侧滑角 $\beta=$

8° 三种状态下的鼓包表面压力系数分布图,其中 $0^\circ, 8^\circ$ 攻角时根据对称性仅给出了左侧机身鼓包。

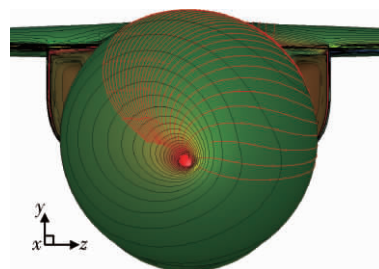


图16 $\beta=8^\circ$ 时机身表面流线前视图

Fig. 16 Front view of streamtraces on fuselage surface at $\beta=8^\circ$

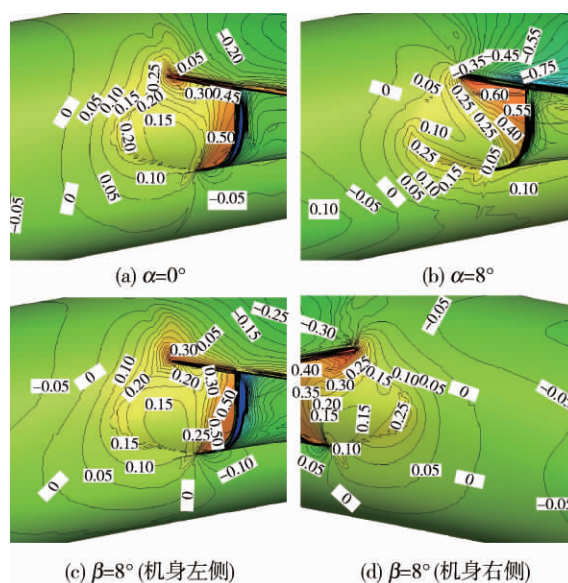


图17 鼓包表面压力系数分布

Fig. 17 Pressure coefficient distribution on bump

由图17可以看出:亚声速情况下,鼓包表面仍然是相对于前机身表面的高压区,由于没有激波后的增压,故压力梯度要比超声速无隔道进气道小,且鼓包表面压力分布受攻角、侧滑角的影响较大。而超声速无隔道进气道,鼓包边缘乘波,波后仍为超声速,压力分布受攻角、侧滑角影响较小。

图18给出了 $\beta=8^\circ$ 时鼓包中部机身横截面的 σ 和流线分布。可以明显看出:机身迎风侧(左侧)附面层减薄而背风侧(右侧)附面层增厚,从流线图中也可以看出机身上方的流线向右侧下方扫掠,因此,鼓包的设计应综合考虑进气道与机身的一体化设计。枭龙飞机的进气道设计中^[7],就对前机身进行了修型,将原来进气道前平直的机身斜平面改为曲面,改善了进气道的性能。结合本文与文献^[9]的研究发现,机身形状、进气道唇口、机翼

与进气道的相对位置等因素都会影响无隔道进气道的气动性能与排除附面层的效果,在设计时只关心鼓包型面而不考虑其他因素是没有意义的。

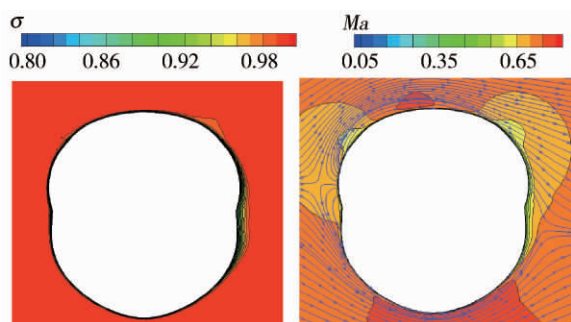


图 18 $\beta=8^\circ$ 时鼓包中部机身横截面 σ 和流线分布

Fig. 18 Contour of σ and streamtraces distribution on cross section in middle of bump at $\beta=8^\circ$

4 结 论

1) 该两侧进气无隔道亚声速进气道在设计点 $\sigma=0.9701$, $\delta_{60}=0.137$, 随流量变化 σ 变化不大, δ_{60} 均小于 0.253。

2) 对于两侧布局的无隔道进气道, 其鼓包头部不宜太尖, 该进气道对攻角变化不敏感, 在攻角 $0^\circ\sim 8^\circ$ 范围内, σ 变化不大。

3) 前机身形状与进气道侧滑特性有关, 曲面机身有利于附面层的排移。

4) 无隔道亚声速进气道的鼓包表面存在相对于机身较高的压力梯度, 该压力梯度有助于将进口前附面层向两侧排移。

5) 鼓包排除附面层的效果与机身形状、唇口、进口位置以及飞行姿态等有关, 需与机身一体化设计。

参考文献:

- [1] Hehs E. JSF diverterless supersonic inlet[EB/OL]. [2012-03-04]. http://www.codeonemagazine.com/article.html?item_id=58.
- [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] 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)
- [4] 马晓光. Bump 进气道喘振特性研究[J]. 气动研究与实验, 2005, 22(1): 25-29.
MA Xiaoguang. Study of buzz characteristics of the bump inlet[J]. Aerodynamic Research and Experiment, 2005, 22(1): 25-29. (in Chinese)
- [5] 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): 740-745.
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): 740-745. (in Chinese)
- [6] 尹方, 王家后, 乔盛德. 无附面层隔道超音速进气道设计技术研究[J]. 飞机工程, 2006(1): 25-27.
YIN Fang, WANG Jiaqi, QIAO Shengde. Study on the design of diverterless supersonic inlet[J]. Aircraft Engineering, 2006(1): 25-27. (in Chinese)
- [7] 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.
YANG Yingkai. Design of bump inlet of Thunder/JF-17 aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(4): 449-452. (in Chinese)
- [8] 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究[J]. 空气动力学报, 2007, 25(3): 336-338.
YANG Yingkai. The research of bump inlet design and test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-338. (in Chinese)
- [9] 李博, 梁德旺. 无隔道超声速进气道/前机身一体化计算与试验[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1597-1604.
LI Bo, LIANG Dewang. Numerical simulation and experiment of integral flow field of diverterless supersonic inlet/forebody[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1597-1604. (in Chinese)
- [10] Masud J, Akram F. Flow field and performance analysis of an integrated diverterless supersonic inlet [R]. AIAA 2010-481, 2010.
- [11] Masud J, Akram F. Effect of passive bleed system on an integrated diverterless supersonic inlet[R]. AIAA 2011-920, 2010.
- [12] 张宝鑫. “枭龙”04 架全状态飞机成功首飞[J]. 国际航空, 2006(6): 14-15.
ZHANG Baoxin. Thunder-04 made first flight successfully [J]. International Aviation, 2006(6): 14-15. (in Chinese)
- [13] Simon P C, Dennis W B, Huff R G. Performance of external-compression bump inlet at Mach numbers of 1.5 to 2.0 [R]. NACA RM E56L19, 1957.
- [14] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Collins Professional and Technical Books, 1985.
- [15] TAN Huijun, GUO Rongwei. Design and wind tunnel study of a top-mounted diverterless inlet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(2): 72-78.
- [16] 谭慧俊, 郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值

- 模拟研究与实验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 540-545.
- TAN Huijun, GUO Rongwei. Numerical simulation investigation and experimental validation of a top-mounted diverterless inlet and its validation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 540-545. (in Chinese)
- [17] XIE Wenzhong, GUO Rongwei. A ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 207-214.
- [18] 谢文忠, 郭荣伟. 腹下无隔道大偏距 S 弯进气道流场特性[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1453-1459.
- XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Flow field of ventral diverterless high offset S shaped inlet at transonic speeds[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1453-1459. (in Chinese)
- [19] 马高建, 郭荣伟. 无人机两侧式布局的 S 弯进气道设计与实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 146-150.
- MA Gaojian, GUO Rongwei. Design and experiment of bilateral type S-shaped inlet of UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(2): 146-150. (in Chinese)
- [20] 蒋武根, 彭云晖, 李博. 一种两侧布局的亚声速无人机进气道流场特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2549-2555.
- JIANG Wugen, PENG Yunhui, LI Bo. Flow field characteristics of a side-mounted subsonic inlet of UAV[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2549-2555. (in Chinese)
- [21] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London: Blackwell Scientific Publications, 1985.
- [22] 黄国平, 梁德旺. 一种改进的 MUSCL 格式[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(3): 277-282.
- HUANG Guoping, LIANG Dewang. Improvement on MUSCL scheme[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1997, 29(3): 277-282. (in Chinese)
- [23] 黄国平, 梁德旺. 块结构的 MUSCL 算法求解三维进气道流场[J]. 空气动力学学报, 2000, 18(2): 194-199.
- HUANG Guoping, LIANG Dewang. The numerical simulation of 3-D flows of a inlet using a multi-block MUSCL algorithm[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(2): 194-199. (in Chinese)
- [24] 梁德旺, 黄国平, 赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(1): 37-42.
- LIANG Dewang, HUANG Guoping, ZHAO Haifeng. Application of B/L turbulence model for calculating flow with strong adverse pressure gradient[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(1): 37-42. (in Chinese)
- [25] 李博, 梁德旺. 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 307-310.
- LI Bo, LIANG Dewang. Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 307-310. (in Chinese)