

超声速进气道唇口剖面形状对飞机升阻比的影响

苏嘉殷,李博,童佳慧,邱宇宸,徐猛

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:针对一种采用无隔道超声速进气道的超声速靶机,使用数值仿真方法对内外流一体化的全机流场进行数值模拟,研究不同唇口剖面形状对全机升阻比的影响。结果表明:设计状态下不同唇口剖面形状升阻比不同。综合考虑高低速飞行马赫数在 $0^\circ\sim 6^\circ$ 飞行攻角下,飞机的气动力特性,长短轴比为9:1的椭圆唇口为最佳唇口剖面形状。

关键词:无隔道超声速进气道;超声速飞机;唇口;气动力特性;数值仿真

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)04-0132-05

Effect of Supersonic Inletlip Profile on Lift-drag Ratio of Aircraft

SU Jiayin, LI Bo, TONG Jiahui, QIU Yuchen, XU Meng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at a supersonic target aircraft with diverterless supersonic inlet, the whole flow field of the integrated internal and external flow was simulated by numerical simulation method, and the effect of different lip profile on lift-drag ratio of the aircraft was studied. The study found that different lip profile could affect the pressure distribution on the lower surface of the wing, furthermore changing the lift of the wing. Based on the aerodynamic characteristics of the aircraft at high and low flight Mach number of $0^\circ\sim 6^\circ$ flight angle of attack, it can be concluded that the ellipse lip with 9:1 axial ratio is the optimal lip profile for the aircraft.

Keywords: diverterless supersonic inlet; supersonic aircraft; lip; aerodynamic characteristics; numerical simulation

0 引言

近年来,随着飞机综合性能不断提升,更高的机动性、隐身性、经济性等飞机综合性能需求增加,需要飞行器具有更高效的内外流气动特性以及良好的飞行性能和飞行品质^[1],因此在设计时需要全面地考虑飞机和发动机的匹配问题,飞机/发动机一体化设计^[2-4]的需求越来越迫切。其中飞机进排气系统气动一体化设计技术是解决其他飞机/发动机一体化设计问题的基础^[5]。为了在进气道设计中更全面地考虑机身的影响,杨青真等^[6]开发了一种求解三维超声速前机身/进气道内外流一体化的处理程序,并通过分析计算结果验证了计算程序的正确性。李博等^[7]也对前机身/进气道一体化进行了三维内外流场数值模拟研究。

唇口是进气道的关键组成部件,唇口的设计不仅会对进气道的内部气动性能产生重要影响^[8-11],而且作为机身外形的一部分,不同唇口对飞机外部流场也存在一定的影响。

本文研究无隔道超声速进气道唇口剖面形状对飞机外部流场的影响,这一研究对飞机整体气动性能的提升具有重要意义。

1 研究对象及计算方法

1.1 研究思路

本文的研究对象是接近上单翼布局的某涡喷超声速

靶机模型,如图1(a)所示。该靶机的进气道采用腹下进气布局的无隔道超声速进气道(又称鼓包进气道)。无隔道超声速进气道三维造型示意图如图1(b)所示。图1(c)给出了该进气道的对称面二维示意图;进气道出口截面直径为 D ,鼓包压缩面的起始点至进气道出口截面的长度为 $6.3D$,喉道高度为 $0.4D$,进气道出口位置距机头 $18.6D$ 。进气道进口的波系配置方案为“一斜一正”两波系,鼓包压缩面采用锥导乘波体法生成,激波角 $\beta = 56.75^\circ$ 。同时为了满足流量捕获需求,唇口前缘点与机身表面(压缩面起始点)的高度确定,所以在压缩面起始点确定时唇口前缘点也确定。进气道唇口采用后掠设计,图1(c)中圆圈所示区域为该进气道的唇口剖面形状,放大后如图1(d)所示。按照项目要求,唇罩的厚度需保持 $H=0.05D$ 不变,又由于唇口前缘点已经确定,所以外唇口的长度 S 为固定值 $0.2D$ 。

理论上讲,当来流流向进气道时,进气道进口前和进气道外部的流动基本不受进气道内部通道形状的影响。评价发动机进气道出口气动性能好坏的主要技术指标有两个:一个是进气道出口的总压恢复系数 σ ,另一个是进气道出口的总压畸变指数。本项目采用反映流场总压周向分布不均匀程度的 $D_{c,60}$ 来衡量进气道出口流场的畸变大小。根据文献[12]的研究结果可知,外唇口的改变对进气道内部气动性能的影响很小,在研究进气道外部的流动时,进气道内部气动性能基本保持不变。且由文献

[12]还可知,本文所研究的几种唇口剖面形状在设计点进气道的出口总压恢复系数均大于0.97,畸变指数 $D_{c,60}$ 均小于0.25,进气道内部流场品质优良(本项目要求设计点进气道总压恢复系数 $\sigma > 0.92, D_{c,60} < 0.35$)。

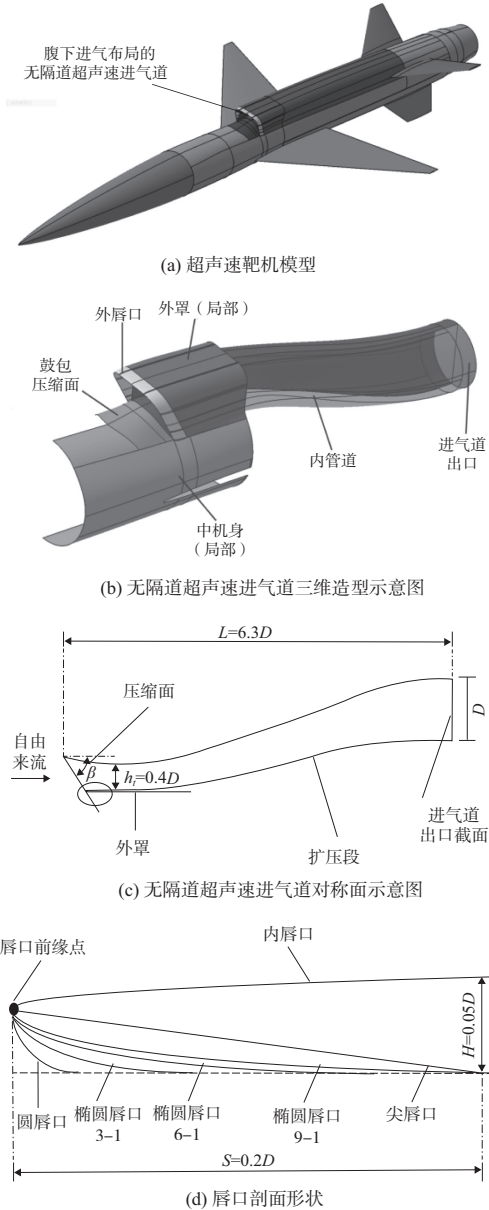


图1 某涡喷超声速靶机

本文主要研究唇口剖面形状对飞机外部流场的影响。因此在唇口剖面形状设计时需保持内唇口型线不变,在唇口的约束尺寸 S 和 H 下改变外唇口的剖面形状。

理论上认为,尖唇口进气道的阻力小,高速性能好;钝唇口进气道的阻力大,低速性能好。工程上常用的唇口形状有两种:第一种是圆弧唇口,超声速进气道的唇口圆弧半径取值范围一般在 $5 \sim 10 \text{ mm}$ 之间。另一种是唇口剖面内外表面为长短轴不等的超越椭圆。超越椭圆唇口的外表面的型线是从前缘点向后到最大外部厚度处为 $1/4$ 超越椭圆;内表面的型线是从前缘点向后到进气道内部型面最小截面处为另外一段 $1/4$ 超越椭圆。

超越椭圆方程为

$$\left(\frac{x}{a}\right)^n + \left(\frac{y}{b}\right)^n = 1 \quad (1)$$

当 $n=2$ 时,为椭圆方程。设计椭圆唇口时需以图1(d)中限制唇口长度和厚度的 S 和 H 为约束条件,均等地取椭圆长短轴比为 $3:1, 6:1$ 以及 $9:1$,在文中对应的简称分别为椭圆唇口3-1、椭圆唇口6-1和椭圆唇口9-1。圆唇口半径取 5 mm ,简称圆唇口。

根据上述设计思路,结合对唇口研究的理论基础和工程应用,本文对圆唇口、长短轴比不同的椭圆唇口以及尖唇口飞机开展了三维流场的数值仿真研究。

1.2 计算方法及算例校验

本文计算软件采用Fluent16.1,三维数值仿真计算方法采用Navier-Stokes方程。湍流模型选用 $\kappa-\omega$ SST模型,无黏对流通量离散使用Roe-FDS(flux-difference splitting)格式离散,黏性通量采用二阶中心差分格式离散。选用隐式格式的时间推进以加速计算收敛和保持计算稳定。

为验证本文湍流模型的可靠性,根据文献[13-14]给出的模型尺寸和试验数据对AGARD-B标模进行数值仿真。该模型的三维造型如图2所示。



图2 AGARD-B标模

标模试验来流条件为: $Ma = 1.4$,来流静压 $P = 72\,275.4 \text{ Pa}$,来流静温 $T = 270.2 \text{ K}$,侧滑角为 0° 。

飞机的升、阻力系数定义如下:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (2)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (3)$$

式中: L, D 分别为飞机的升力、阻力; ρ_∞, v_∞ 分别为自由来流密度和速度; S_{ref} 为机翼参考面积。

由图3可知:CFD结果与试验数据吻合较好,说明本文采用的数值仿真计算方法能较为可靠地模拟飞机的升阻力。

本文对模型的计算域进行了结构化网格划分,近壁面网格加密处理。计算域入口为压力远场边界条件,计算域下游和进气道出口为压力出口边界条件,各壁面为无滑移绝热固壁边界条件。

仿真计算来流条件为:马赫数 $Ma_\infty = 1.4$,来流静压 $P_\infty = 19\,400.2 \text{ Pa}$,来流静温 $T_\infty = 216.65 \text{ K}$ 。设计状态攻角

和侧滑角均为 0°。

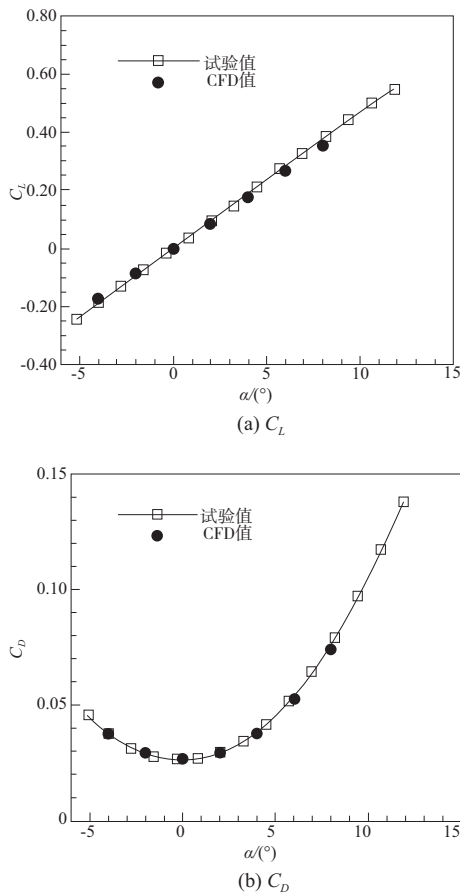


图3 仿真计算值和试验值对比

2 结果分析

2.1 设计状态唇口剖面形状对飞机升阻比的影响

图4给出了设计状态下,不同唇口剖面形状对应的全机升阻比,柱状图能够清晰、直观地体现出唇口形状的改变对飞机升阻比的大小具有重要的影响。图中尖唇口飞机的升阻比最大,圆唇口飞机的升阻比最小。升阻比最大值和最小值相差可达0.224。因此研究唇口剖面形状对飞机气动特性的影响有重要的意义。

根据图4可知椭圆唇口的飞机升阻比随着椭圆唇口长短轴比的增大而增大,且椭圆唇口从长短轴比为3:1增大到6:1时,升阻比增大了0.089,而椭圆唇口从长短轴比为6:1增大到9:1时,升阻比增大了0.025。说明当椭圆唇口较小时,增大长短轴比能够明显增大飞机的升阻比,当椭圆唇口长短轴比增大到一定程度时,继续增大椭圆长短轴比对提升飞机升阻比的效果有限。本文最终以椭圆唇口9-1、圆唇口以及尖唇口为例分析其对飞机气动特性的影响。

进气道进口截面位于机身中段机翼下方,进气道唇口的改变可能会对机翼产生直接的影响。表1给出了不同唇口机翼的升、阻力系数。由表中数据可知:不同唇口机

翼的升力系数差别较大,阻力系数则较为接近。

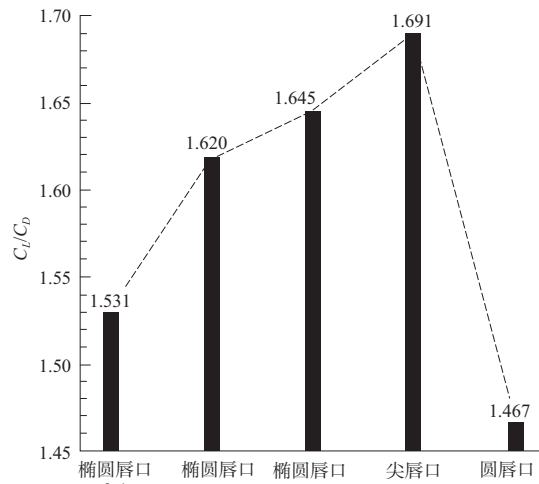


图4 设计状态下不同唇口剖面形状对应的飞机升阻比

表1 设计状态下不同唇口剖面形状机翼的升阻力系数

唇口类型	机翼升力系数	机翼阻力系数
椭圆唇口 3-1	0.041 8	0.006 9
椭圆唇口 6-1	0.043 0	0.007 1
椭圆唇口 9-1	0.042 8	0.007 1
尖唇口	0.043 6	0.007 3
圆唇口	0.041 6	0.006 9

图5给出了设计状态下不同唇口剖面形状的机翼表面静压云图。由图可知,不同唇口的飞机机翼上表面压力分布情况基本相同,机翼下表面压力分布变化则较大。图5(b)中尖唇口椭圆点虚圈所示区域的高压区范围明显比其余两者大,高压区范围的增大有利于尖唇口飞机的机翼产生更大的升力。圆唇口在机翼下表面靠近前缘处出现了蓝色低压带,这将会使机翼下表面的压力减小,从而导致圆唇口飞机的机翼升力减小。

图5机翼表面静压云图给出了机翼剖面沿展向 $x = 0.2\text{ m}$ 、 $x = 0.3\text{ m}$ 、 $x = 0.45\text{ m}$ 、 $x = 0.7\text{ m}$ 处的位置。机翼不同剖面处的压力系数曲线如图6所示,通过分析图6可知,各唇口的机翼上表面压力系数变化趋势一致,数值上差别不大。机翼下表面的压力系数则在前缘和中部变化明显。在机翼下表面前缘到中部,尖唇口的压力系数大于椭圆唇口9-1和圆唇口,且在机翼中部出现下表面压力系数大于上表面压力系数的现象,这说明该区域机翼产生负升力。当靠近机翼翼梢处时($x = 0.7\text{ m}$),这种负升力效果逐渐消失,且由曲线与横轴的积分可知,尖唇口的面积积分最大,圆唇口最小。上述分析说明了机翼不同站位处压力系数的变化与图5机翼表面压力云图的变化规律具有一致性。唇口剖面形状主要通过影响机翼下表面前缘和中部的压力分布来影响机翼的受力。

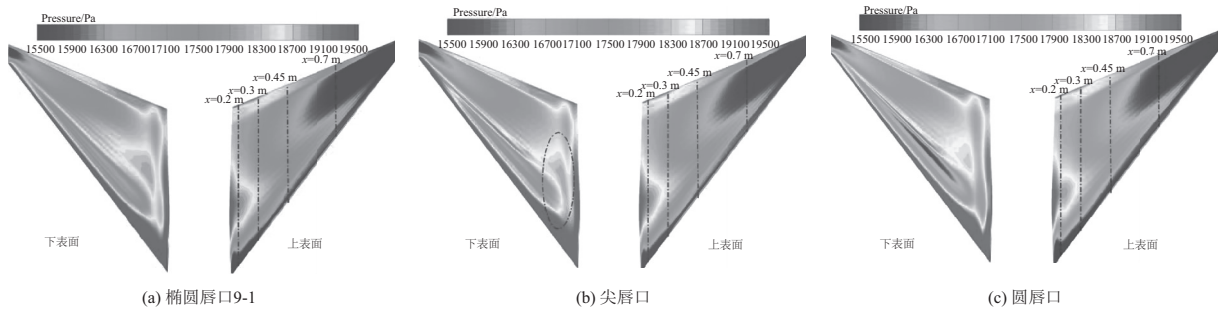


图5 设计状态下不同唇口剖面形状的飞机机翼上下表面静压云图

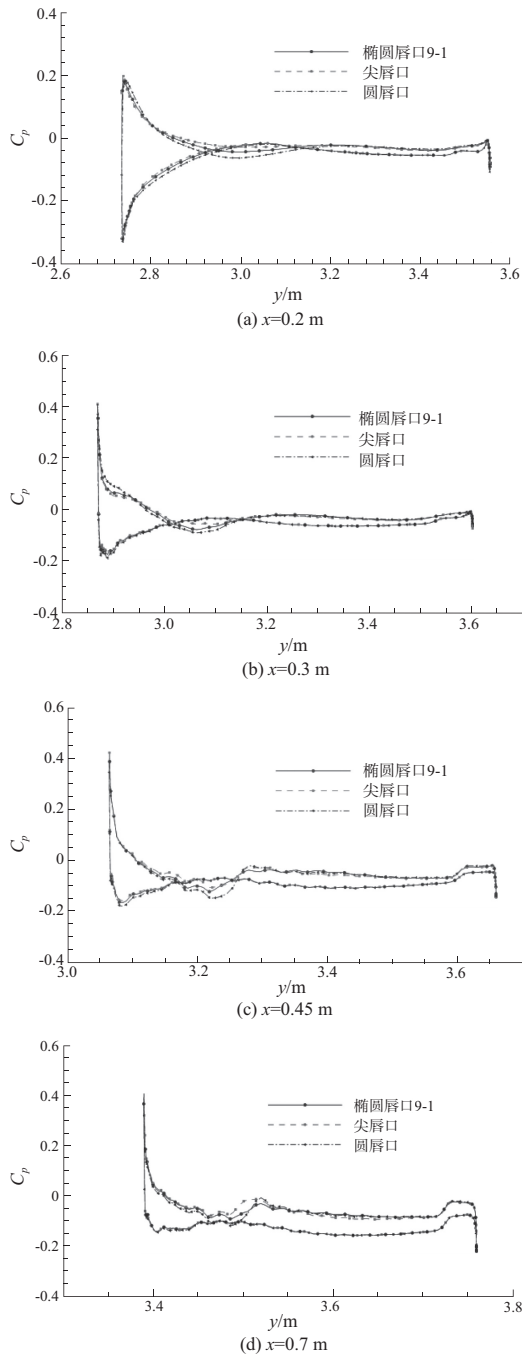


图6 不同站位处机翼剖面压力系数曲线

2.2 高、低速飞行马赫数下唇口剖面形状对飞机升阻比的影响

进气道唇口的形状对高、低速飞行很敏感,设计状态时尖唇口飞机的气动力特性最佳,但飞机从起飞到巡航这个过程会经历很多飞行条件的变化,必须保证飞机气动力特性和进气道性能在尽可能宽的速域内都保持良好的性能。以设计马赫数 $Ma=1.4$ 作为该靶机的高速飞行马赫数,以 $Ma=0.8$ 作为该靶机的低速飞行马赫数来研究不同唇口在高、低速飞行马赫数下对飞机升阻比的影响。

由图7可知,低速飞行状态(0° 攻角)椭圆唇口9-1飞机的升阻比最大。比尖唇口大了0.100,比升阻比最小的圆唇口大了0.238。通过与2.1节相同的分析方法可知:不同唇口的飞机升阻比变化的原因仍是唇口对机翼下表面的压力分布产生了干扰。

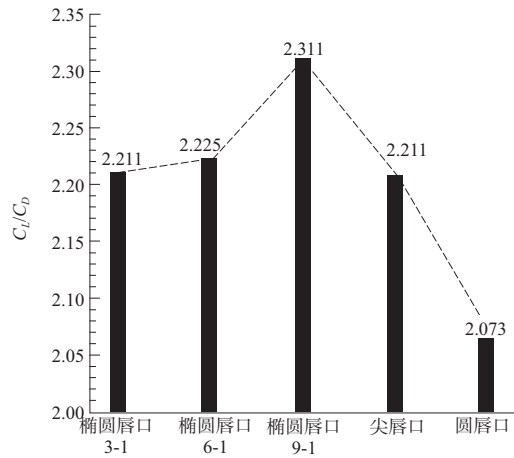


图7 低速飞行状态下不同唇口剖面形状对应的飞机升阻比

图8给出了高、低速飞行马赫数下不同唇口飞机的升阻比随飞行攻角的变化。由图可知,不同唇口的飞机升阻比变化规律相同,圆唇口飞机的升阻比在高、低速飞行马赫数下均最低。由图8(a)可知,高速飞行马赫数下,尖唇口和椭圆唇口9-1飞机的升阻比在数值上接近。由图8(b)可知,低速飞行马赫数下,椭圆唇口9-1比尖唇口飞机的升阻比略大,当飞行攻角为 4° 时,椭圆唇口9-1比尖唇口飞机的升阻比大了0.100。

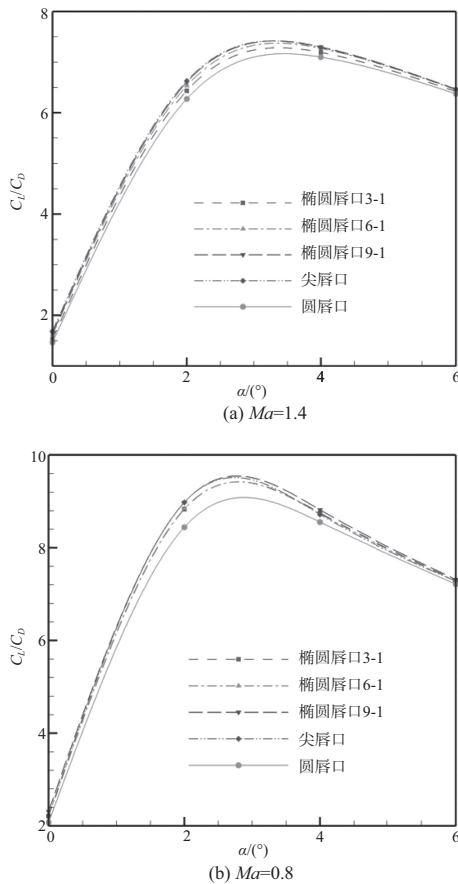


图8 高、低速飞行马赫数下不同唇口飞机的升阻比随攻角的变化曲线图

综合考虑飞机的高低速飞行性能可得出:长短轴比为9:1的椭圆唇口为本文所研究的范围内唇口剖面形状最佳型面。

3 结语

利用数值仿真方法模拟了进气道的不同唇口剖面形状对飞机升阻比的影响,得出以下结论。

1)设计状态下不同唇口剖面形状的飞机升阻比不同。改变唇口剖面形状可以使机翼下表面前缘和中部的压力分布发生变化,导致机翼的升力发生改变,最终影响飞机的升阻比。

2)设计状态下尖唇口飞机的升阻比最大,该状态下不同唇口飞机的升阻比最大值和最小值之差约为0.224。低速飞行状态下椭圆唇口9-1飞机的升阻比最大,该状态下不同唇口飞机的升阻比最大值和最小值之差约为0.238。

3)在 $0^\circ \sim 6^\circ$ 飞行攻角时,高马赫数($Ma=1.4$)下尖唇口飞机与椭圆唇口9-1飞机的升阻比相差不大。低马赫数($Ma=0.8$)下椭圆唇口9-1飞机的升阻比略大于尖唇口。考虑到飞机的高低速飞行性能,最终得出长短轴比为9:1的椭圆唇口为最佳唇口剖面形状。

参考文献:

- [1] 林鹏,左林玄,王霄,等. 未来作战飞机飞发一体化技术的思考[J]. 航空动力,2018(2):52-57.
- [2] CASSIDY P, HALLEY S M. Airframe/engine mechanical integration for hypersonic airbreathing aircraft [C]//Aircraft Design and Operations Meeting. Baltimore, MD. Reston, Virginia: AIAA,1991:3177.
- [3] SCHARNHORST R. An overview of military aircraft supersonic inlet aerodynamics[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee. Reston, Virginia: AIAA,2012:13.
- [4] HERRICK P. Fighter aircraft/propulsion integration [C]//Aircraft Systems, Design and Technology Meeting. Dayton, OH. Reston, Virginia: AIAA,1986:2658.
- [5] 高为民. 飞发一体化设计的关键技术[J]. 航空动力,2018(2):58-62.
- [6] 杨青真,郑勇. 前机身/进气道流场的一体化数值模拟[J]. 计算仿真,2006,23(11):47-49,90.
- [7] 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.
- [8] COSCHIGNANO A, BABINSKY H. Effect of lip shape on shock wave - boundary layer interactions in transonic intakes at incidence [C]//AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA,2019:1844.
- [9] 方良伟. J6Ⅲ进气道唇口形状对进气道流场的影响[J]. 南京航空航天大学学报,1979,11(5):55-62.
- [10] 石磊,何国强,秦飞,等. 唇口形状对二元进气道性能影响数值模拟[J]. 推进技术,2012,33(5):683-688.
- [11] 齐旻,王占学,周莉,等. 唇口几何参数对短舱进气道性能影响数值研究[J]. 推进技术,2020,41(9):2021-2030.
- [12] 苏嘉殷,李博,童佳慧,等. 唇口对无隔道超声速进气道性能及减阻的影响研究[C]//第六届空天动力联合会议论文集,南京:南京航空航天大学,2022:46-54.
- [13] DAMLJANOVIĆ D, VITIĆ A, VUKOVIĆ Đ, et al. Testing of AGARD-B calibration model in the T-38 trisonic wind tunnel[J]. Scientific Technical Review, 2006, 56(2): 52-62.
- [14] DAMLJANOVIĆ D, VUKOVIĆ Đ, OCOKOLJIĆ G, et al. Convergence of transonic wind tunnel test results of the AGARD-B standard model[J]. FME Transactions,2020,48(4):761-769.

收稿日期:2022-01-24