

基于密切原理的 Bump 进气道外 压缩鼓包逆向设计

郑晓刚, 李怡庆, 欧阳智贤, 朱呈祥, 尤延铖

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005)

摘 要: 基于密切乘波理论提出一种 Bump 进气道外压缩鼓包的设计方法, 可根据制定的激波形状及其曲率中心分布来逆向求解外压缩鼓包型面。通过引入曲率中心分布这一变量, 可以控制横截面激波形状并调节外压缩鼓包的三维外型及其表面横向压力分布, 进而提高外压缩鼓包的附面层排移能力。同时, 发展了一种 Bump 进气道的流量系数快速估算法, 能够在设计初期以不超过 2% 的误差快速给出进气道的流量系数。结果表明: 基于密切原理的外压缩鼓包设计有利于改进 Bump 进气道的流量捕获和附面层排移能力。算例中, 较锥导鼓包模型, 密切鼓包方法设计的 Bump 进气道流量系数提升 4.03%, 附面层排移能力提升 2.12%。

关 键 词: 鼓包; 密切; 曲率中心; 横向压力分布; 位移厚度

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Reversal design of external compression bump of Bump inlet based on osculating cones principle

ZHENG Xiaogang, LI Yiqing, OUYANG Zhixian,
ZHU Chengxiang, YOU Yancheng

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China)

Abstract: A method for the design of external compressed bump of Bump inlet based on the theory of osculating cones was proposed. A variable was introduced to control the shape of bump so that the pressure gradient on the bump surface can be adjusted. In this way, the incoming boundary-layer can be further damped. Meanwhile, a quick mass flow coefficient estimation was set up in accompany with the design process to evaluate the mass flow coefficient of the Bump inlet. The discrepancy of the mass flow coefficient estimation was less than 2%, validating the accuracy of the estimation. Results showed that osculating method can generate more extensive bump configuration, which can enhance the mass flow coefficient by 4.03%, and disperse additional boundary layer flow by 2.12%.

Key words: bump; osculating cones; curvature radius center;
transverse pressure distribution; displacement thickness

收稿日期: 2017-04-01

基金项目: 国家自然科学基金 (51276151, 91441128); 基础科研项目 (B1420133058);
中央高校基本科研业务费 (20720140540)

作者简介: 郑晓刚 (1994—), 男, 硕士生, 主要从事高超声速推进技术研究。

通讯作者: 尤延铖 (1981—), 男, 教授, 博士, 主要从事内流流体力学, 空气动力学研究。E-mail: yancheng.you@xmu.edu.cn

引用格式: 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.

超声速进气道作为高速吸气式飞行器推进系统的关键部件之一,其设计形式和工作特性决定着飞机的整体性能,因此受到了各航空强国的广泛关注^[1]。传统超声速飞机在设计进气道时,考虑到附面层的影响,通常会设有附面层隔道与吹除/抽吸装置^[2]。该机构将大大增加进气道质量^[3],不利于飞行器的总体性能。为解决这些问题,洛克希德·马丁公司开始探索一种可以替代传统进气道设计的方法,提出了 Bump 进气道,又称无隔道超声速进气道(diverterless supersonic inlet,DSI)的概念。

20 世纪 90 年代,美国空军开展了 ACIS(advanced compact inlet system)项目^[4-5]。该项目肯定了 Bump 进气道的综合优势,并将其成功应用于美国的 F-35 与 X-32 两种飞行器上^[6-7]。成都飞机设计研究所设计的 Bump 进气道已成功应用于国产 FC-1“枭龙”战斗机。Sang 等^[8]研究了鼓包上激波与附面层的干扰现象及湍流边界层的发展趋势,证明了 Bump 进气道能够有效地控制激波与附面层的干扰现象,且能极大的提高进气道的性能。Saheby 等^[9]在传统锥导鼓包的基础上,提出了一种的压缩型面,称为“Ridge”进气道。该进气道在锥导乘波理论的基础上结合几何修复技术,利用压缩型面上生成的旋涡排除来流附面层。

Bump 进气道可以不采用附面层隔道、吹除/抽吸措施也能获得较好的性能,主要是因为 Bump 进气道外压缩鼓包曲面上存在着法向和横向的压力梯度,两者的联合作用可将大部分低能附面层吹出进气道口外。可见,Bump 进气道的核心与设计难点在于外压缩鼓包型面的设计。从已公开的文献来看,目前几乎所有的外压缩鼓包型面都是根据锥导乘波理论进行设计的^[10]。基于锥导原理设计的传统鼓包虽然能够起到较好的附面层扫掠效果,但由于锥形流的基本特点,锥导鼓包表面的横向压力分布是不可控的,且激波形状是唯一的,难以同复杂的进气道唇口匹配。而密切乘波理论的提出和发展则为解决上述问题提供了可能。因此,本文将锥导乘波理论拓展至密切乘波理论,进而提出了一种基于密切原理的 Bump 进气道外压缩鼓包的设计方法。该方法在保证 Bump 进气道优势的基础上,利用曲率中心(curvature radius center)这一变量实现鼓包表面横向压力分布的可控调节。通过设计不同的曲率中心分布,鼓包在出口截面上的激波形状也是可

控的,这能够更好地满足发动机对流量及进气道进口几何形状的要求。

本文将首先介绍基于密切原理的 Bump 进气道外压缩三维鼓包的设计方法;再利用该方法设计两种满足不同激波形状要求的密切鼓包(osculating cones bump,OCB)型面及一种锥导鼓包(conical bump,CB)型面;最后针对锥导鼓包与密切鼓包开展对比研究。此外,本文还提出了一种 Bump 进气道流量系数快速估算法,在设计阶段即可提供较为准确的流量特性评估。需要特别指出,本文着重探讨的是 Bump 进气道鼓包压缩型面的数学生成方法,旨在增强对鼓包型面与激波形状相互关系的认知,实际的 Bump 进气道还应包括鼓包剪切修整、唇罩设计、机身融合及扩压段设计等^[11],而这些不在本文研究范围之内。

1 基于密切原理的三维鼓包设计方法

1.1 密切流基本原理

密切乘波理论由 Sobieczky^[12]于 1990 年率先提出。该理论认为:一般三维超声速的运动方程都可以在 2 阶精度范围内用一个轴对称流的运动方程来逼近。这个轴对称的轴线位于通过该点流线的密切平面(osculating plane,OP)内。于是,当地的三维流动就能够由局部的二维流动(轴对称流动也是二维的)来描述。在密切面中,非轴对称的激波后流动处理为锥形流。在出口平面内,沿激波曲线使用一系列密切面来定义,每个密切面内激波角为常数,以保证展向的连续性,而每个面中的锥形流顶点则由激波角和当地的曲率半径确定。因此,此理论可将完整的激波形状分解成一系列半径不同的圆锥形激波“切片”,而激波后的流场则为一系列锥形流场的耦合流场。由此可见,锥导乘波理论只是密切乘波理论的一个特例:锥形激波相当于密切方法中半径固定为一恒定值的情况。

利用密切锥乘波理论设计乘波体能直接从所需激波外形出发反向求解流场,然后构造出乘波体下表面,具有很高的灵活性。因此,密切锥乘波体理论在高超声速飞行器外流设计中已经得到广泛应用,并被证实具有优良的一体化反设计性能^[13]。除此之外,尤延铖、梁德旺等^[14-16]将密切理论应用到了高超声速三维内收缩进气道的设计,拓展了密切理论在内流进气道设计中的应用。图 1^[17]给出了密切乘波体的设计原理图,图中

ICC 为进气道捕获曲线(inlet capture tube),FCT 代表前缘捕获型线(flow capture tube)。 Ma_∞ 则为来流马赫数。

得到的曲线便为鼓包的前缘型线(图 2(b))。

3) 对每一小段前缘型线在对应的“密切锥”中进行流线追踪,并对流线形成的流面进行三维组合,即可获得密切鼓包的压缩型面(图 2(c))。

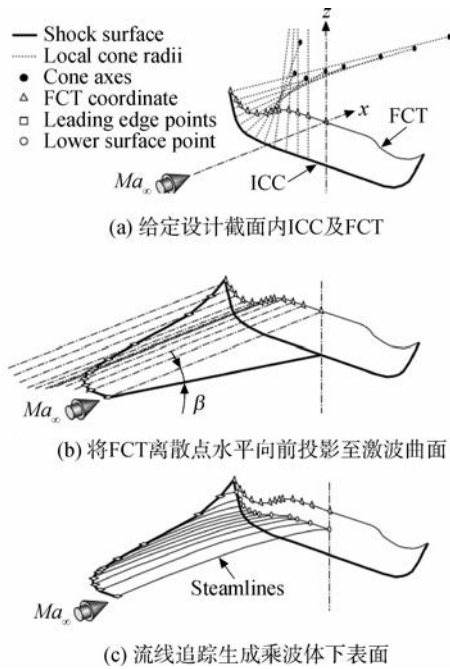


图 1 密切乘波体设计原理^[17]

Fig. 1 Principle of osculating cones waverider design^[17]

1.2 密切鼓包设计方法

密切鼓包的设计正是基于上述密切流理论进行的,该设计方法的关键在于曲率中心的调节。为了加强对激波曲线(shock wave curve,SWC)形状的控制,本文利用 Matlab 环境下的 GUI (graphic user interface)设计了一个调节工具,可以通过控制点对激波曲线进行控制,移动控制点可改变激波形状,进而实现对曲率中心分布规律的控制。因此,本工具可在理论上设计出任意的激波形状及对应的曲率中心分布。此外,为了提高密切鼓包的设计自由度,本文还通过控制点实现了 FCT 的调节。

密切鼓包的设计过程大致可概括为 3 步(如图 2 所示)

- 1) 将 SWC 曲线分成若干小段,把每一小段看成一小段“圆弧”(图 2(a)),该圆弧便是一道圆锥激波和设计截面交线的一部分。此道圆锥激波便是“密切锥”,其锥顶位置由对应圆弧的曲率中心及激波角确定。
- 2) 在该小段“圆弧”上取若干点,并求得这些点和曲率中心的连线与 FCT 曲线的交点,依次由这些交点向上游水平追踪,与“密切锥”激波相交,

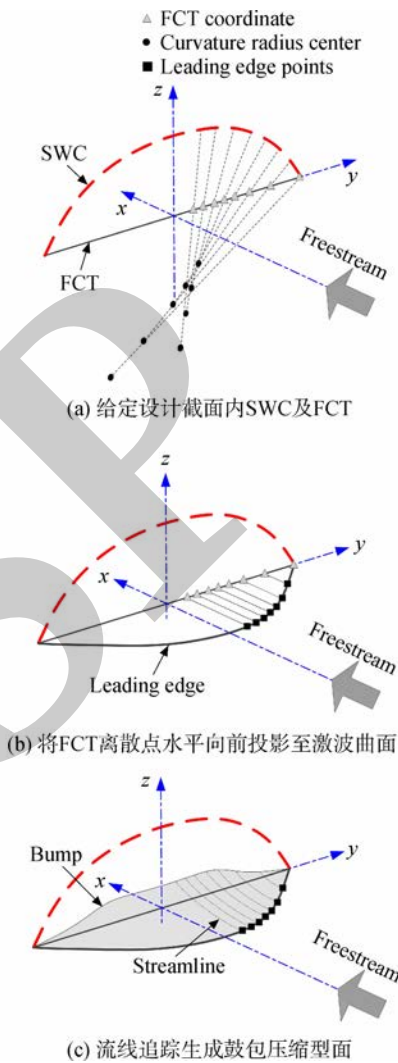


图 2 密切鼓包设计原理

Fig. 2 Principle of osculating cones bump design

密切鼓包最大的特点是在进气道入口截面(即鼓包出口截面)上的弯曲激波具有多个连续变化的曲率中心位置。曲率中心位置的变化分布是实现外压缩鼓包表面横向压力分布可控的关键。而传统的锥导鼓包只是密切鼓包的一种特例,即相应弯曲激波为标准圆弧,曲率中心为定点。

图 3 给出了进气道入口截面上密切鼓包与锥导鼓包的弯曲激波曲线及其对应的曲率中心分布。对于锥导鼓包而言,曲率中心与 FCT 对应离散点距离 d (前缘点与锥轴的距离)的最小值只能出现在对称轴处,且 d 向两侧增长的规律是固定不变的。换言之,锥导鼓包表面某一横截面内

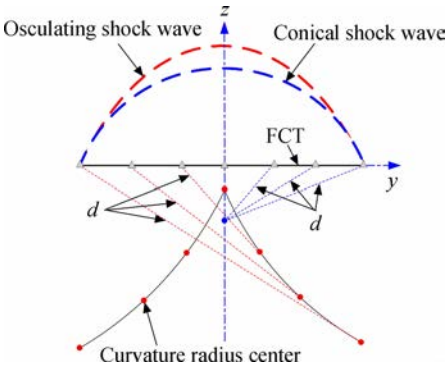


图 3 鼓包出口截面设计图

Fig. 3 Schematic diagram of bump design on exit section

的压力最大值只能位于对称轴上,且横向的压力梯度不可控。对于密切鼓包而言,曲率中心与 FCT 间的距离可调节,改变曲率中心的分布能够使 d 的最小值出现在任意位置,也改变了 d 的变化规律,从而实现鼓包表面横向压力分布的控制。

研究发现,在调节曲率中心时需要遵循以下原则:

- 1) 曲率中心与 FCT 间的距离 d 不能为负值即曲率中心不可位于 FCT 之上;
- 2) 曲率中心与 FCT 间的距离 d 除了影响压力分布外,也决定了该段鼓包型面的凸起高度。即 d 值越小对应该段型面凸起高度越大。
- 3) d 值可直接用来反映鼓包横向截面内压力的相对大小。

如图 4 所示密切鼓包的密切面上,波后流场的压力仅与 η (η 代表矢径与锥轴在密切面上的夹角)有关。而且在不同的横向截面内,与锥轴的径向距离越小,压力值越大。可以发现,当前缘点和锥轴距离 d 越小,过该前缘点的流线离锥轴也越近,相应横向截面内压力就越大。

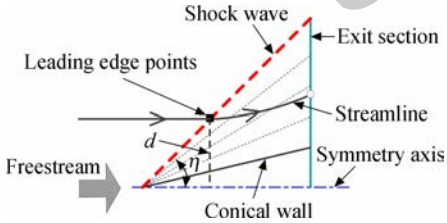


图 4 密切鼓包密切面内设计示意图

Fig. 4 Schematic diagram of osculating cones bump design on osculating plane

综上所述,基于密切原理的 Bump 进气道外压缩鼓包设计方法的优势在于能够改变进气道进口截面内的激波弯曲形状。在一定程度上,当激波曲线与进气道唇口越贴合时,其流量捕获能力

就越强;而曲率中心的调节则成为控制鼓包横向截面内压力分布的关键。因此,密切鼓包进气道较锥导鼓包应该有更强的流量捕获能力和鼓包表面的横向压力分布调节能力。

2 密切鼓包方案和计算条件

2.1 密切鼓包模型

根据上述密切设计方法,本文设计了图 5 所示的几种三维鼓包。本文参考某型战斗机唇口形状^[18],给定了进气道入口截面内进气道唇口的形状(图 5 中 ABCD 所围成四边形)。为保证 Bump 进气道有较高的流量系数,规定激波曲线必须经过唇口 A、B 两点。在设计传统锥导鼓包时,考虑鼓包的流量及附面层排移效果,得到了图 5 红色实线所示的锥导鼓包 CB(conical bump)模型。同时,利用现有设计工具,改变激波曲线左侧 E 点与唇口 D 间的距离,微调右侧 F 点以保证激波曲线无拐点,设计了另外两种密切鼓包,如图 5 蓝色实线和黑色实线所示。(设计马赫数为 2,激波角为 41° ,飞行高度为 11 km。)

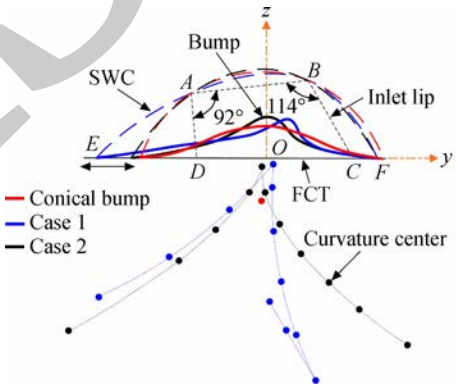


图 5 鼓包曲率中心分布

Fig. 5 Curvature centers distribution of bumps

两种不同的曲率中心分布情况最终形成了完全不同的鼓包型面。将密切鼓包激波曲线左侧 E 点和唇口 D 点的距离与锥导鼓包对应 ED 间距离的比值定义为 R ,两种密切鼓包的 R 分别为 1.9 和 1.2。按照 R 由大到小,将两种密切鼓包分别命名为密切方案一(case 1)和密切方案二(case 2)。

可以看到,锥导鼓包的型面左右对称,从两侧向中心过渡较为光顺,没有明显的突变。而两种密切鼓包的曲率中心非对称分布,曲率中心呈现向右倾斜的趋势。因此,它们的型面也整体向右侧倾斜。同时,两种密切鼓包曲率中心与 FCT 间

距离 d 的最小值均小于锥导鼓包。所以,两种密切鼓包型面凸起的高度均大于锥导鼓包。

密切方案一曲率中心较密切方案二在右侧分布更集中,与之对应的是它的型面左侧较为平坦,过渡光顺。两种密切鼓包曲率中心的最高点出现在不同位置,且密切方案一的曲率中心最高点要略高于密切方案二。因此,两种密切鼓包凸起最高点位于不同部位,而密切方案一鼓包型面凸起的高度要略大于密切方案二。

2.2 计算条件与网格

由于本文的研究重点在 Bump 进气道外压缩鼓包的设计,对鼓包一侧进入唇罩后的型面变化规律不做过多的讨论。因此,将鼓包型面直接向后水平拉伸一小段距离构成进气道内管道型面,用于示意外压缩鼓包与唇口的相对关系。图 6 给出了三维鼓包与该进气道唇口匹配后的进气道模型示意图。需要特别指出的是,图中 G、H 两点为鼓包的物面点,即 G 点为图 5 中唇口虚线 AD 与鼓包实线的交点, H 为唇口虚线 BC 与鼓包实线的交点。

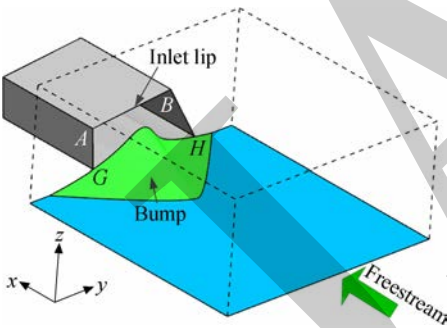


图 6 进气道模型
Fig. 6 Inlet model

本文使用商业软件 Fluent 对前文设计的鼓包模型进行数值模拟。采用有限体积法对控制方程进行空间离散,求解器为 Density-based,差分格式为 AUSM(advection upstream splitting method),计算格式使用 2 阶迎风格式,流体假设为定比热容理想气体,分子黏度采用 Sutherland 公式计算,可以保证计算精度和强间断计算的稳定性。

本文以进气道唇口 CD 的长度 L 为特征长度,对所有的长度参数进行无量纲处理。如前所述,在构建计算域时,本文只对鼓包部分进行网格划分,而并未对进气道内部进行网格划分。计算使用的是长为 $2L$,宽为 $1.8L$,高为 $0.9L$ 的长方体计算域(如图 6 中虚线框所示)。图 7 给出了密

切方案一鼓包壁面及进气道入口截面的网格分布,其他两种鼓包的网格结构与之类似。网格划分时在鼓包表面布置 O 型网格,在壁面附近以及其他预计流动参数梯度较大的区域进行网格加密。各算例壁面第 1 层网格尺寸为 $1 \times 10^{-5} \text{ m}$,壁面处第 1 层网格的厚度 $y^+ < 2.5$,总网格数目均在 300 万左右。

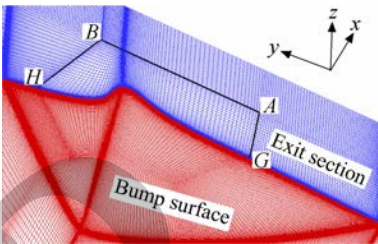


图 7 密切方案一鼓包表面与进气道入口截面处网格分布

Fig. 7 Mesh distribution on the bump surface and the inlet entrance section of osculating cones case 1

所有计算算例中,计算域入口均设为压力远场边界条件,来流马赫数 $Ma_\infty = 2$,来流静压 $p_0 = 22699.96 \text{ Pa}$,来流静温 $T_0 = 216.77 \text{ K}$,计算域出口为压力出口边界条件,出口压力为来流静压,鼓包及下壁面为绝热无滑移壁面边界条件。湍流模型是 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型,并按照进口条件对整个流场进行初始化。

2.3 算例验证

本文利用上述数值模拟方法对文献[19]中的后掠压缩拐角模型进行仿真计算。后掠压缩拐角模型同鼓包模型相似,其流场结构具有明显的三维特征。因此,将数值计算结果与文献[20]中已有的实验数据进行比对,即可验证本文所用数值方法的可靠性。

后掠压缩拐角模型如图 8 所示,模型的后掠角 λ 和流向压缩角 α 分别为 20° 和 16° ,计算中来流参数和边界条件的设置根据文献[20]的试验状态给定。图 9 给出了后掠压缩拐角模型前缘型线附近的 3 处壁面静压比分布对比图($z = 69.9 \text{ mm}$, $z = 95.3 \text{ mm}$, $z = 120.7 \text{ mm}$),其中纵坐标 p/p_0 表示壁面压力与来流静压之比。分别以三处模型前缘线位置为坐标原点,对数据进行处理。同时,将 $z = 69.9 \text{ mm}$ 和 $z = 120.7 \text{ mm}$ 处的数据分别向前,向后平移 5 mm ,得到图 9 所示图形。可以发现,数值计算得到的结果在三处均与实验数据吻合得较好。因此,本文所采用的数值计算

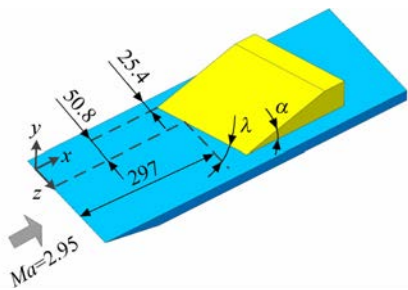


图 8 后掠压缩拐角模型(单位:mm)
Fig. 8 Swept compression ramp model (unit:mm)

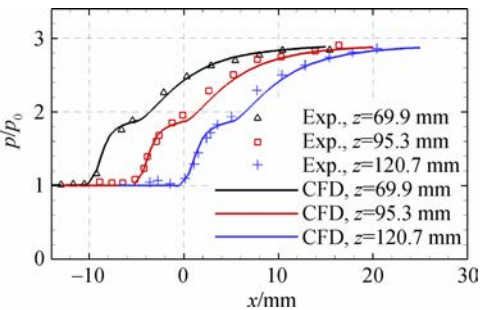


图 9 壁面静压比分布
Fig. 9 Wall static pressure ratio distribution

方法误差较小,可作为开展后续工作的研究手段。

3 密切鼓包与锥导鼓包性能对比

3.1 鼓包流量捕获性能对比分析

流量系数是衡量进气道性能的重要参数之一。对于 Bump 进气道而言,通常希望在进/发流量匹配点时通道内正激波停留在喉道附近^[21]。此时正激波由于未推出唇口,因此进气道的流量系数也与通流状态相差不大。本文将通过分析 3 种模型通流状态下的流量系数,来对比密切鼓包与传统锥导鼓包的流量捕获能力。

本文将图 5 中四边形 ABCD 所对自由流管吞入流量定义为进气道捕获流量,因此,各算例的进气道捕获流量是相同的。将图 6 中 ABGH 围成面积吞入流量定义为进气道实际流通流量,由此获得的各算例流量系数 ϕ 如表 1 所示,表中 $\Delta\phi$

表 1 Bump 进气道流量系数对比

Table 1 Mass flow coefficient comparison of Bump inlet

模型	R	ϕ	$\Delta\phi/\%$
Case 1	1.9	0.893	4.03
Case 2	1.2	0.869	1.23
CB	1.0	0.858	0

表示流量系数的变化量。
从表 1 可知,相对锥导鼓包,密切方案二的流量系数增加了 1.23%,而密切方案一的流量系数则增加了 4.03%。这说明,在一定的范围内, R 取大值对增大密切鼓包的流量系数有利。

图 10 为进气道入口截面内的无黏流线示意图,从唇口 CD 边等间距画出 30 条流线用以对比 3 种鼓包的流量捕获特性。其中,黑色虚线为进气道捕获流量,红色虚线代表溢出流量。可以看到,3 种鼓包的捕获流量相同,均为四边形 ABCD 吞入的流量,而溢出流量则差异较大。本文进一步给出了溢流部分的对应面积,并以四边形 AB-CD 的面积为特征尺度进行无量纲化处理。经计算,锥导鼓包的溢流面积为 0.44,密切一方案的溢流面积为 0.30,密切方案二的溢流面积为 0.38。所以,流量系数由大到小为:密切方案一、密切方案二、传统锥导鼓包。同时,可以发现,在激波曲线与进气道唇口的贴合度程度由大到小为:密切方案一、密切方案二、锥导鼓包。由此可得,在一定的范围内,激波曲线与进气道唇口越贴合,Bump 进气道的溢出流量越少,其流量系数就越高。

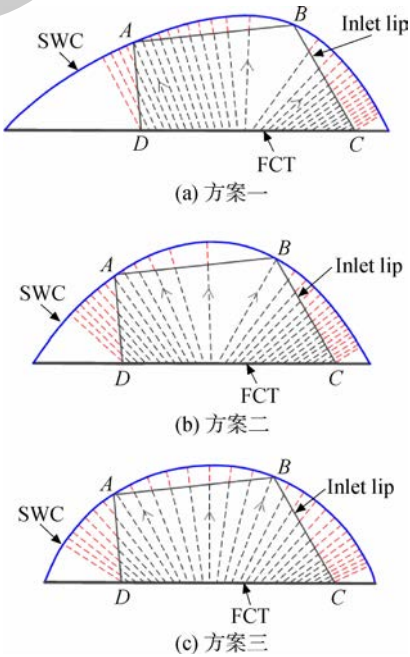


图 10 进气道入口截面内的无黏流线示意图
Fig. 10 Schematic diagram of inviscid streamlines on the inlet entrance section

本文提出的 Bump 进气道外压缩鼓包设计方法,本质上是拓展了鼓包所产生的激波形状的自由度。若能合理给出与进气道唇口更加贴合的弯

曲激波形状,便可以反设计出具有更高流量捕获能力的密切鼓包模型。

3.2 鼓包表面压力分布对比分析

鼓包能将大部分机身附面层排移至进气道之外,主要是因为压缩型面上存在较大的横向压力梯度。在鼓包表面,横向压力梯度越大,该处的附面层排移能力越佳。因此,鼓包表面的压力分布是衡量鼓包附面层排移能力的重要参数之一。本文将参照文献[18]对模型排移附面层机理进行对比分析。

图 11(a)和图 11(b)分别给出了锥导鼓包与两种密切鼓包的表面压比云图,其中 p_0 为来流静压。可以看到,两种密切鼓包和锥导鼓包一样都存在着一个明显的高压区,其他区域压力较低,且流动不具有轴对称性,故在密切鼓包压缩面不同高度上存在着沿横向的压力梯度,这种压力分布能够把气流推向两侧。对比高压区分布,密切方案一鼓包的高压区中心位于 $y/L=0.15$ 处,而密切方案二鼓包的高压区中心则与锥导鼓包基本相

同,位于 $y/L=-0.15$ 处。这主要是因为密切方案一曲率中心最高点位于 $y/L=0.15$ 处,而密切方案二与锥导鼓包的曲率中心最高点的展向位置基本相同,位于 $y/L=-0.15$ 处(见图 5)。因此,弯曲激波曲率中心最高点的位置决定了鼓包表面高压区的分布。同时,从图中可知,锥导鼓包高压区的面积最大,密切方案二次之,密切方案一高压区面积最小。这是因为密切方案一鼓包的弯曲激波在曲率中心最高点附近的曲率半径变化最为剧烈,而锥导鼓包的曲率半径变化最为平和。

为了加深对 3 种鼓包表面压力分布的了解,图 12 进一步给出了 3 种鼓包模型进气道进口截面内的横向压力梯度对比图。其中 y/L 的范围为 $-0.5\sim0.5$,即图示为进气道唇口 CD 范围内的压力梯度分布。结合图 5 可以发现,相对锥导鼓包,密切方案一鼓包在曲率中心最高点($y/L=0.15$)的压力梯度提高近 1 倍;密切方案二鼓包在曲率中心最高点($y/L=-0.15$)的压力梯度也提高了近 1 倍。但两种密切鼓包两侧的压力梯度则小于锥导鼓包。这主要是因为,两种密切鼓包的弯曲激波在各自曲率中心最高点附近的曲率半径变化要强于锥导鼓包,而在鼓包两侧曲率半径的变化要弱于锥导鼓包。同时,可以看到,锥导鼓包两侧横向压力梯度高于密切方案一的部分占比(y/L)约为 0.55,而两侧高于密切方案二的部分占比(y/L)仅为 0.29 左右。因此,附面层排移能力由大到小为:密切方案二、锥导鼓包、密切方案一。

由此表明,本文所提出的基于密切原理的

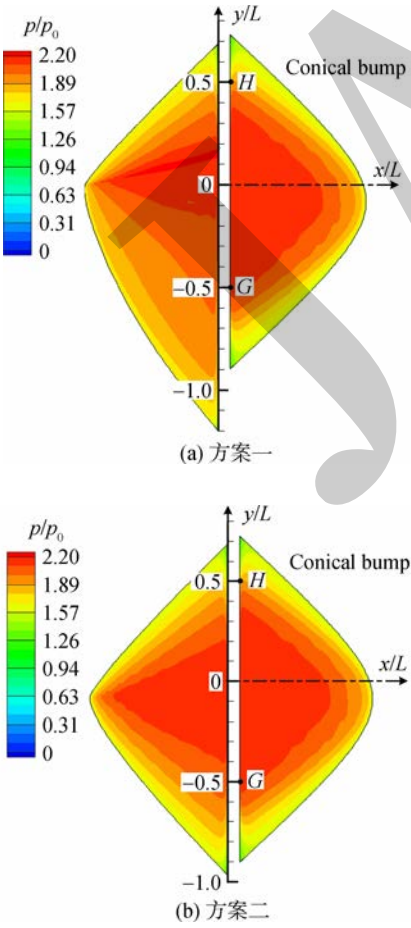


图 11 鼓包表面压比云图

Fig. 11 Pressure ratio comparison on bump surface

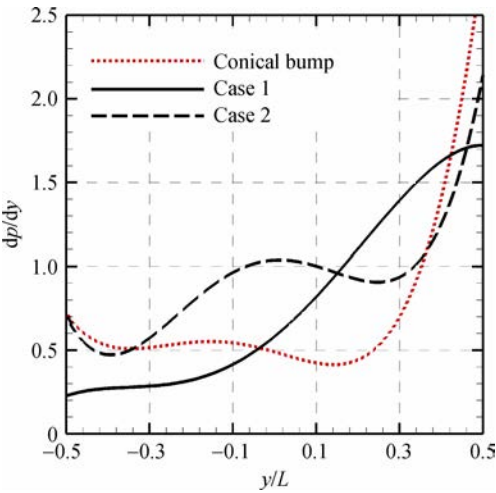


图 12 Bump 模型进气道入口截面内横向压力梯度分布

Fig. 12 Transverse pressure gradient distribution on the inlet entrance section of Bump model

Bump 进气道外压缩鼓包设计方法能通过设计不同曲率中心分布规律,形成具有不同横向压力梯度分布的外压缩鼓包型面。

3.3 鼓包附面层排移性能对比分析

图 13 和图 14 分别为密切鼓包与锥导鼓包右侧部分的表面总压恢复分布图,其中 p_t 为气体总压, p_{t0} 为来流总压, p_t/p_{t0} 为气体总压与来流总压之比,且图片右上角为流向截面与鼓包模型的位置关系。参照图片,3 种鼓包中间部位的边界层沿流向略微变薄,而两侧边界层沿流向逐渐增厚。所以,从图中可以直观的展示出 3 种鼓包排移附面层的效果。在鼓包凸起最高处,密切方案一和二的附面层排移效果要优于锥导鼓包方案。

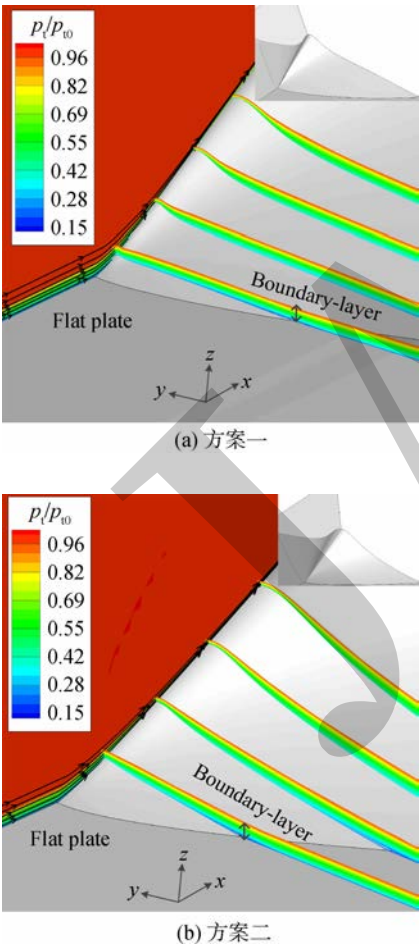


图 13 密切鼓包表面总压比分布

Fig. 13 Surface total pressure ratio distribution around osculating cones bump

为了定量分析鼓包的附面层排移效果,本文以位移厚度为参数对比各鼓包方案的排移性能。由于激波后为非均匀流场,难以判定主流速度,本文参考文献[20]将总压达到主流总压 99% 时的

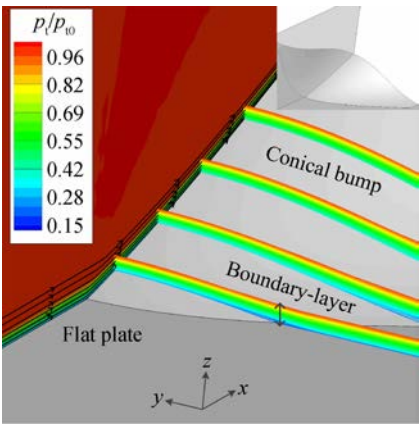


图 14 锥导鼓包表面总压比分布

Fig. 14 Surface total pressure ratio distribution around conical bump

物理高度定义为附面层厚度 $\delta_{99\%}$ 。同时,以 $\delta_{99\%}$ 处的速度及密度为特征速度与密度。因此边界层的位移厚度 $\delta_{99\%}^*$ 可根据如下方程计算:

$$\delta_{99\%}^* = \int_0^h \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy$$

图 15 为过鼓包最高点的密切面中附面层位移厚度沿流向的分布图,其中 $x/L=0$ 表示进气道进口截面,即鼓包末端截面。从图中可以看出,在该密切面内,密切方案一的附面层沿流向下降最大, $x/L=0$ 处的附面层位移厚度最小,而锥导鼓包的附面层位移厚度沿流向略微下降, $x/L=0$ 处的附面层位移厚度最大。这是因为,该密切面中,密切方案一的曲率中心距 FCT 最近,密切方

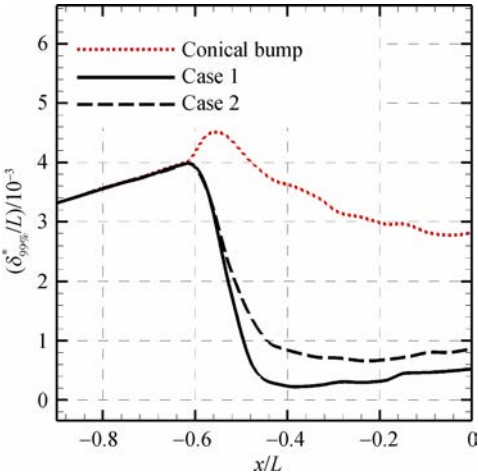


图 15 过鼓包最高点密切面内附面层位移厚度沿流向分布

Fig. 15 Boundary layer displacement thickness distribution along the stream direction on the osculating plane of the bump's top point

表 2 流量系数对比
Table 2 Mass flow coefficient comparison

模型	流量系数		偏差/%
	CFD	MQE	
Case 1	0.893	0.908	1.68
Case 2	0.869	0.885	1.84
CB	0.858	0.871	1.52

因此,本文提出的流量系数快速估算方法能够在设计初期快速的给出鼓包模型无黏条件下的捕获流量及流量系数。此算法计算迅速,耗时短且具有良好的可靠性与准确性。利用本文提出的密切鼓包设计方法,借助捕获流量快速估算法,就能够设计出满足一定流量系数要求的外压缩鼓包。

5 结 论

本文提出了一种基于密切理论的三维鼓包设计方法,并据此提出了一种流量系数快速估算法。针对某型飞机的进气道唇口模型设计了两种不同的密切鼓包及一种锥导鼓包,分析了它们的流量捕获特性及附面层排移性能。结果如下:

- 1) 锥导乘波理论只是密切流理论的一种特例,即锥形激波相当于密切流理论中半径固定为一恒定值的情况。传统锥导鼓包只是密切鼓包的一种。因此,作为一种广义的乘波理论,密切乘波方法拓展了鼓包设计的内涵,使得三维鼓包设计具有更大的自由度和更强的灵活性。
- 2) 密切理论设计的密切鼓包能够改变 Bump 进气道的流量捕获特性及鼓包表面的压力分布,进而改变鼓包排移附面层的能力。
- 3) 与传统锥导鼓包对比,密切方案一的流量系数增加 4.03%,附面层排移能力下降 2.94%;密切方案二的流量系数增加 1.23%,附面层排移能力提高 2.12%。显然,改变激波曲线曲率中心的分布,可以指导设计出各种不同外形的三维鼓包模型。
- 4) 经过与数值计算结果对比可知,本文提出的流量系数快速估算法得到的结果误差均小于 2%,具有良好的可靠性与准确性。该流量快速估算方法为三维鼓包进气道设计初期的流量特性评估提供了帮助。

参考文献:

[1] SVENSSON M. A CFD investigation of a generic bump

and its application to a diverterless supersonic inlet[D]. Linkoping,Swden; Linkopings University,2013.

[2] 杨应凯. 进气道的设计与减重研究[R]. 乌鲁木齐:中国航空学会飞机总体专业分会重量工程专业委员会第 11 次学术交流,2006.

[3] 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 Aeronatutica et Astronautica Sinica, 2009,30(9):1597-1604. (in Chinese)

[4] GRIDLEY M C,WALKER S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft[R]. ASME Paper 96-GT-0244,1996.

[5] GRIDLEY M C,CAHILL M J. ACIS air induction system trade study[R]. AIAA 96-2646,1996.

[6] MCFARLAN J D. Lockheed martin's joint strike fighter divertless supersonic inlet [R]. Washington D C, US: Lockheed Martin Aeronautics Company,2000.

[7] KETTER F C. Lockheed martin's joint strike fighter low risk STOVL propulsion system[R]. Washington D C,US: National Press Club,1999.

[8] SANG D K,DONG J S. Modified shear-stress transport turbulence model for supersonic flows[J]. Journal of Aircraft,2005,42(5):1118-1125.

[9] SAHEBY E B,HUANG Gouping,QIAO Wenyoun,et al. A novel compression surface for integration design of high speed aircraft forebody and inlet[R]. AIAA-2015-36182, 2015.

[10] 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究[J]. 空气动力学学报,2007,3(3): 336-338.

YANG Yingkai. Research of bump inlet design and test [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 3(3): 336-338. (in Chinese)

[11] 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)

[12] SOBIECZKY H. Hypersonic waverider design from given shock waves[R]. Washington D C, US: the 1st International Hypersonic Waverider Symposium,1990.

[13] 陈小庆,侯中喜,何烈堂,等. 吻切锥乘波构型优化设计与分析[J]. 国防科技大学学报,2007,29(4):12-16.

CHEN Xiaoqing, HOU Zhongxi, HE Lietang, et al. Optimized design and analyze of osculating cone waverider[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(4): 12-16. (in Chinese)

[14] 尤延铨,梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J]. 中国科学: 技术科学,2009,39(8):1483-1494.

YOU Yancheng,LIANG Dewang. Design concept of three-

dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet[J]. Scientia Sinica Technologica, 2009, 39(8): 1483-1494. (in Chinese)

[15] 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 252-256.

YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Investigation of internal waverider derived hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 252-256. (in Chinese)

[16] 尤延铖, 梁德旺, 郭荣伟, 等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述[J]. 力学进展, 2009, 39(5): 513-525.

YOU Yangcheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. Overview of the integration of three dimensional inward turning hypersonic inlet and waverider forebody[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(5): 513-525. (in Chinese)

[17] JONES K D, CENTER K B. Waverider design methods for non-conical shock geometries[R]. St. Louis Missouri: the 3rd Theoretical Fluid Mechanics Meeting, 2002.

[18] 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)

[19] SETTLES G S, TENG H Y. Cylindrical and conical flow regimes of three-dimensional shock/boundary layer interactions[J]. AIAA Journal, 2012, 22(2): 194-200.

[20] MIKI H, WATANABE Y, KAMEDA M. Performance evaluation of a boundary layer diverter for supersonic propulsion system[R]. Brisbane Australia: the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.

[21] 朱宇, 李天. Bump 进气道设计研究[R]. 四川 乐山: 首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会, 2004.

(编辑: 王碧琚)