

侧滑角对鼓包诱导曲面激波/边界层 干扰特性的影响

高婉宁, 张悦, 谭慧俊, 殷宁
(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 利用仿真方法对侧滑条件下设计马赫数为 2 的三维壁面鼓包诱导流场进行了研究。结果表明: 随着侧滑角的增大, 迎风面的展向压力梯度增大, 鼓包表面高压中心向迎风面偏移使得迎风面前缘旋涡强度增强, 迎风侧出口总压恢复损失, 最终导致鼓包下游流场畸变增加。同时鼓包表面流动拓扑结构表明, 随着侧滑角的增加, 迎风面分离区的准锥形相似特性增强, 而背风面由准锥形相似逐渐发展为准柱形相似。

关 键 词: 侧滑条件; 鼓包; bump 进气道; 压力梯度; 曲面激波/边界层干扰
中图分类号: V211.48 **文献标志码:** A

Characteristics of bump induced curved shock/boundary layer interaction under the sideslip condition

GAO Wanning, ZHANG Yue, TAN Huijun, YIN Ning
(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The simulation method was used to investigate the flow field around the three-dimensional surface bump at designed Mach number 2 under the sideslip condition. Results show that as the sideslip angle increases, the pressure gradient on the windward side increases, and the high pressure center of the bump surface shifts toward the windward side. As a result, the strength of the vortex near the bump leading edge increases, which causes the loss of the total pressure recovery at windward side and finally makes the distortion of bump downstream flow field increase. At the same time, the surface flow topology of the bump shows that the conical similarity of the windward side separation zone increases as the sideslip angle increase, while the separation region on the bump leeward side evolves from a quasi-conical similarity to a quasi-cylindrical similarity gradually.

Key words: sideslip condition; bump; bump inlet; pressure gradient;
curved shock wave/boundary layer interactions

Bump 进气道是一种可以不采用附面层隔道、吹除/抽吸措施也可获得良好性能的超声速进气道^[1-4]。三维壁面鼓包是 bump 进气道的重要组成部分,其通过流线追踪设计获得^[5-6]。进气道

收稿日期:2018-12-06
基金项目:自然科学基金(51806102); 中国博士后科学基金(2016M600412)
作者简介:高婉宁(1995—),女,硕士生,研究领域为内流空气动力学。
引用格式:高婉宁,张悦,谭慧俊,等.侧滑角对鼓包诱导曲面激波/边界层干扰特性的影响[J].航空动力学报,2019,34(5):1085-1093. GAO Wanning,ZHANG Yue,TAN Huijun,et al.Characteristics of bump induced curved shock/boundary layer interaction under the sideslip condition[J].Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1085-1093.

工作时,鼓包诱导的锥形流场使得鼓包表面上存在较强的横向压力梯度^[7-10]。在横向压力梯度驱动下,鼓包表面大部分边界层被自动排向进气道入口两侧,从而提高进气道入口流场品质。随着研究的不断深入,研究者们发现,在超声速条件下鼓包前缘诱导曲面激波/边界层干扰特性对鼓包排移性能影响效果显著,并开展了相关的研究工作。Svensson 对采用不同设计方法的鼓包的流场结构进行了分析^[11],几类鼓包压缩面呈现出不同的表面流动结构并且其排移边界层能力存在较大差别,当来流马赫数由亚声速向超声速变化时,鼓包前缘极限流线逐渐呈现出流动分离结构。蔡乐对比了鼓包与二维平板超声速扰流的流场^[12],发现相对于激波压缩和低能流堆积导致的边界层分离,鼓包的锥型流动在激波压缩的基础上所产生的额外的静压升对鼓包前端的边界层有着明显的吹除效果。并且发现鼓包前缘对边界层的吹除作用存在着强弱不均的现象,由前缘线向两侧发展鼓包吹除边界层能力增强。王娇等专门分析了不同设计的壁面鼓包前缘的三维激波/边界层干扰问题^[13-14],其研究结果表明流线追踪设计的三维鼓包对边界层的排移能力明显优于半棱锥与半锥曲面。这是由于在相同的设计参数下,鼓包前缘诱导的曲面激波/边界层干扰对鼓包表面边界层向两侧排移的“阻碍”作用最弱。根据以上分析可以看出,鼓包前缘诱导的曲面激波/边界层干扰显著影响了其排移边界层能力,但目前国内外研究者对其研究较少。

同时值得注意的是,高性能超声速飞行器必须具备高机动性,当飞机大机动运动时,机身两侧安装的 bump 进气道,其三维壁面鼓包不可避免地会在大侧滑条件下工作。符小刚等人对于蚌式进气道的飞行试验研究表明侧滑会导致鼓包左右两侧附面层吹除效果出现显著差异^[15],并使得下游进气道内流体由鼓包迎风侧向背风侧的方向偏转,进而对发动机稳定裕度产生影响。在侧滑条件下,鼓包的迎、背风侧等效压缩量不同,两侧进气道的流动明显不对称,其流场特性也会与理论设计产生较大偏离,流场特征更为复杂。所以对于非设计状态下的鼓包诱导流场曲面激波/边界层干扰特性的研究是十分必要的。因此本文借助数值模拟技术对不同侧滑角下的三维壁面鼓包流场进行了计算,分析了不同侧滑角对于鼓包前缘诱导的曲面激波/边界层干扰特性的影响。

1 研究对象

本文以流线追踪法得到的单锥鼓包为研究对象,如图 1^[10]所示,该鼓包型面由设计马赫数 $Ma_d=2$,半锥角 $\alpha=28^\circ$ 条件下的圆锥诱导流场流线追踪获得。图 2 中给出了鼓包型面的三维视图,其中 α 为鼓包基准圆锥的半顶角, L 为鼓包模型的长度, D 为鼓包模型的宽度, H 为鼓包模型的高度,具体取值见表 1。在本文中的侧滑角 β 定义为来流不变的情况下,进口气流向右侧偏转为正侧滑角,进口气流向左侧偏转为负侧滑角。

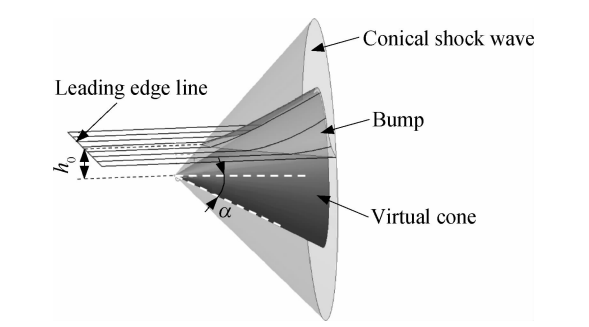


图 1 鼓包型面设计原理图^[10]
Fig. 1 Design principle diagram of bump^[10]

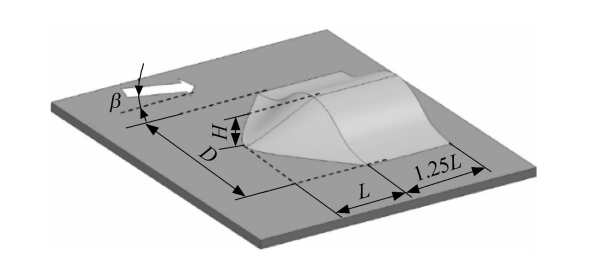


图 2 鼓包型面三维视图
Fig. 2 Three-dimensional view of bump

表 1 鼓包设计参数及来流条件					
Table 1 Bump design parameters and inflow conditions					
$\alpha/(^\circ)$	L/mm	D/mm	H/mm	Ma_d	h_0/mm
28	40	100	18	2.0	10

2 仿真方法及算例验证

由于侧滑状态下鼓包迎风面、背风面的气流流向具有不对称性,故选取鼓包的全模型进行流场计算,并将鼓包模型向后延长了 $1.25L$ 以避免出口边界条件影响鼓包流场。图 3 中给出了鼓包计算域仿真边界条件设置情况。计算域采用六面体网格填充,在近壁面处及其他型面或参数变化

较剧烈的区域进行了网格加密,全模型网格单元总数约 800 万,并保证近壁面网格单元的 $y^+ < 1$ 。

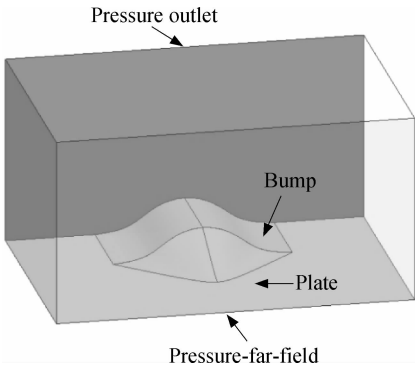


图 3 仿真边界条件设置
Fig. 3 Simulated boundary conditions

本文采用 Fluent 软件进行三维仿真,流体类型为理想气体,通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程模拟真实流场,使用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,黏性通量采用 2 阶迎风格式离散,分子黏度采用 Sutherland 公式计算。来流参数设置模拟南京航空航天大学超声速流动机理试验台吹风环境,来流马赫数为 2,来流总压 $p^* = 101\,325$,来流总温 $T^* = 300\text{ K}$ 。计算结果的收敛以出口流量不变和各项残差均下降 4 个数量级为准则。

为检验上述仿真方法的可靠性,采用该模拟方法对文献[10]中的鼓包模型进行仿真计算,并将计算结果与文献中公开的试验数据对比。仿真计算中参数设置与试验条件完全一致:鼓包基准圆锥半顶角 $\alpha = 28^\circ$,来流马赫数为 3,来流总压 $p^* = 101\,325$,来流总温 $T^* = 300\text{ K}$ 。图 4 中给出了鼓包模型对称面处壁面静压分布曲线,横坐标 x 为鼓包对称面沿程轴向坐标,纵坐标为静压(p)与来流静压(p_0)比值。图中 Exp. 代表试验结果,

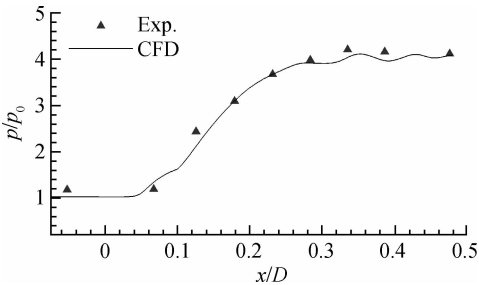


图 4 鼓包对称面沿程静压分布
Fig. 4 Static pressure distribution on the symmetrical plane of the bump

CFD 代表仿真结果。可以看到两者趋势与数值的结果均较好吻合,说明本文所采用的湍流模型以及仿真方法具有较高的可信度。

3 有/无侧滑状态下鼓包诱导流场分析

本文首先对比分析了侧滑角 $\beta = 0^\circ$ 和 $\beta = 10^\circ$ 状态下鼓包诱导流场,从鼓包诱导波系结构及表面流动结构、鼓包前缘分离涡结构及强度两个方面对有/无侧滑状态下鼓包诱导的曲面激波/边界层干扰特性进行了分析。

3.1 鼓包诱导波系结构及表面流动结构

图 5 给出了鼓包沿流向不同截面的波系结构以及近壁区域流线分布情况。在 $\beta = 0^\circ$ 时,鼓包前缘诱导的曲面激波与来流边界层干扰形成了“ λ ”波结构,主锥形激波与压缩波系和后支激波相交于三波点,主锥形激波相对于鼓包呈现左右对称结构。在离开边界层一定距离处,压缩波系汇聚为一道斜激波,由于经过这些压缩波系后的压力不足以匹配主锥形激波的全部压升,因此在压缩波系后方形成了后支激波。在“ λ ”波波足下存在由于分离产生的低能区,由鼓包中心至两侧流线在近壁处分离区域内向下方卷曲,并沿鼓包前缘线方向向鼓包后方排移。 $\beta = 10^\circ$ 时的波系结构与 $\beta = 0^\circ$ 时相似,同样形成了“ λ ”波结构,但是由于来流侧滑的影响,流线向背风侧偏转。为进一步分析侧滑角对鼓包诱导流场的影响,图 6 给出了离鼓包顶点距离 $x = 0.85L$ 处截面当地马赫数分布等值线图,图中 y 为高度方向坐标, z 为展向坐标。与 $\beta = 0^\circ$ 相比, $\beta = 10^\circ$ 时流动存在不对称性,鼓包迎风面激波的分叉点向鼓包中心方向移动,

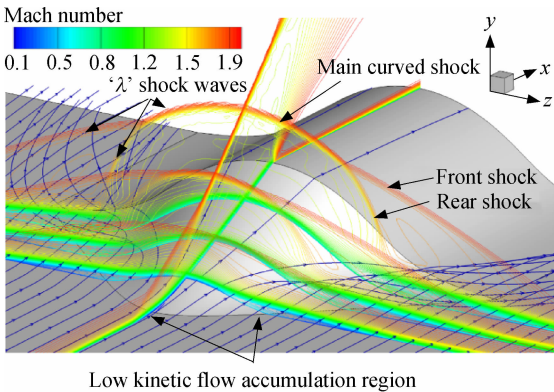


图 5 鼓包诱导流场沿流向不同截面波系结构
Fig. 5 Shock wave structure on the different sections of the bump flow field along the streamwise

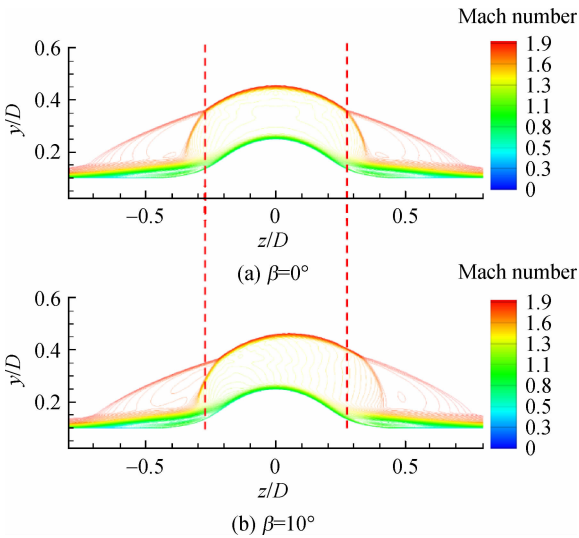


图 6 鼓包诱导流场 $x=0.85L$ 截面当地马赫数等值线图
Fig. 6 Mach number isogram on the section $x=0.85L$ of the bump flow field

背风面激波的分叉点则向远离鼓包中心的一侧移动,激波中心与鼓包中心由重合变为不共线,锥形激波由对称状态变为偏心锥形。

在上文的分析中,鼓包前缘诱导的曲面激波与边界层干扰产生了较大的分离区,下面将对该分离区进行分析。图 7 为鼓包壁面摩擦力线图,可以看到,在无侧滑($\beta=0^\circ$)状态下鼓包壁面存在两条分离线与两条再附线,并同时存在一个分离鞍点 S_0 和再附结点 N_0 ,分离线和再附线的延长线与无黏激波的延长线相交于一点,即 VCO(virtual conical origin, 记为 O_{vc}),分离线与再附线延长线之间的夹角为虚拟锥角,分离区呈现锥形对称流的特点。分离线通过分离鞍点 S_0 将始于上游的壁面摩擦线和始于再附结点 N_0 的摩擦力线分隔开。在 $\beta=10^\circ$ 状态下,无黏激波向背风侧偏转,迎风面同样呈现出锥形流动的特点,鼓包壁面极限流线结点的位置向远离鼓包前缘线的方向移动,而分离鞍点则向迎风区域移动,同时虚拟锥角 θ 由 19.8° 增大到 23.1° ,锥形相似性增强;背风面的流动拓扑结构发生变化,其锥形相似性不明显,有发展到圆柱形对称流的趋势。为证明迎风侧曲面激波干扰流动是准圆锥型的(鼓包前缘与平板交界处附近的起始区域除外),以往的研究表明分析这种流动结构应采用球形极坐标系^[16-19]。图 8 中给出了鼓包表面在锥形流动区域内的静压变化曲线, R 代表以 O_{vc} 为极坐标原点,沿无黏激波方向的半径长度, ψ 为极坐标角度。在分离线与再附线所夹区域内,鼓包壁面上不同

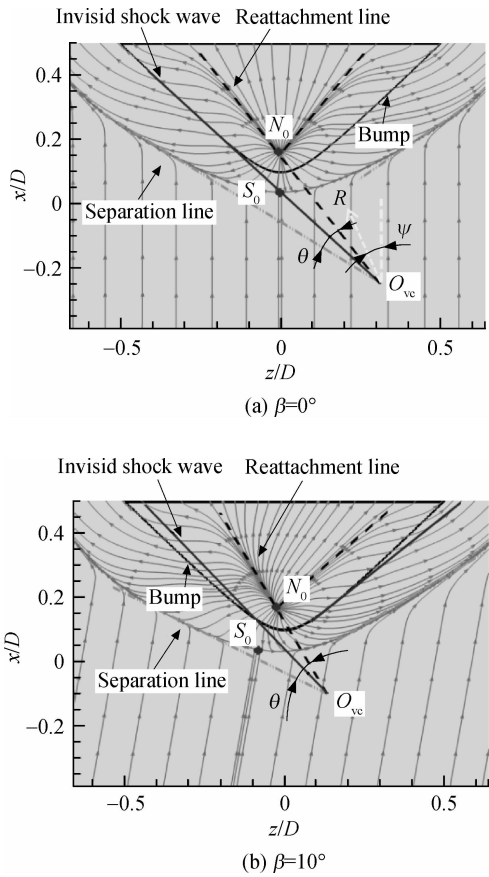


图 7 鼓包壁面摩擦力线图
Fig. 7 Skin friction lines of the bump

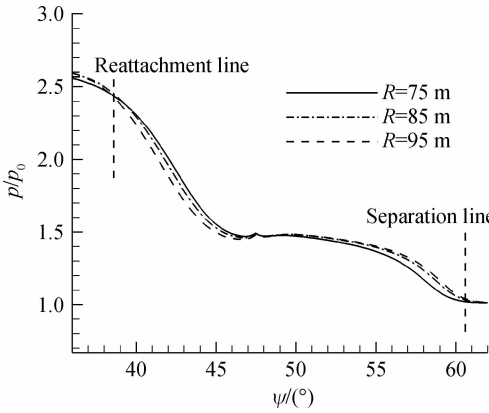


图 8 鼓包表面不同极径处静压分布
Fig. 8 Static pressure distribution on the bump surface at different polar diameters

R 值下沿 ψ 变化曲线重合度较高,表明该区域激波/边界层干扰流场具有准圆锥型特性。

根据图 9 中有/无侧滑状态下鼓包壁面的静压分布情况,在 $\beta=0^\circ$ 时鼓包表面静压分布对称,中间静压高两边静压低,而 $\beta=10^\circ$ 时,鼓包壁面的静压分布呈现出高压中心向迎风面偏移的特点,这是由于来流气流侧滑时,气流在迎风面受到较

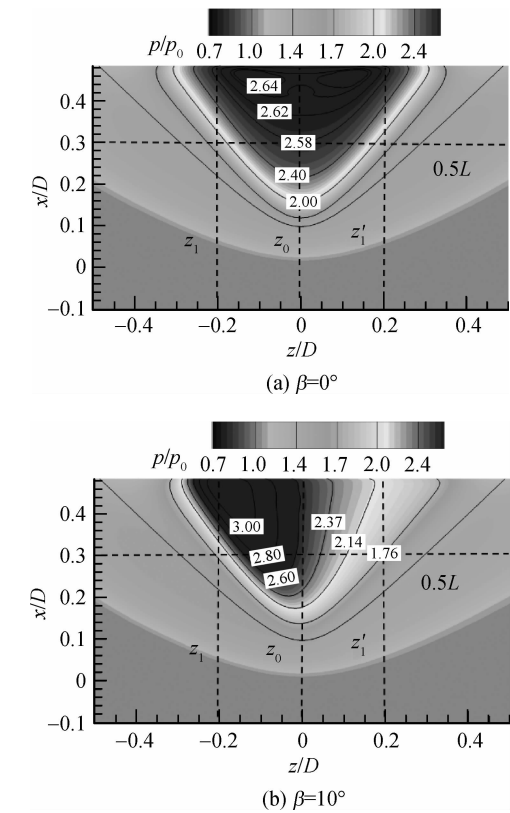


图 9 有/无侧滑状态下鼓包壁面静压分布云图
Fig. 9 Static pressure contours of the bump surface with/without sideslip

强压缩,使得迎风面静压增大。

为进一步分析侧滑对鼓包壁面静压的影响,图 10 给出了有/无侧滑状态下迎、背风面壁面沿程静压分布,分别截取鼓包展向对称面(z_0 截面)、迎风面(z_1 截面)和背风面(z'_1 截面), z_1 及 z'_1 截面在距离鼓包中心 $0.2D$ 的位置。沿鼓包对称面,壁面沿程静压在经过干扰起始点时开始上升,后接一压力平台,经过鼓包前缘线后急剧上升,经过鼓包后在膨胀波的作用下开始下降。在迎风面上, $\beta=10^\circ$ 时干扰起始点位置前移,静压最大值较无侧滑状态增大。而在背风面上, $\beta=10^\circ$ 状态下静压最大值降低。通过迎、背风面沿程静

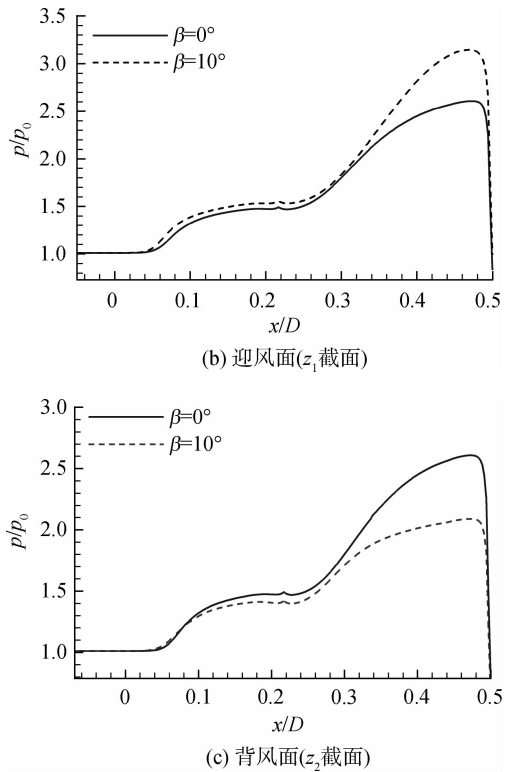
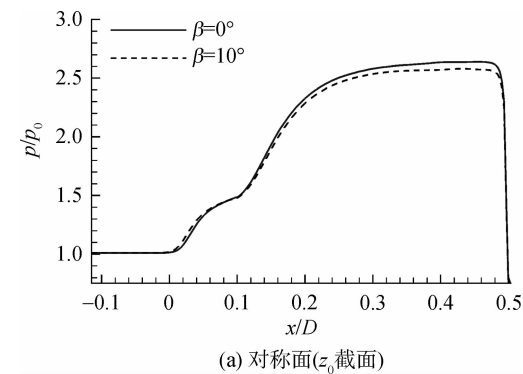
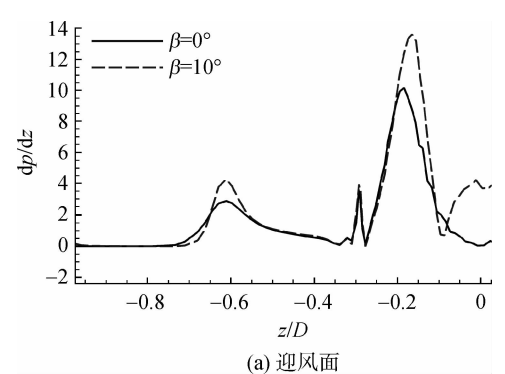


图 10 $\beta=0^\circ$ 和 $\beta=10^\circ$ 时鼓包展向不同截面壁面沿程静压
Fig. 10 Static pressure distribution on different span-wise sections of the bump with $\beta=0^\circ$ and $\beta=10^\circ$

压对比可以看出进口气流侧滑使得鼓包表面流场呈现迎风面压力梯度升高、背风面压力梯度下降,鼓包表面高压中心向迎风侧移动的特点。

图 11 比较了鼓包 $x=0.5L$ 截面处沿展向静压梯度分布,由于鼓包表面的边界层主要是在其壁面静压梯度的推动下被排向两侧,侧滑状态对鼓包壁面展向静压梯度分布产生影响,故也影响到鼓包的排移边界层能力。与无侧滑状态下相比, $\beta=10^\circ$ 时鼓包靠近迎风面侧局部区域展向静压梯度增大,排移边界层能力增强;鼓包背风侧靠近前缘处局部区域展向静压梯度下降,其排移边界层能力下降。



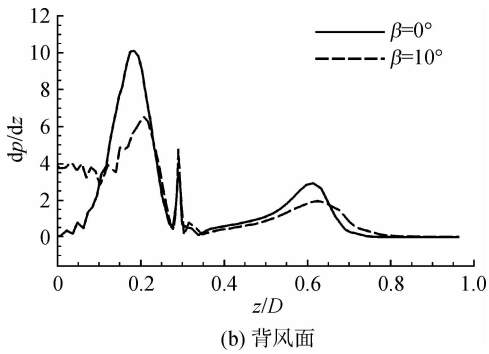


图 11 $\beta=0^\circ$ 和 $\beta=10^\circ$ 时鼓包 $x=0.5L$ 处沿展向静压梯度分布

Fig. 11 Static pressure gradient distribution on the section $x=0.5L$ of the bump with $\beta=0^\circ$ and $\beta=10^\circ$

3.2 鼓包前缘分离涡结构及强度

由第 3.1 节的分析可知侧滑时鼓包表面高压中心向迎风侧移动,边界层在压差力作用下被排向鼓包前缘处,流体向低压区附近填充时与周围流体产生大的剪切作用,边界层的堆积会对鼓包前缘分离涡的强度产生影响。图 12 给出了鼓包前缘分离区在垂直鼓包前缘不同截面内沿 x 方向的涡量(ω_x)分布情况。为分析鼓包迎、背风面分离涡强度的变化情况,垂直前缘线截选取不同截面,以该截面内沿 x 方向涡量的最高值($\omega_{x,\max}$)作为该截面上旋涡强度度量,具体分布如图 13 所示。在同一侧滑角度下,鼓包迎风面前缘分离涡沿 x 方向涡量的最高值沿鼓包前缘线方向先增大后减小。这是由于鼓包表面存在中间高、两侧低的压力分布,得益于由此产生的横向压力梯度,可将来流边界层排向两侧。被排移的边界层在前缘处堆积与来流气流剪切作用形成分离包,随着流向涡向后发展其强度不断增强,直至进入

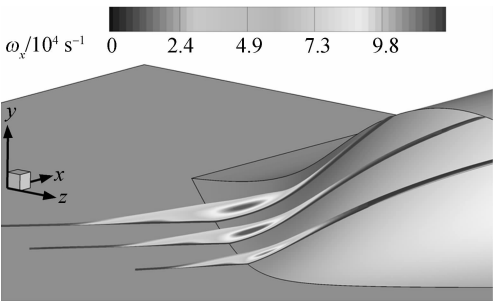


图 12 $\beta=0^\circ$ 时垂直鼓包前缘不同截面沿 x 方向涡量等值线图

Fig. 12 x -vorticity isogram on different sections which are perpendicular to the leading edge of the bump with $\beta=0^\circ$

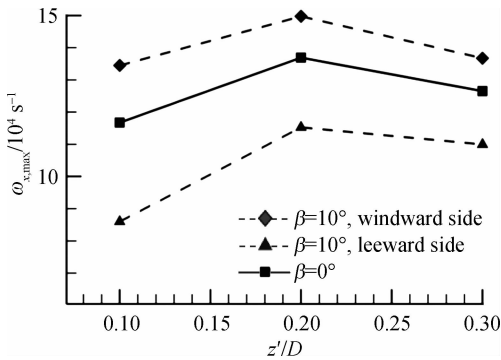


图 13 $\beta=0^\circ$ 和 $\beta=10^\circ$ 时垂直鼓包前缘线截面沿 x 方向涡量最大值

Fig. 13 Maximum x -vorticity on different sections which are perpendicular to the leading edge of the bump with $\beta=0^\circ$ and $\beta=10^\circ$

下游膨胀波的影响范围内,在该区域产生的顺压力梯度会使得分离包泄除变小因而涡量下降。对比 $\beta=10^\circ$ 时的鼓包前缘涡强度可以看出,在同一位置下,随着侧滑角的增加,迎风面前缘涡强度增加,背风面前缘涡强度降低。这是由于侧滑状态下鼓包表面的高压区由均匀状态逐渐转化为向迎风面移动,迎风面气流压缩程度大,造成迎风面沿展向的压力梯度升高,使得迎风面排移边界层的能力增强。较多的边界层内低能流被排移到鼓包前缘处,流体向低压区附近填充时与产生大的剪切作用,使得前缘涡强度增加。而鼓包迎风侧由于较多的低能流堆积,将会使得进气道的入口流场品质降低,同理由于背风面气流压缩程度减弱,压力梯度降低,流体剪切力作用下降旋涡强度减弱,导致背风侧沿 x 方向涡量减小,该区域内总压恢复较无侧滑状态升高。

4 不同侧滑角度对鼓包诱导流场的影响

为进一步探究不同侧滑角度对于鼓包诱导流场的影响,本文选取了 $\beta=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ 五个特征角度进行分析,研究中保持来流条件不变。图 14 中给出了 $\beta=20^\circ$ 时鼓包壁面摩擦力线图,可以看出随着侧滑角度的增大,背风面分离区呈现柱形相似的特性。分离鞍点 S_2 向迎风侧移动,迎风面分离区明显大于背风侧分离区。图 15 中比较了不同侧滑角下虚拟锥锥角变化情况,随着侧滑角度从 0° 增大到 20° ,迎风面虚拟锥锥角由 19.8° 逐渐增大至 37.5° ,虚拟锥锥角起始增加较缓,当侧滑角大于 5° 时突增而后又趋于缓慢增加。为检验背风侧分离区的柱形相似性,垂直分

离线所在直线分别截取 l_0 、 l_1 、 l_2 、 l_3 四条直线,取直线所在方向为 x' ,提取其沿程静压如图 16 所示。在分离线与再附线所夹分离区域中,存在一段静压重合区。在靠近分离线的区域中,从 l_0 至 l_3 沿程静压分布状态相似,局部静压分布重合,故该分离区域内的流动存在柱形相似性,而靠近再附线的区域由于受到鼓包前缘型线的影响静压没有完全重合。

图 17 中给出了 $\beta=20^\circ$ 鼓包壁面的静压分布情况,随着来流侧滑角度的进一步增大,气体在迎风面受到压缩增强,迎风面压力增大。在逐渐增长的压差力作用下,迎风面较背风面排移至前缘的边界层逐渐增厚,同时由于鼓包壁面的高压中心向迎风面偏移的程度更加剧烈,迎风面分离区域扩大,流体向低压区附近填充时与周围流体的剪切作用不断增强。最终导致迎风面前缘涡强度随着侧滑角度的增大不断增加。图 18 中给出了不同侧滑角度下迎背风面沿 x 方向涡量最大值变化曲线,随着侧滑角度的增大,迎风面涡量

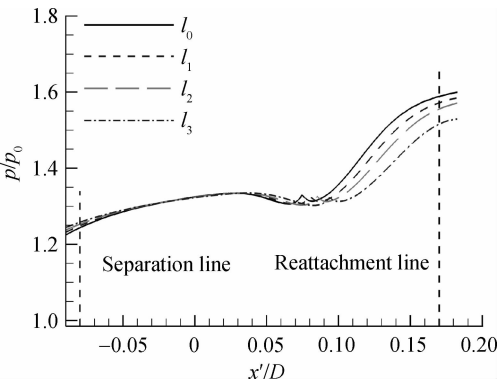


图 16 背风面不同位置处沿程静压

Fig. 16 Static pressure distribution on different sections of the bump at leeward side

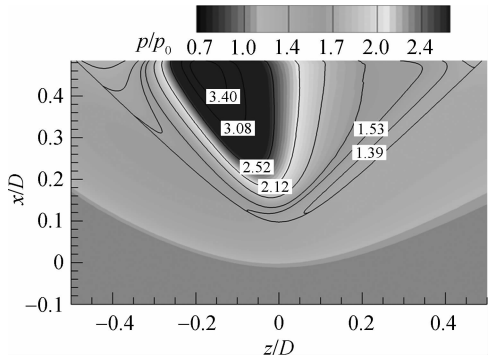


图 17 $\beta=20^\circ$ 鼓包壁面静压分布云图

Fig. 17 Static pressure contours of the bump surface with $\beta=20^\circ$

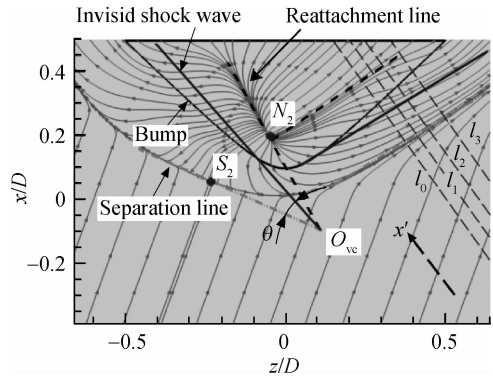


图 14 $\beta=20^\circ$ 鼓包壁面摩擦力线图

Fig. 14 Skin friction lines of the bump with $\beta=20^\circ$

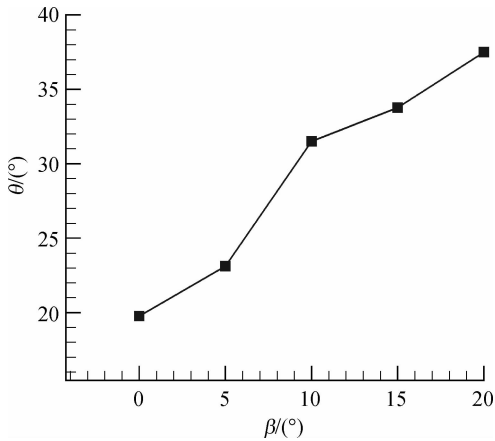


图 15 不同侧滑角度下虚拟锥角变化

Fig. 15 VCO angles variation with different sideslip angles

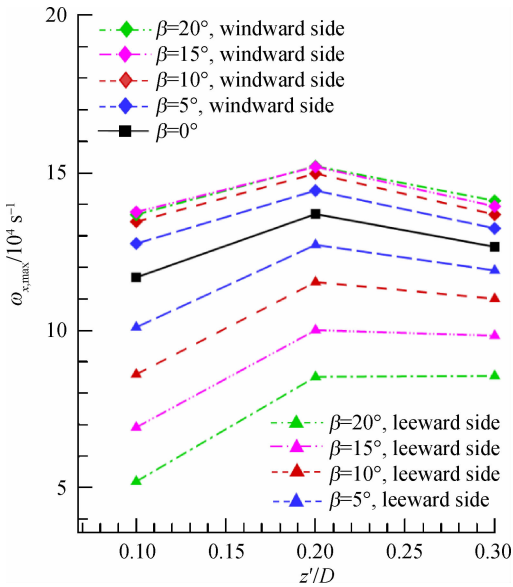


图 18 不同侧滑角度下迎、背风面 x 方向涡量最大值变化

Fig. 18 Maximum x -vorticity variation at windward side and leeward side with different sideslip angles

最大值增大,且随着侧滑角度的增大其增长幅度减弱。而同时背风面涡量最大值降低,其降低幅度增强。图19中对比了不同侧滑角度下迎、背风面末端截面($x=0.85L$)总压恢复系数(σ)变化情况,总压恢复系数定义为末端截面总压与进口总压比值。随着侧滑角度的增大,由于迎风侧受到气流强压缩,其激波强度增强,并且在迎风侧由于较多的低能流堆积使得波足下低速区域增大进而导致迎风侧末端截面总压恢复系数逐渐下降。背风侧总压恢复变化较小。由于两侧总压恢复差值逐渐增加,鼓包末端气流的畸变增加。

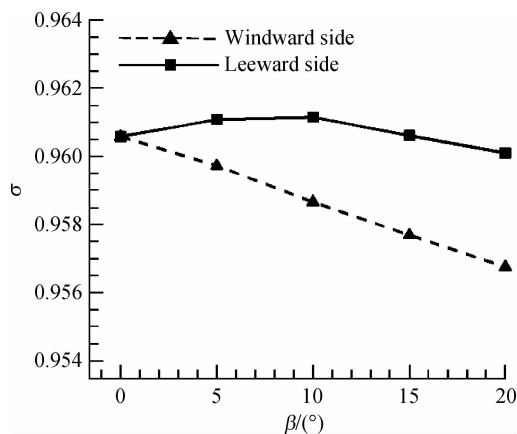


图19 不同侧滑角度下鼓包 $x=0.85L$ 截面迎、背风面总压恢复系数

Fig. 19 Total pressure recovery coefficients of windward side and leeward side on the $x=0.85L$ section of the bump with different sideslip angles

5 结 论

本文对侧滑状态下单锥壁面鼓包诱导曲面激波/边界层干扰展开研究,主要得出了以下结论:

1) 侧滑状态下鼓包前缘诱导的锥形激波形状改变,迎风面激波的分叉点向靠近鼓包中心方向移动,背风面激波的分叉点向远离鼓包中心的一侧移动,鼓包前缘激波形状由对称锥变为偏心锥。

2) 随着侧滑角度的增加,鼓包表面高压中心向迎风面偏移,鼓包迎风面激波/边界层干扰区内虚拟锥锥角由 19.8° 增大至 37.5° ,锥形相似性增强,背风面的流动拓扑结构逐渐发展到圆柱形对称流。

3) 进口气流侧滑角度的增大使得鼓包迎风面排移边界层能力增强,前缘激波/边界层干扰区内涡强度不断增大,末端出口总压损失增加,同时

背风面局部排移边界层能力下降,前缘涡强度持续降低,鼓包下游流场畸变不断增加。

参考文献:

- [1] HEHS E. JSF diverterless supersonic inlet[R]. Washington DC: Lockheed Martine Aeronautics Company, 2000.
- [2] 杨应凯,李玉璞. JSF X-35 的一绝一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] HAMSTRA J W, MCCALLUM B N, MCFARLAN J D. Development, verification, and transition of an advanced engine inlet concept for combat aircraft application[R]. Lockheed Martin Aerospace Company Paper MP-121-P-43, 2003.
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] SEDDON J, GOLDSMITH E L. Intake aerodynamics[M]. London: Collins Professional and Technical Books, 1985.
- [7] 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): 740-746.
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): 740-746. (in Chinese)
- [8] 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): 336-338, 350.
YANG Yingkai. The research of Bump inlet design and test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-338, 350. (in Chinese)
- [9] HAMSTRA J W, MCCALLUM B N, SYLVESTER T G, et al. Transition shoulder system and method for diverting boundary layer air: US5749542[P]. 1998-05-12.
- [10] KIM S D. Aerodynamic design of a supersonic inlet with a parametric bump[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 198-202.
- [11] SVENSSON M. A CFD investigation of a generic Bump and its application to a diverterless supersonic inlet[D]. Norrköping, Sweden: Linköping University, 2008.
- [12] 蔡乐. Bump 进气道的机理与设计规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
CAI Le. The mechanism of bump inlet and its design laws

[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)

[13] 王娇,谭慧俊,黄河峡. 不同波系配置的鼓包压缩面引起的激波/边界层干扰特性[J]. 航空动力学报,2018,33(2):372-382.

WANG Jiao,TAN Huijun,HUANG Hexia. Characteristic of shock wave/boundary layer interactions induced by bumps with different shock wave system arrangements[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(2):372-382. (in Chinese)

[14] 王娇. Bump 进气道内激波/边界层干扰特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

WANG Jiao. Research on characteristics of shock wave/boundary layer interactions in bump inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[15] 符小刚,于芳芳,王玲玲. 进气角度对蚌式进气道与发动机相容性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(5):1-4.

FU Xiaogang, YU Fangfang, WANG Lingling. Effects of intake angle to compatibility of bump inlet and engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2016,29(5):1-4. (in Chinese)

[16] PANARASA G. Numerical investigation of the high-speed conical flow past a sharp fin[J]. Journal of Fluid Mechanics,1992,236:607-633.

[17] ALVI F S,SETTLES G S. Physical model of the swept shock wave/boundary-layer interaction flowfield[J]. AIAA Journal, 1992,30(9):2252-2258.

[18] PIROZZOLI S, BERNARDINI M, GRASSO F, et al. Direct numerical simulation of transonic shock/boundary layer interaction under conditions of incipient separation [J]. Journal of Fluid Mechanics,2010,657:361-393.

[19] FANG J,YAO Y,ZHELTOVODOV A A,et al. Investigation of three-dimensional shock wave/turbulent-boundary-layer interaction initiated by a single fin[J]. AIAA Journal,2017,55(2):509-523.

(编辑:陈 越)