

DSI 两级斜切后掠唇口对飞机外流的影响

苏嘉殷, 李 博, 童佳慧, 徐 猛, 邱宇宸
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为研究无隔道超声速进气道(DSI)唇口对飞机整体气动性能的影响,采用数值仿真方法对全机进行了三维内外流场的数值模拟。以进气道性能最优的单级后掠唇口为基准模型,在此基础上设计了两级斜切后掠唇口模型。研究发现与基准唇口相比,两级斜切后掠唇口模型不仅能够提高进气道的总压恢复系数,改善进气道的出口流场畸变;而且能够通过改变机翼表面的压力分布来改变机翼的升力,进而影响飞机整体的气动力特性。结果表明:在本文所研究的两级斜切后掠唇口不同的二级后掠角变化范围内,存在最佳后掠角度 35° 可以进一步提高全机气动布局升阻比,升阻比提高了 0.034,其增益可达 2.1%。

关 键 词: 超声速飞机; 无隔道超声速进气道; 唇口; 气动力特性; 数值仿真
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Influence of DSI two-stage swept back lip on aircraft external flow

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

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

Abstract: In order to study the influence of diverterless supersonic inlet (DSI) lip on the overall aerodynamic performance of the aircraft, the internal and external flow fields were simulated by numerical simulation method. Based on the benchmark model of single-stage swept back lip with the optimal inlet performance, a two-stage swept back lip model was designed. It was found that compared with benchmark model, the two-stage swept back lip model can not only improve the total pressure recovery coefficient and reduce the flow distortion index of the inlet, but also change the lift of the wing by changing the pressure distribution on the wing surface, and then affect the aerodynamic characteristics of the aircraft as a whole. Within the range of two-stage sweep back angle in this study, an optimal angle 35° can help further improve the lift-drag ratio of the aircraft aerodynamic layout by 0.034, and the gain up to 2.1%.

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

20 世纪 60 年代中期,发动机设计在进一步提升其总体性能的过程中,存在发动机机舱与机体/机翼相互影响等问题^[1]。为了预先减少其不利干扰、获取最佳匹配结果,飞机/发动机一体化设计技术开始逐渐成为一项重要的研究课题^[2]。飞机/发动机一体化设计^[3-5]是在满足体系和任务需

求的前提下,对飞机和发动机之间的关系进行综合优化的技术。早期以米格-15、F-86 等第一代战机为代表,飞机和发动机在气动性能上完全独立,内外流不相互干扰。随着飞机飞行速度越来越快,更高机动性、隐身性等需求增加,需要飞行器具有更高效的内外流气动特性^[6]。其中飞机/进

收稿日期: 2021-11-15

作者简介: 苏嘉殷(1995—),女,硕士生,主要从事超声速进气道设计与仿真研究。

通信作者: 李博(1974—),男,副教授,博士,主要从事飞行器进气道设计、螺旋桨设计与仿真研究。E-mail: leebo@nuaa.edu.cn

引用格式: 苏嘉殷,李博,童佳慧,等. DSI 两级斜切后掠唇口对飞机外流的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1926-1936. SU Jiayin, LI Bo, TONG Jiahui, et al. Influence of DSI two-stage swept back lip on aircraft external flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1926-1936.

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^[2]。

1959年 Nonweiler^[7]提出了乘波构型概念,这使得前机身与进气道一体化技术成为可能。基于乘波体理论发展的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,因其结构简单、重量轻,能够为发动机提供较高品质流场的同时减小飞行器外流阻力,工程应用前景可观。美国空军^[8-9]将其成功应用于 F-35^[10] 战机。国外 Tillotson、Xu、Ogawa 等^[11-13]众多学者对 DSI 的鼓包压缩面排移附面层的机理和形状设计进行了深入研究,研究表明:DSI 性能与鼓包形状直接相关,性能优良的鼓包压缩面形状应沿流向长且沿展向窄。近年来,国内学者对 DSI 的鼓包曲面也展开了深入研究。梁德旺、李博^[14]采用“照片三维复原技术”重构了某型飞机无隔道进气道/前机身部分,分析了无隔道进气道排除附面层机理,并指出展向压力梯度是排除附面层的关键。乔文友、郑晓刚等^[15-16]对鼓包压缩面的设计方法也进行了深入的探究。近年来,中国也将 DSI 成功地应用于歼 20 战斗机和“枭龙”^[17]飞机上。

唇口几何设计对进气道性能有重要作用。采用前伸后掠式唇口与鼓包压缩面相互作用,可有效排除附面层,提升进气道的气动性能^[18]。Headley 等^[19]提出了一种利用空气动力学原理改善尖唇口进气道在起飞或低速飞行状态下唇部扰流特性的方法。Coschignano 等^[20]对唇口形状在跨声速大迎角飞行时激波/边界层的干扰做了深入研究,研究表明:唇口形状会显著影响激波/边界层的分离程度,进而改变进气道的气动特性。郑日升等^[21]对“X”型布局的冲压发动机设计了锯齿外形唇口,这种设计会使进口气流泄漏面积增大的同时提高进气道的隐身能力。石磊等^[18]将二元混压式进气道的部分唇口剪切成基于等腰三角形的几何造型,这种设计方法会减少唇口面积,造成进气道流量损失,但同时增大了进气道的总压恢复,降低了起动马赫数。

上述研究侧重于探究唇口设计对进气道性能的影响,忽略了唇口的改变给飞机外部流场带来的变化。唇口作为飞机外形的重要组成部分,在一体化设计下对飞机外流的影响尤为重要。因此研究其型面变化对空间流场的影响必不可少。

目前,DSI 一般采用后掠唇口设计,而后掠角

度是影响鼓包进气道性能的关键因素。李博^[22]在唇口后掠角度对进气道性能的影响方面做了机理分析,研究表明:最佳后掠角度应与结尾正激波封口位置相接近。此外,该研究提出采用“双斜切”唇口方案设计的鼓包进气道能进一步增强排除附面层的效果,但这些研究并没有从一体化的角度探究进气系统对飞机外部气动性能的影响。在日益追求高速和高机动性能的今天,进气道的设计也应该从一体化的角度出发,致力于提升飞机气动布局的整体性能。

本文在文献[22]关于 DSI 唇口设计的相关研究基础上,以进气道性能最佳的单级后掠唇口为基准,研究了两级斜切后掠唇口对飞机整体气动力特性的影响。

1 研究对象及计算方法

1.1 物理模型

本文以某接近上单翼布局的涡喷超声速飞机的 DSI 为研究对象,全机模型如图 1 所示。DSI 各组成部分如图 2 所示,其中,SYM 表示对称面,进气道采用“1 斜+1 正”两波系设计,进气道出口直径为 d 。鼓包压缩面采用锥导乘波体法生成,主要设计参数为:设计马赫数 $Ma_d=1.4$,激波角为

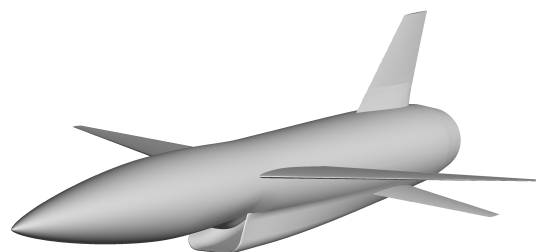


图 1 超声速飞机模型

Fig. 1 Diagram of supersonic aircraft

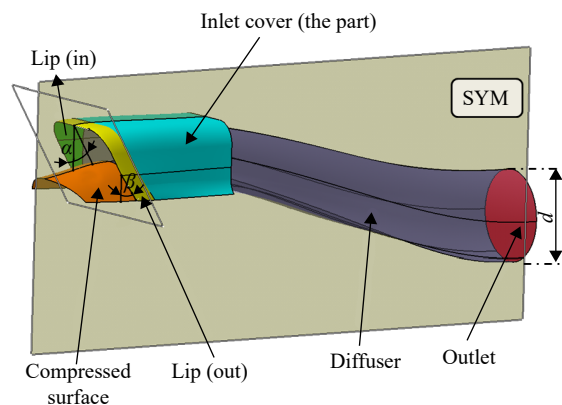


图 2 DSI 三维造型

Fig. 2 3D model of DSI

56.75°, 圆锥半锥角 $\delta_c=22.9^\circ$, 截取流面距圆锥轴线的高度 $h=0.75d$ 。图 3 为进气道对称面示意图, 具体展示了两唇口模型设计。

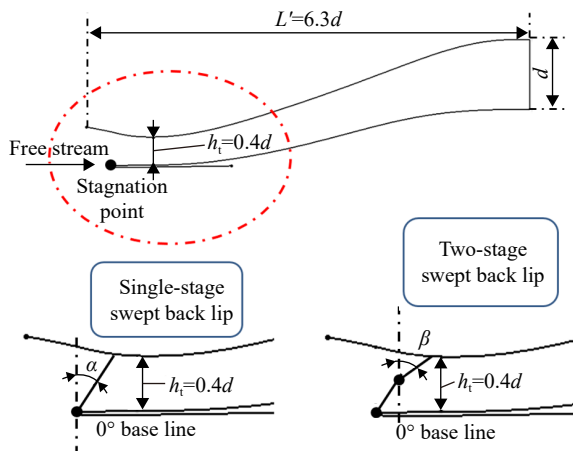


图 3 DSI 唇口设计

Fig. 3 Lip design of DSI

单级后掠即以进气道对称面唇口前缘驻点为固定点, 以垂直于来流方向的 0° 基准线为基准, 分别向后倾斜 $\alpha=0^\circ$ 、 $\alpha=15^\circ$ 、 $\alpha=30^\circ$ 、 $\alpha=40^\circ$ 。其中单级后掠唇口位置与基准线的夹角即为唇口后掠角, 用 α 表示。

两级斜切后掠唇口是在单级最佳后掠唇口角度的基础上, 在唇罩两侧各开一个后掠的斜切角 (即二级后掠角), 这有助于将附面层进一步排出进气道。设计时应保证斜切角起始点位置不变, 且该位置不低于鼓包当地附面层厚度, 不高于当地鼓包高度。两级斜切后掠唇口的斜切位置与基准线的夹角用 β 表示。

1.2 计算方法

利用 Fluent 软件进行流场数值仿真, 控制方程选取 Navier-Stokes 方程。时间推进采用隐式方法, 湍流模型采用 $\kappa-\omega$ shear stress transport (SST) 模型。对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂。气体为理想气体, 分子黏性遵循 Sutherland 公式。流场中监测面性能参数以流量平均的方式得到。计算的收敛准则为: 各方程残差处于某一范围内等幅波动, 进出口流量之差处于较小数量级, 且面平均马赫数等于进/发匹配马赫数 Ma_{out} 。

由于流场具有对称性, 采用半个计算域进行数值仿真研究。半个计算域的网格单元数量约为 1 100 万, 对模型近壁面处或参数变化剧烈的区域进行了网格加密, 近壁面第 1 层网格距离为 0.01 mm。图 4 给出了模型的计算域及具体边界条件设置, 图 5 给出了飞机模型表面网格。

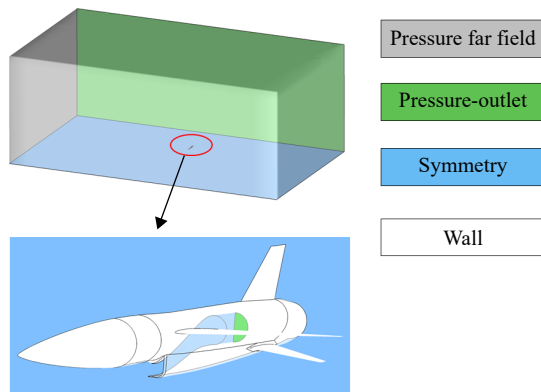


图 4 计算域及边界条件

Fig. 4 Computational domain and boundary conditions

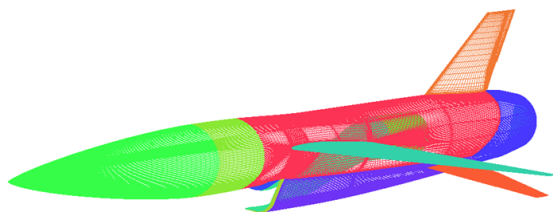


图 5 飞机网格示意图

Fig. 5 Grids schematic of aircraft

进气道在设计状态下的来流条件为: 来流马赫数 $Ma_\infty=1.4$, 来流静压 $P_\infty=19\,400.2$ Pa, 来流静温 $T_\infty=216.65$ K, 攻角和侧滑角均为 0° 。进气道出口与发动机进口的匹配条件如下:

1) 进气道/发动机流量匹配, 进气道优化选型的流场数值仿真只计算进气道/发动机流量匹配点附近的性能参数, 并保证进气道出口与发动机进口面平均匹配马赫数 $Ma_{out}=0.27$ 。

2) 进气道/发动机流场匹配, 主要设计工况下进气道总压恢复系数 $\sigma>0.92$; 畸变指数 $C_{d60}<0.35$ 。

1.3 术语定义

发动机进气道的气动性能主要靠进气道出口总压恢复系数与总压畸变指数来衡量。

1) 总压恢复系数 σ

$$\sigma = \frac{P_2^*}{P_0^*} \quad (1)$$

式中 P_0^* 为来流总压, P_2^* 为进气道出口截面总压的流量加权的平均值。

2) 出口畸变指数 C_{d60}

畸变指数反映流场总压周向分布的不均匀程度, 定义为

$$C_{d60} = \frac{(P_{60}^*)_{\min} - P_{av}^*}{q_{av}} \quad (2)$$

式中 $(P_{60}^*)_{\min}$ 是周向 60° 扇形面内平均总压的最小值, P_{av}^* 为截面平均总压, q_{av} 是截面平均动压。

3) 升力系数 C_L

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

4) 阻力系数 C_D

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (4)$$

式中 L 、 D 分别为升力和阻力, ρ_∞ 、 v_∞ 为自由来流密度和速度, S_{ref} 为机翼的参考面积。

1.4 算例验证及网格无关性分析

为排除网格数量对计算的准确性和可靠性的影响, 对网格进行了无关性验证。首先保证第 1 层网格高度不变, 通过改变网格数量得到 4 种疏密程度不同的网格。物理模型半个计算域的网格数量分别为 500 万、800 万、1 100 万和 1 250 万。表 1 给出了不同网格数量下模型的升力系数、阻力系数。由表 1 可知, 当网格增加到 1 100 万时, 继续增大网格数量对计算结果的影响较小, 因此, 为提高计算效率, 本文的计算网格采用 1 100 万。

表 1 不同网格量计算结果

Table 1 Calculation results of different grids

网格数量/ 10^4	升力系数 C_L	阻力系数 C_D
500	0.036 1	0.022 8
800	0.036 8	0.022 9
1 100	0.036 9	0.022 8
1 250	0.036 9	0.022 8

为验证本文湍流模型的可靠性, 采用美国波音公司的 AGARD-B 风洞标定模型在 T-38 风洞中的模型吹风试验数据^[23-24]进行数值仿真方法校验。模型主要尺寸如图 6 所示, 其中 $D'=0.1158$ m。

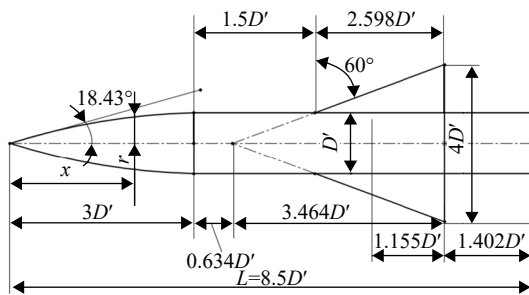


图 6 AGARD-B 标模几何尺寸

Fig. 6 Basic dimensions of the AGARD-B model

试验条件如表 2 所示。仿真计算值(CFD)与试验值对比如图 7 所示。从图 7 中可以看出, 升力系数和阻力系数的仿真计算结果与试验数据随着攻角的变化趋势一致, 计算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。

表 2 试验来流条件

Table 2 Incoming flow conditions of test

参数	数值
Ma_∞	1.4
$P^*/10^5$ Pa	2.3
P /Pa	72 275.4
T /K	270.2

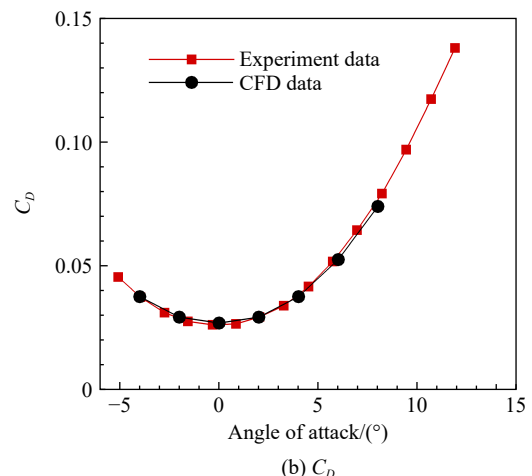
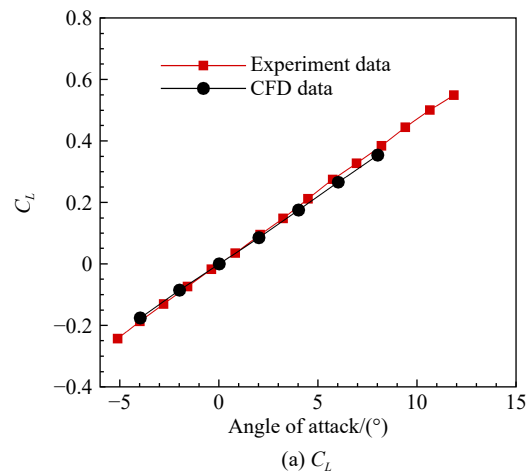


图 7 仿真计算值和试验值对比

Fig. 7 Comparison of experiment and CFD

2 结果与分析

2.1 唇口方案研究

鼓包进气道的压缩面除了对气流进行减速增

压以外,还要将来流附面层推离进气道。这需要与唇口共同作用来实现。本节仿真对比了 4 个不同单级后掠唇口角度对进气道性能的影响,进气道各性能参数如表 3 所示,其中 P_b 为进气道出口反压。

表 3 DSI 单级后掠唇口性能参数

Table 3 Performance parameters of single-stage swept back lip of DSI

$\alpha/(^{\circ})$	σ	C_{d60}	P_b/Pa
0	0.933 9	1.077 3	54 381.4
15	0.962 6	0.397 6	56 387.5
30	0.970 6	0.148 4	56 876.6
40	0.970 4	0.153 9	56 890.8

数据结果表明:当鼓包进气道唇口角度 $\alpha=0^{\circ}$ 时,(即唇口不后掠),进气道出口总压恢复系数偏低,出口抗反压能力差,流场总压周向分布不均匀,畸变指数 C_{d60} 高达 1.077 3,已经超过了发动机容许的最大畸变值。图 8 给出了 $\alpha=0^{\circ}$ 时进气道流场参数分布,近壁面流线距离壁面 1 mm。由于唇口两侧的遮挡,鼓包压缩面排向两侧的附面层无法及时排入进气道,在管道内出现大面积分离。管道内分离区的存在会使进气道进口的实际流通面积减小,导致进气道的流量系数降低,因此鼓包进气道唇口必须采取后掠设计。

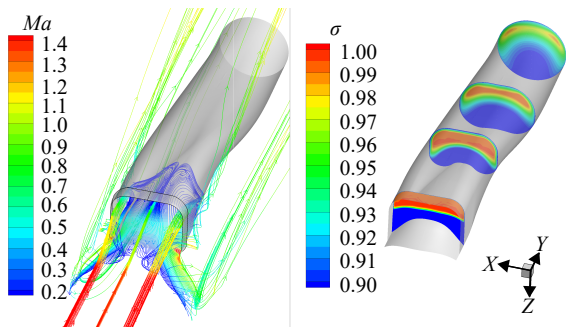


图 8 $\alpha=0^{\circ}$ 唇口进气道流场参数分布

Fig. 8 Parameters distribution of $\alpha=0^{\circ}$ lip inlet

当单级后掠唇口角度为 $\alpha=30^{\circ}$ 时,进气道的总压恢复、流场畸变性能都是最佳,且由图 9 可知:唇口附近激波与鼓包表面垂直且接近封口,管道内无气流分离,进气道流场品质良好。这与李博^[22]在唇口后掠角度对进气道性能的影响方面得出的结论相一致。故将其作为基准,与两级斜切后掠唇口开展对比分析。为方便对比,记为 $\alpha=\beta=30^{\circ}$ 。

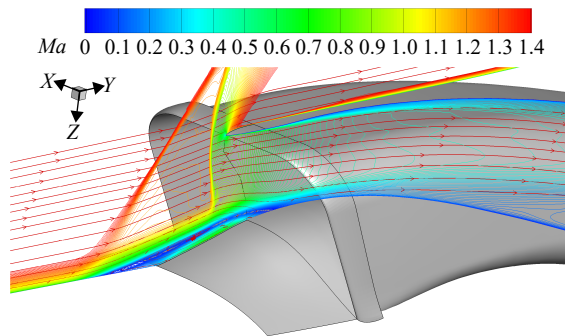


图 9 $\alpha=30^{\circ}$ 唇口进气道对称面马赫数等值线图

Fig. 9 Mach number contour of $\alpha=30^{\circ}$ lip on symmetry plane

图 10 是两级斜切后掠唇口进气道出口总压恢复系数和畸变指数随二级后掠角度的变化情况,由图可知两级斜切后掠唇口的进气道各性能参数与基准唇口相差不大。当 $\beta=40^{\circ}$ 时两级斜切后掠唇口进气道总压恢复系数最大可达 0.972,比基准唇口增大了 0.001 4,进气道出口畸变指数 C_{d60} 也有所减小。表明用两级斜切后掠唇口方案设计的鼓包进气道能够进一步提升进气道的气动性能。这与李博等在文献 [25] 中研究结果相一致。

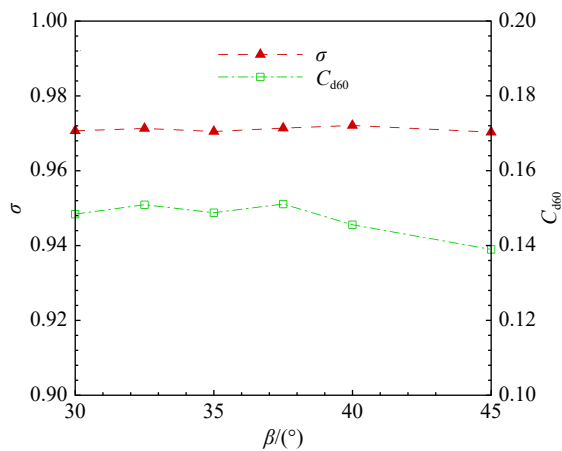


图 10 DSI 两级斜切后掠唇口性能曲线图

Fig. 10 Performance comparison of two-stage swept back lip of DSI

2.2 唇口对飞机外流的影响

前面的研究结果表明:两级斜切后掠唇口和基准唇口的进气道内部气动性能差别不大。但通过对全机外部流场仿真发现:唇口的改变会直接影响飞机外部流场,进而使飞机整体的气动作用力发生变化。本节所讨论内容的数值模拟来流条件及计算域边界条件设置仍按照文中第 1.2 节所列出的条件进行设置。

图 11 是两级斜切后掠唇口飞机的升阻比 C_L/C_D 随不同二级后掠角度的变化情况。红色虚

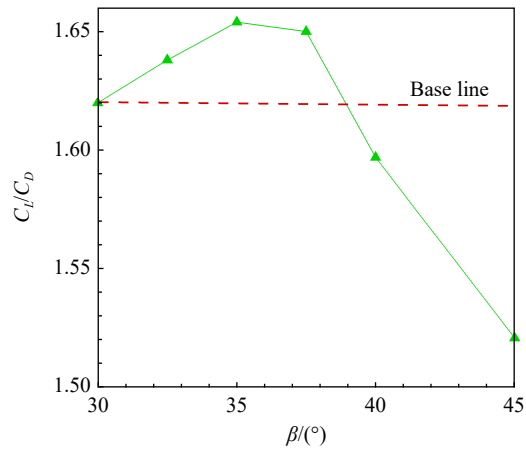


图 11 飞机升阻比曲线图
Fig. 11 C_L/C_D performance comparison of aircraft

线 Base line 为 $\alpha=30^\circ$ 基准唇口飞机的升阻比, 其值为 1.6198。从图中可以看出, 两级斜切后掠唇口飞机的升阻比随着二级后掠角的增大先增大后减小, 当 $\beta=35^\circ$ 时升阻比最大。表 4 给出了不同角度下两级斜切后掠唇口飞机整体升力系数 $C_{L-total}$ 和阻力系数 $C_{D-total}$ 及升阻比的具体参数, 由表可知: 不同二级后掠角度对全机的升力系数影响明显, 而阻力系数的变化相对很小, 因此在具体分析唇口角度对飞机整体气动作用力的影响时可忽略。

机翼是飞机产生升力的主要部件。表 5 给出了不同两级斜切后掠唇口机翼的升力系数 C_{L-wing} 和阻力系数 C_{D-wing} , 由数据结果可知, 唇口二级后掠角的变化会对飞机机翼产生明显的影响。为进一步分析产生这种现象的原因, 本文分别取两级斜切后掠唇口飞机的升阻比最大值 $\beta=35^\circ$ 和最小值 $\beta=45^\circ$ 与基准唇口做对比分析, 研究其对外部流场的影响。

表 4 两级斜切后掠唇口飞机气动性能
Table 4 Aerodynamic performance of two-stage swept back lip (aircraft)

$\beta/(^\circ)$	$C_{L-total}$	$C_{D-total}$	C_L/C_D
30	0.036 9	0.022 8	1.619 8
32.5	0.037 1	0.022 6	1.638 0
35	0.037 3	0.022 6	1.654 2
37.5	0.037 2	0.022 6	1.649 9
40	0.036 1	0.022 6	1.596 7
45	0.034 6	0.022 7	1.521 4

表 5 两级斜切后掠唇口机翼气动性能
Table 5 Aerodynamic performance of two-stage swept back lip (wing)

$\beta/(^\circ)$	C_{L-wing}	C_{D-wing}
30	0.043 0	0.007 1
32.5	0.043 2	0.007 1
35	0.043 4	0.007 0
37.5	0.043 4	0.007 0
40	0.042 6	0.006 9
45	0.041 4	0.007 1

由图 1 可知, 本文所研究的物理模型为腹部进气的常规布局飞机, 进口截面位于机身中段机翼下方, 由鼓包进气道排出的气流可能会流向机翼, 对机翼所受的气动作用力产生干扰。因此本文对比分析了不同两级斜切后掠唇口进气道进口的流线, 发现距离鼓包压缩面不同高度处的流线分布情况类似。图 12 给出距离鼓包压缩面 10 mm 处的空间流线分布, 图中机翼的上翼面为 Z 轴正方向。由图 12 可知, 不同唇口后掠角度下进气道进口和飞机外部流场的流线分布不同。图中蓝色、红色、绿色虚箭头所指的方向分别为经两级斜切

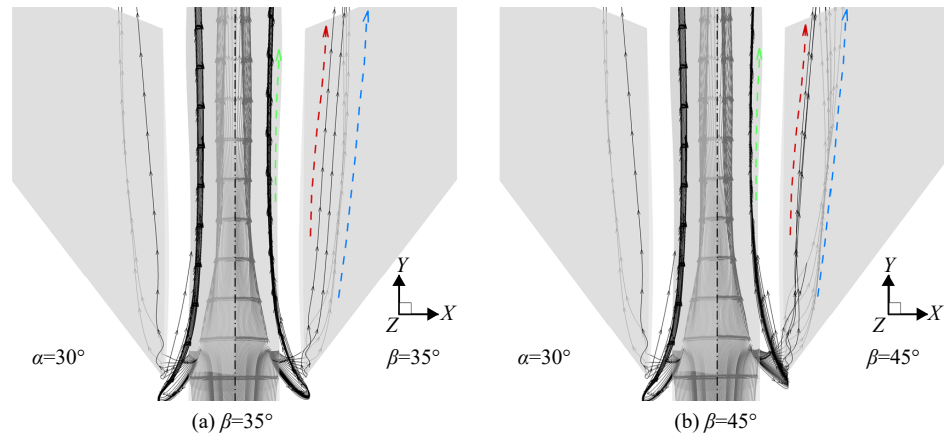
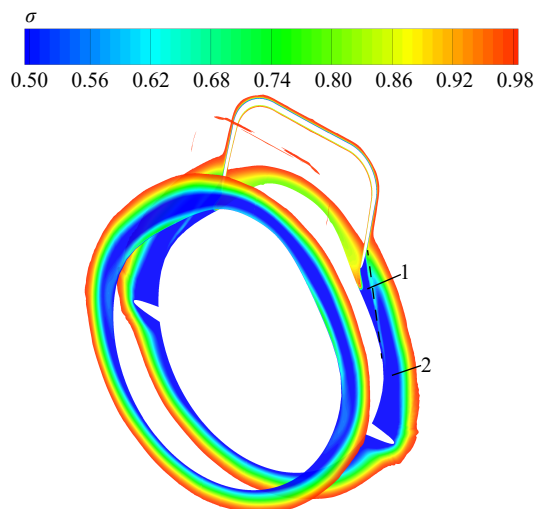


图 12 鼓包压缩面 10 mm 处的空间流线分布
Fig. 12 Streamlines at 10 mm vertical compression surface

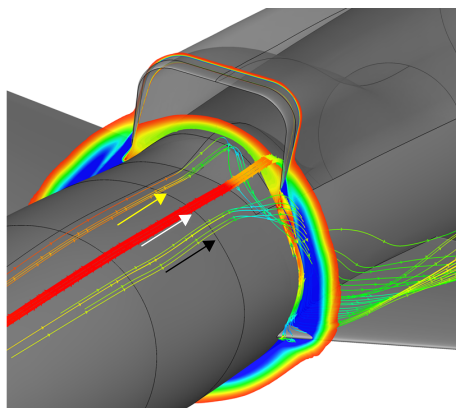
后掠唇口排出的气流流向机翼上方、下方以及机身的流线。两级斜切后掠唇口流向机身的气流与基准唇口相比有所减少,而流向机翼的气流增多。说明两级斜切后掠唇口相对于基准唇口对飞机机翼的影响更大。

结合鼓包进气道排移附面层的作用,进一步分析唇口对飞机外流场的影响。以基准唇口为例,首先给出鼓包进气道进口沿流向距离机头 $Y=2.67\text{ m}$ (进气道进口前机身) 和 $Y=2.75\text{ m}$ (进气道进口处) 的总压恢复分布。如图 13(a) 所示, $Y=2.67\text{ m}$ 截面处,由于气流具有黏性作用,机身周围环绕着一圈低能流,且机身两侧和下方低能流比机身上方低能流多; $Y=2.75\text{ m}$ 截面处,蓝色低能流区域出现了气动分界面。将图 13(a) 气动分界面区域用黑色虚线做了大致的划分,分别用数字 1 和 2 表示两个区域。

由图 13(b) 进气道进口前的三股流线走势可知: 区域 1 的低能流主要来自进气道两侧后掠唇



(a) 基准唇口 $Y=2.67\text{ m}$ 和 $Y=2.75\text{ m}$ 处空间总压恢复系数分布



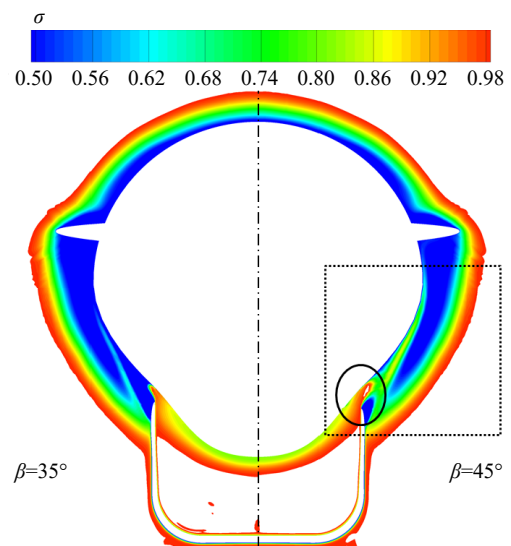
(b) 基准唇口进气道进口处空间流线分布

图 13 DSI 参数分布

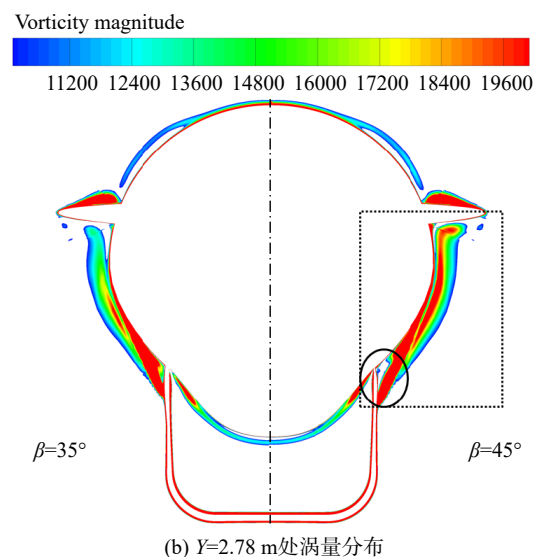
Fig. 13 Parameters distribution of DSI

口排出的气流,如白色箭头所示。区域 2 的低能流一部分来自机身周围附面层堆积,如黑色箭头所示,另一部分来自进气道前方经鼓包压缩面排向两侧的气流,如黄色箭头所示。

图 14 给出了不同两级斜切后掠唇口空间典型位置的流场参数分布。由图 14 可知: 两级斜切后掠唇口角度不同时其空间总压恢复和涡量分布变化均较大。图 14(a) 虚线方框所示区域可以看出, $Y=2.76\text{ m}$ 时与 $\beta=35^\circ$ 唇口相比, $\beta=45^\circ$ 唇口机翼下方与唇口之间的高低压气流分布更加不均匀,进一步对比 $Y=2.78\text{ m}$ 处两者机翼下方空间涡量场可知,在机翼上表面涡量分布基本相同的情况下, $\beta=45^\circ$ 机翼下方空间涡量增大会使该位置附近机翼下表面的受力更大,产生的升力效果更佳。



(a) $Y=2.76\text{ m}$ 处总压恢复系数分布



(b) $Y=2.78\text{ m}$ 处涡量分布

图 14 不同两级斜切后掠唇口空间流场参数分布

Fig. 14 Parameters distribution of flow field with different two-stage swept back lips

由上述分析可知:两级斜切后掠唇口主要影响飞机机翼表面和下方空间气流参数分布。图 15 为不同唇口的机翼上下表面静压云图。图 15(a) 中对比了 $\beta=35^\circ$ 唇口与基准唇口的机翼下表面静压分布,图中点虚圈所示区域 $\beta=35^\circ$ 唇口的机翼下表面高压区域比基准唇口范围略大,且由图 15(c) 机翼上方点虚圈所示压力分布可知, $\beta=35^\circ$ 唇口机翼上表面高压区域范围比基准唇口静压略小,结合表 5 中的数据可知 $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口机翼的升力系数大于基准唇口。对比图 15(b)、图 15(d) 中 $\beta=45^\circ$ 两级斜切后掠唇口与基准唇口机翼上下表面静压分布可知: $\beta=45^\circ$ 机翼下表面有 3 处区域明显和基准唇口不同,除点虚圈所示区域压力较低以外,图中 Line 1 所示高压带小于基准唇口, Line 2 所示低压带区域大于基准唇口。

此外,由图 15(b) 还可以观察到: $\beta=45^\circ$ 两级斜切后掠唇口机翼下表面前缘受二级后掠唇口角度的影响较大,特别是靠近翼根处的低压区域面积明显比基准唇口大,这使得 $\beta=45^\circ$ 唇口机翼下表面整体的压力明显小于基准唇口。在 $\beta=35^\circ$ 和

$\beta=45^\circ$ 唇口的机翼上表面压力分布基本相同的情况下, $\beta=45^\circ$ 唇口机翼的下表面静压低导致机翼升力系数较小。

上述机翼表面压力云图的变化能够定性地体现鼓包进气道唇口对机翼下表面的影响。为定量研究不同两级斜切后掠唇口角度对机翼表面压力分布的影响,结合图 15(a) 和图 15(b) 中机翼下表面压力云图变化较大的区域,给出沿展向 $X=0.2\text{ m}$ 、 $X=0.3\text{ m}$ 、 $X=0.45\text{ m}$ 、 $X=0.7\text{ m}$ 处(即图 15(c)、图 15(d) 点虚线所示位置)的机翼剖面压力系数分布如图 16 所示,图中上半部分曲线为机翼下表面压力系数分布,用右标尺“ C_p^+ ”表示;下半部分曲线为机翼上表面压力系数分布,用左标尺“ C_p^- ”表示。

由图 16 下半部分压力系数曲线可知,不同唇口的机翼上表面在不同站位处压力系数分布趋于一致,机翼下表面在不同站位处压力系数分布则差别较大。且不同唇口压力系数变化较大的位置均出现在机翼前缘和中部。图 16(a) 为不同唇口的机翼靠近翼根处剖面压力系数分

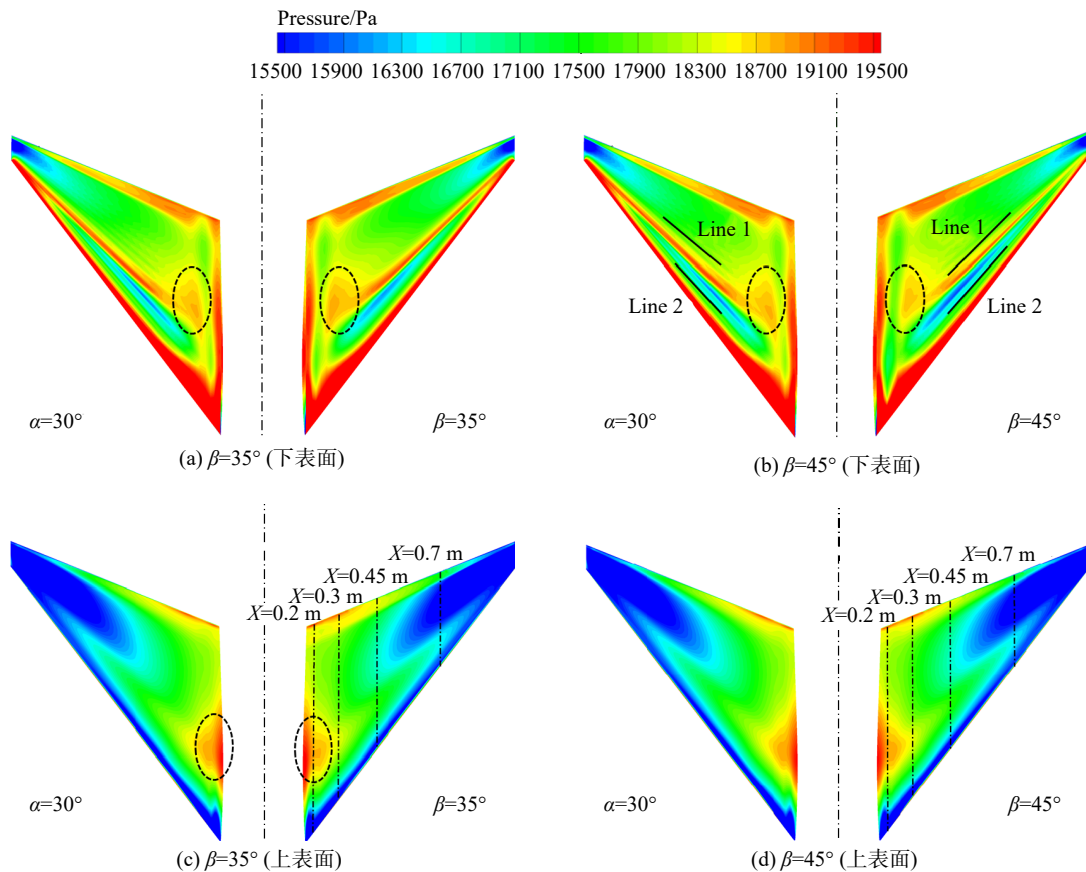


图 15 不同两级斜切后掠唇口机翼上下表面压力分布

Fig. 15 Surface pressure contour of wing with different two-stage swept back lips

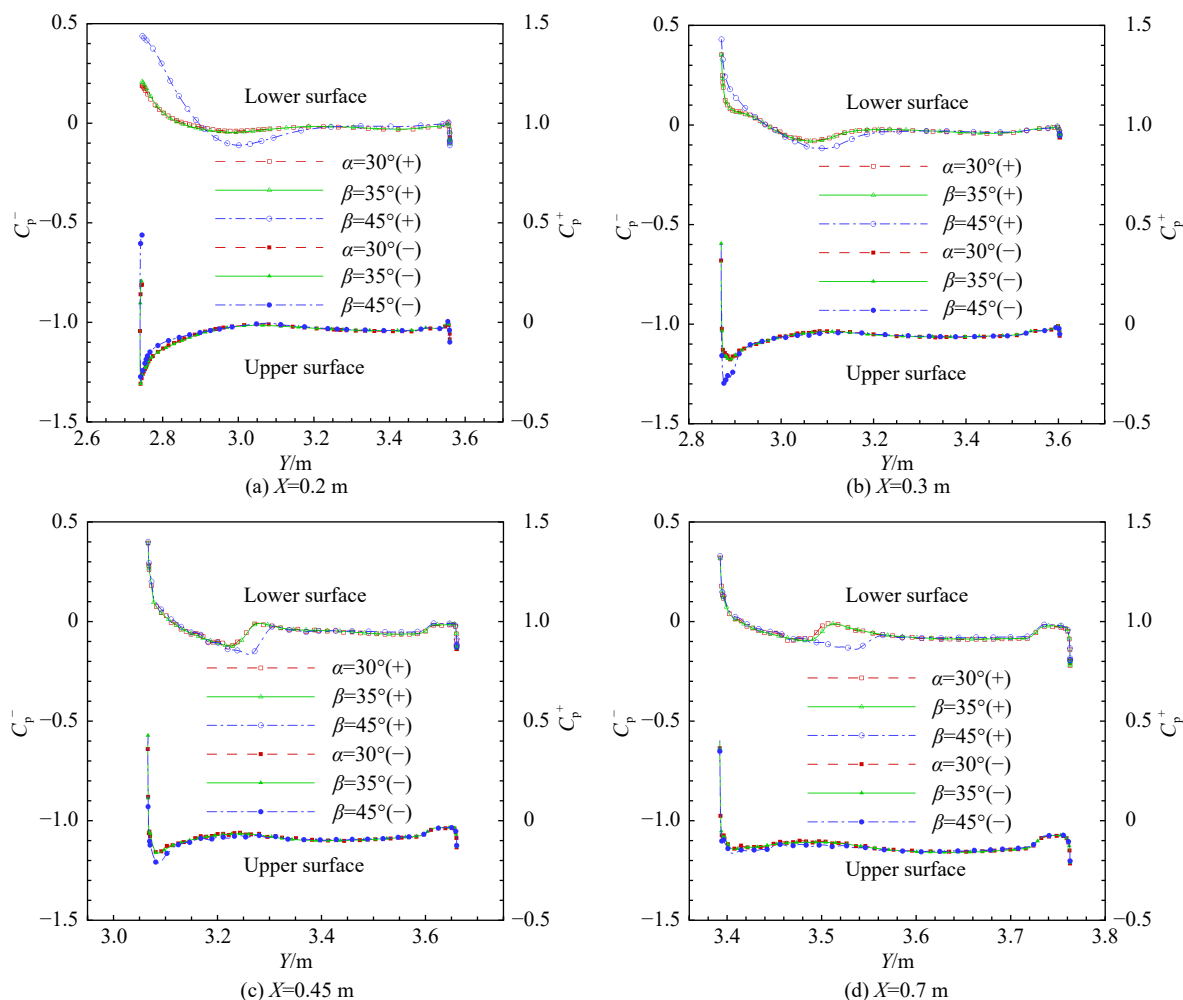


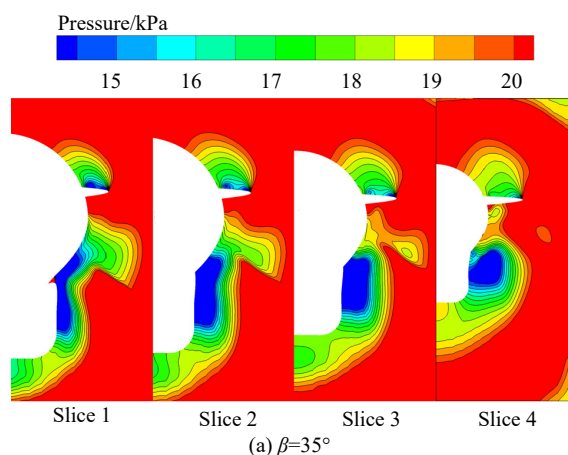
图16 不同唇口构型机翼不同站位剖面压力系数分布

Fig. 16 Pressure coefficient distribution of station profiles with different lip models

布曲线,当 $\beta=45^\circ$ 时,机翼前缘位置压力系数变化比 $\beta=35^\circ$ 更剧烈,上下翼面压力差更大。且当 $Y=2.75\text{ m}$ 时 $\beta=45^\circ$ 机翼下翼面压力系数曲线的峰值约是 $\beta=35^\circ$ 的2.2倍,由图14(b)可知,此时 $\beta=45^\circ$ 机翼下方空间涡量更大,机翼升力效果更好。此外,由图16上半部分压力系数曲线分布可知,在机翼下表面中部 $\beta=45^\circ$ 唇口均使机翼压力系数低于 $\beta=35^\circ$ 和基准唇口,这与图15(b)中机翼下表面出现的Line 1、Line 2等高低压区域的变化规律相一致。而基准唇口与 $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口在各个机翼站位处压力系数曲线分布规律均接近。

以受唇口造型影响明显的机翼前缘为例,图17给出了沿流向 $Y=2.76\text{ m}$ 、 $Y=2.78\text{ m}$ 、 $Y=2.80\text{ m}$ 、 $Y=2.85\text{ m}$ 截面处的流场压力分布,分别对应Slice 1、Slice 2、Slice 3、Slice 4切面。由图17可知机翼上方气流静压分布基本相同,机翼下方气

流静压分布则受唇口角度的影响明显。 $\beta=35^\circ$ 唇口的大部分低压气流逐渐卷入远离机翼下方的主流,而 $\beta=45^\circ$ 唇口则将较多的低压气流引向机翼下表面,最终造成了 $\beta=45^\circ$ 唇口的机翼下方汇聚了更多低压气流,使得机翼下方表面及空间压力整体偏低,机翼产生的升力效果也被削弱。



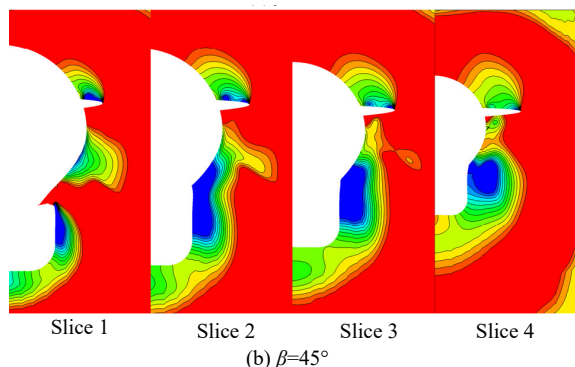


图 17 两级斜切后掠唇口飞机沿流向静压分布切面图

Fig. 17 Static pressure distribution along flow direction of aircraft with two-stage swept back lip

最后, 本文给出了基准唇口和 $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口飞机的升阻比随攻角的变化情况。如图 18 所示, $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口飞机均比基准唇口飞机的升阻比大, 当飞行攻角为 2° 时, $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口飞机的升阻比相对于基准唇口飞机的升阻比增大了约 0.1, 其相对变化量约为 1.5%。说明该飞行攻角下 $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口溢流作用对机翼的积极影响进一步增大。

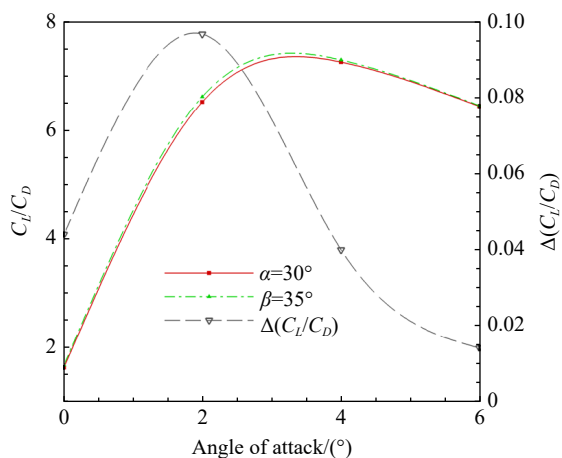


图 18 不同唇口的飞机升阻比随飞行攻角的变化

Fig. 18 Lift-drag ratio of aircraft with different lips at different flight angles of attack

3 结 论

本文就两种不同后掠唇口构型对飞机内外流气动特性的影响做了数值仿真研究, 结论如下:

1) 唇口后掠能够使鼓包压缩面排向两侧的附面层低能流更好地排出进气道。两级斜切后掠唇口相比于基准唇口, 能够通过唇口两侧“泄流”的作用提升进气道的总压恢复系数, 改善进气道的出口流场总压畸变。在本文所研究的范围内总

压恢复系数最大可提升 0.001 4。

2) 对鼓包进气道位于机翼下方的常规布局飞机来说, 由鼓包进气道的压缩面和唇口共同作用下排出进气道的气流会流向机翼, 对机翼周围空间的压力分布产生一定的影响, 特别是机翼下表面。两级斜切后掠唇口相比于基准唇口, 由进气道进口排出的气流更多地流向机翼且对机翼前缘翼根处的压力分布影响最为明显。

3) 随着两级斜切后掠唇口二级后掠角的增大, 飞机的升阻比呈先增大后减小趋势。因此两级斜切后掠唇口存在最佳二级后掠角度, 可以有效提升飞机整体的气动特性。与基准唇口相比, 设计状态 $\beta=35^\circ$ 最佳两级斜切后掠唇口增压率可达约 1.1%, 减阻率可达约 1.0%, 升阻比最大增益可达 2.1%。

4) 在 $0^\circ \sim 6^\circ$ 飞行攻角范围内, $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口飞机的升阻比均大于基准唇口。当飞行攻角为 2° 时, $\beta=35^\circ$ 两级斜切后掠唇口的溢流作用对飞机机翼的影响最大, 其升阻比增大了约 0.1。因此从进气道设计的角度讲, 两级斜切后掠唇口造型可以有效提高全机的气动布局升阻比。

参考文献:

- [1] HOHEISEL H. Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 1997, 1(7): 475-487.
- [2] 高为民. 飞/发一体化设计的关键技术[J]. *航空动力*, 2018, 2(2): 58-62.
GAO Weimin. Key technology for aircraft/engine integration design[J]. *Aerospace Power*, 2018, 2(2): 58-62. (in Chinese)
- [3] CASSIDY P, HALLEY S M. Airframe/engine mechanical integration for hypersonic airbreathing aircraft[C]//Aircraft Design and Operations Meeting. Baltimore, US: AIAA, 1991: 3177-3181.
- [4] 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, US: AIAA, 2012: 13-19.
- [5] HERRICK P W. Fighter aircraft/propulsion integration[R]. AIAA-1986-2658, 1986.
- [6] 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): 58-62.
LIN Peng, ZUO Linxuan, WANG Xiao, et al. Discussion on aircraft/engine integration technology of future combat aircraft[J]. *Aerospace Power*, 2018(2): 58-62. (in Chinese)
- [7] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. *Aeronautical Journal*, 1959, 63(585): 521-528.
- [8] GRIDLEY M C, WALKER S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft[R]. ASME 96-GT-244, 1996.
- [9] GRIDLEY M C, CAHILL M. ACIS air induction system trade study [C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, US: AIAA, 1996: 2646-2658.
- [10] WIEGAND C, BULLICK B A, CATT J A, et al. F-35 air vehicle

- technology overview[R]. Atlanta, US: 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2018.
- [11] TILLOTSON B J, LOTH E, DUTTON J C, et al. Experimental study of a Mach 3 bump-compression flowfield[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 545-554.
- [12] XU S, WANG Y, WANG Z, et al. The design and analysis of bump in high speed supersonic flow[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonic Technologies Conference. Xiamen Fujian: AIAA, 2017: 2269-2275.
- [13] OGAWA H, BABINSKY H. Shock/boundary layer interaction control using three-dimensional bumps in supersonic engine inlets[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, US: AIAA, 2008: 599-614.
- [14] 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)
- [15] 乔文友, 黄国平, 夏晨, 等. 基于渗透边界的Bump型面反设计方法[J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(12): 2387-2392.
- QIAO Wenyue, HUANG Guoping, XIA Chen, et al. Bump surface design based on permeable boundary inverse method[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(12): 2387-2392. (in Chinese)
- [16] 郑晓刚, 李怡庆, 欧阳智贤, 等. 基于密切原理的Bump进气道外压缩鼓包逆向设计[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(9): 2257-2267.
- ZHENG Xiaogang, LI Yiqing, OUYANG Zhixian, et al. Reversal design of external compression bump of Bump inlet based on osculating cones principle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(9): 2257-2267. (in Chinese)
- [17] 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 and Astronautics*, 2007, 39(4): 449-452. (in Chinese)
- [18] 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.
- SHI Lei, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Numerical investigation of effects of cowl lip shape on 2-D inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 683-688. (in Chinese)
- [19] HEADLEY J W, LAVI R. Feasibility investigation of aerodynamic round-lip inlet[J]. *Journal of Aircraft*, 1967, 4(2): 159-160.
- [20] 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, US: AIAA, 2019: 1844-1859.
- [21] 郑日升, 戚开南, 张庆兵, 等. “X”型布局锯齿唇口进气道的超声速飞行器气动与隐身一体化研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2471-2478.
- ZHENG Risheng, QI Kainan, ZHANG Qingbin, et al. Integrated investigation of aerodynamic shape and stealth performance for supersonic vehicle with “X” sawtooth lip inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2471-2478. (in Chinese)
- [22] 李博. 一种Y型Bump进气道的设计及实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- LI Bo. Design and experimental research of a Y-shaped bump inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [23] 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.
- [24] 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.
- [25] 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/forbody[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(9): 1597-1604. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)