

文章编号:1000-8055(2013)01-0082-08

双锥 Bump 压缩面设计及气动特性

王 龙¹, 钟易成¹, 吴 晴², 杨应凯³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国电子科技集团公司 第三十八研究所, 合肥 230001;

3. 中国航空工业集团公司 成都飞机设计研究所, 成都 610015)

摘 要: 采用反设计方法研究双锥 Bump 压缩面设计技术, 该方法实质是融合运动间断边界在运动网格条件下对轴对称欧拉方程组求解. 为避免激波捕获法对激波型面位置求解误差, 应用计算域分块的方法预估第 2 道激波, 在此基础上采用流线追踪法生成 Bump 压缩面; 结合平面机身设计一双锥 Bump 实例, 运用计算流体力学仿真手段对其进行黏性数值模拟. 研究结果表明: ① 该模型流场结构仍保持较强的附面层扫掠能力; ② 在来流马赫数为 2.0 条件下, 相比传统的正圆锥乘波体 Bump 压缩面设计, 新型设计方法可使 Bump 外压缩系统总压恢复系数提高 0.04 左右, 为 Bump 进气道性能提高奠定基础.

关 键 词: Bump 进气道; 运动间断边界算法; 反设计方法; 运动间断拟合; 计算流体力学

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Bipyramid Bump compression surface design and aerodynamic characteristics

WANG Long¹, ZHONG Yi-Cheng¹, WU Qing², YANG Ying-kai³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The No. 38 Research Institute,

China Electronics Technology Group Corporation, Hefei 230001, China;

3. Chengdu Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610015, China)

Abstract: An inverse design numerical method was introduced to investigate the design technique of new bipyramid bump compression surface. The axisymmetric Euler equations with the discontinuities boundary condition were solved on dynamic mesh using computational domain partition method which calculated the second shock wave in order to avoid solving the shock location error by shock capture method. On this basis, a bipyramid Bump example combined with the flat plane was designed by the streamline tracking method introduced to generate Bump compression surface, and it was simulated by computational fluid dynamics in viscosity. The results show that: (1) the model maintains a strong boundary layer swept capacity in the flow field structure; (2) at Mach number 2.0 condition, the method

收稿日期: 2011-12-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.82_012.html

基金项目: 成都飞机设计所联合基金

作者简介: 王龙(1984—), 男, 安徽蚌埠人, 博士生, 主要从事进气道气动及隐身设计、CFD 仿真、电磁仿真研究.

adopted here can make the total pressure recovery coefficient of the Bump compression system increases 0.04 compared to the traditional Bump compression surface based on cone waverider design, also lays the foundation for improving the Bump inlet performance.

Key words: Bump inlet; dynamic discontinuities boundary arithmetic; inverse design numerical method; dynamic discontinuities fitting; computational fluid dynamic (CFD)

20 世纪 90 年代,美国开展了面向 21 世纪需求的“先进紧凑型进气系统”研究项目(advanced compact inlet system, ACIS). 在综合比较皮托式进气道、Bump 进气道(Bump inlet)和 Caret 进气道(Caret inlet)各项指标后,认为 Bump 进气道在质量、成本、维护性和生存力等方面具有综合优势^[1-2]. 该项研究造就了美国的 F35 无隔道进气道(diverterless supersonic inlet, DSI)及 X32 下颌式进气道 2 种 Bump 进气道^[3-4]. 在国内 Bump 进气道又称为蚌式进气道、凸包进气道、无隔道进气道,这些名称从不同侧面反映出 Bump 进气道的特点.

Bump 进气道是基于乘波体理论采用正圆锥锥形流方法进行设计的^[5-10],此方法设计的进气道波系结构为 1 道锥面斜激波加 1 道封口正激波,本质上是两波系进气道. 根据进气道波系配置原则,在相同来流马赫数下,增加激波数目是提高超声速进口段总压恢复系数的主要途径之一. 为此国内外研究人员在尝试研究三波系 Bump 进气道, Kim 等提出了斜板加凸包的三波系设计思想^[11-13],吴晴等研究出了运动间断边界拟合算法(dynamic discontinuities boundary, DDB)^[14-15]并在面向流体的通用仿真系统(fluid oriented combined universal simulation system, FOCUSS)基础上添加了 DDB 模块 FOCUSS-DDB,可精确计算双锥流场的激波位置,使双锥三波系 Bump 进气道设计成为可能.

本文在 FOCUSS-DDB 基础上开展双锥三波系 Bump 进气道外压缩系统设计研究与性能分析,旨在验证其设计可行性并评估性能优势. 首先测试了 DDB 算法计算双锥流场准确性,在此基础上给出了 Bump 进气道双锥压缩面设计方法. 初步构建了 Bump 进气道外压缩系统,对比研究了单/双锥压缩面的气动性能. 结果表明:与单锥外压缩系统相比,双锥 Bump 压缩面可使外压缩系统总压恢复系数提高约 0.04,具有较大的潜力.

1 DDB 算法简介

如图 1(a)所示,三角区域 OBA 为初始计算区域, OB 为运动激波边界, BA 为牵连边界, OA 为柔性壁边界或固定壁面边界. 运动激波边界 OB 指定为超声速来流条件,其参数可利用兰金·雨果(R-H)关系和远场来流参数获得,边界 BA 为牵连边界,物理参数设置为远场边界,其运动方式受边界 OB, OA 约束,一旦计算结果收敛,激波边界 OB 由运动间断边界条件约束而停留在

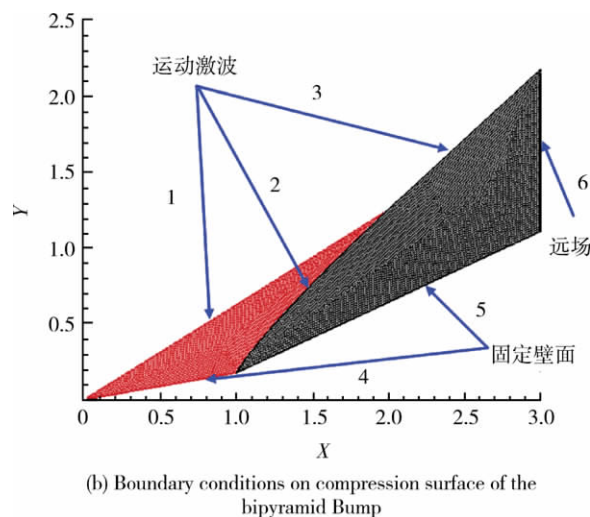
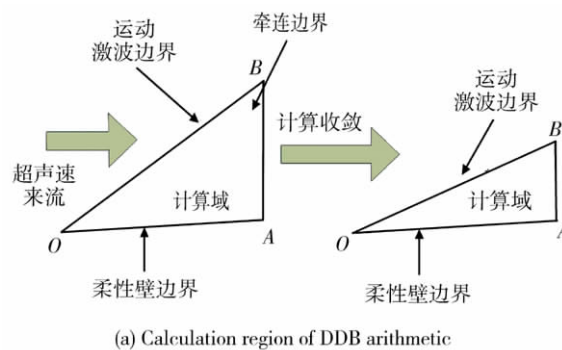


图 1 运动间断拟合(DDB)计算域划分及边界条件示意图

Fig. 1 Calculation region and boundary conditions of DDB arithmetic

某一稳定位置. 计算过程中, 当流场每一步隐式迭代完成后, 其边界会随之发生移动, 此时还需利用 Delaunay 背景网格方法重新生成计算域内网格. 流场收敛后计算域 OBA 的区域不再变化, 运动激波边界位于真实激波所在位置, 计算域内流场为波后流场. 如果边界 OA 指定为柔性壁, 亦可根据边界 OA 上的压力分布来反求匹配型面. 该算法实质是在动网格基础上利用运动激波间断边界条件反求气动定常问题中的激波精确型面, 避开了计算流体力学正问题中激波求解的精度问题.

图 1(b) 为本文设计双锥 Bump 算例时采用的轴对称面的计算域分块示意图, 为捕获双锥流场中第 2 道激波的精确型面位置, 把计算域划分为 2 块. 边界 1, 2, 3 均采用运动激波边界条件, 边

界 4, 5 为固定壁面边界条件, 边界 6 采用远场边界条件. 由于存在激波间断, 捕获法对于激波模拟精度不高, 计算结果会导致流线跟踪法生成的型面精度不够以致影响压缩面气动性能; 采用计算块分区处理可以避免计算激波位置的无黏通量, 在 2 块计算域重合部分即边界 2 上的左右参数通过 R-H 条件约束.

DDB 算法经过多种算例考核, 精确性已得到验证, 可计算二维及轴对称脱体激波问题、三波交汇等问题, 详见文献[14-15]. 图 2 为采用 DDB 算法和软件 Fluent 对双锥轴对称流场无黏数值模拟的对比图. 计算条件: 来流马赫数为 2.0, 第 1 道锥角 10° , 第 2 道锥角 25° . 由图可见, DDB 预测激波位置精确, 两波交汇点位置清晰明确.

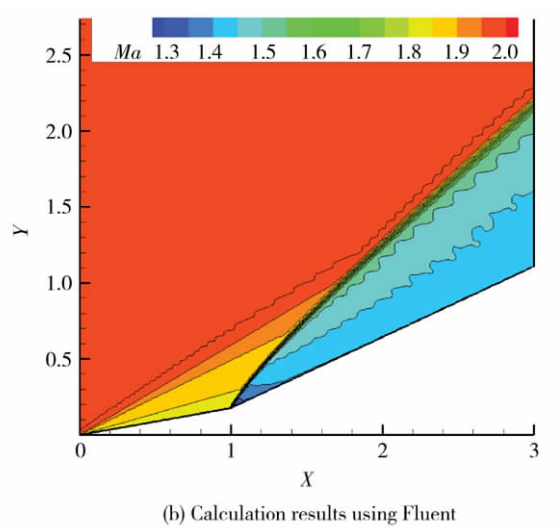
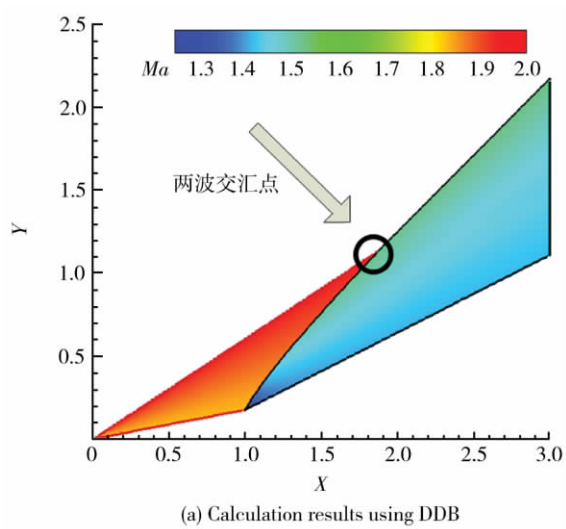


图 2 无黏流场结果对比

Fig. 2 Comparison of inviscid flow field results

2 双锥 Bump 型面设计

2.1 单/双锥压缩面波系匹配角分析

Bump 压缩面从本质上来说属于外压式进气道, 在设计双锥压缩面时, 合理选择 2 道锥面角度是决定其性能高低的关键, 因此在确定型面角度前有必要简略讨论多波系匹配理论^[16]. 对于具有多道斜激波、1 道正激波的多波系进气道, 其通过全部 n 道激波的总压恢复系数 σ_s 如式(1)所示, 关于该式的推导结果可以详见文献[16].

$$\sigma_s = \frac{p_n^*}{p_o^*} = \prod_{i=0}^{n-1} \frac{p_{i+1}^*}{p_i^*} \quad (1)$$

以多波匹配理论为优化基础, 采用 DDB 算法设计并计算了无黏条件下不同锥角双锥、单锥总

压恢复系数性能, 图 3 给出了单、双锥波角匹配性能特性. 图 3(a) 中横坐标为第 2 道锥的角度, 该图表示当第 1 道锥角固定时, 总压恢复系数随第 2 道锥角改变的变化规律. 图 3(b) 表示单锥总压恢复系数随锥角变化的关系. 对比图 3(a)、图 3(b) 可以看出, 单锥设计的 Bump 进气道在锥角接近 28° 时无黏总压恢复系数最高接近 0.92, 这是因为其一斜一正波系结构决定了其唇口处正激波前马赫数过高, 造成损失加大. 而双锥设计其总压恢复系数理论值在第 1 锥角为 20° 、第 2 道锥角接近 30° 时最高可达 0.96, 性能提升十分明显, 增加近 0.04.

2.2 设计思路及实例

Setp 1 设来流马赫数为 2.0, 利用 DDB 算

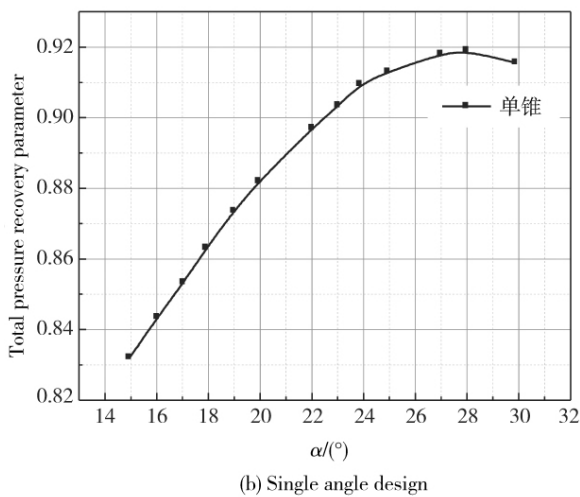
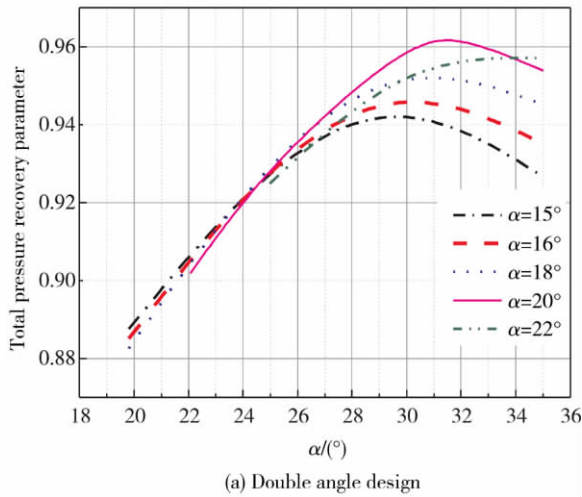
图 3 锥面波波系配置特性 ($Ma=2.0$)

Fig. 3 Matching characteristic of the cone wave system ($Ma=2.0$)

法可获得任意双锥生成体(如第 1、第 2 锥角分别为 10° 和 25°) 下的精确近似锥形流场和激波位置。

图 4 给出了第 1 道锥面长度为 1 的上述双锥生成体的轴对称面近似锥形流场。图 4 为双锥流场压力线分布图。从图中亦可清楚看出第 1 道锥具备典型锥形流特征,压力波由顶点发出,呈放射状向锥后传递信息。图 4 中两波交汇点是双锥 Bump 进气道外唇口的设计的约束条件,即外唇缘点的高度不能超过该点。理论上说若将外唇口设于此点,则此点为双锥 Bump 进气道三波交汇点。

Step 2 分别取前缘线高度为 $Y=0.3$ 和 $Y=0.5$,沿三维波面追踪流线,生成 Bump 压缩面模型,如图 5、图 6 所示。

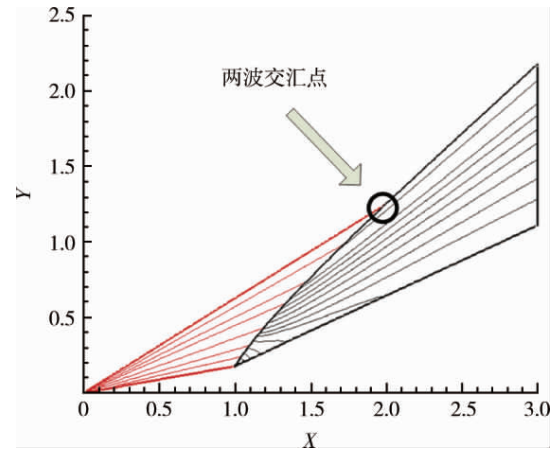


图 4 双锥压力等值线

Fig. 4 Iso-pressure contours of the bipyrmaid

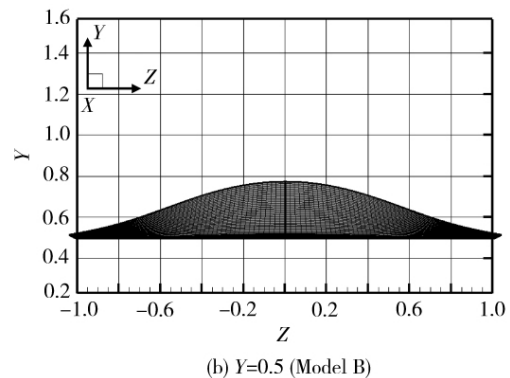
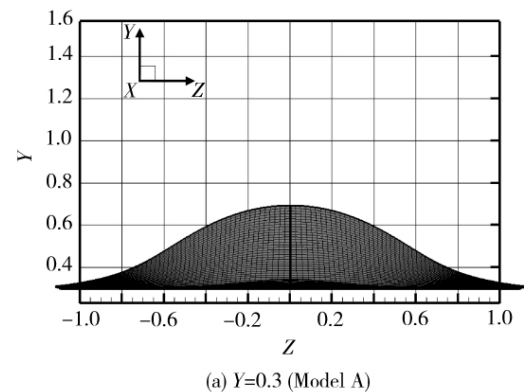


图 5 双锥流场生成的 2 种 Bump 正视图

Fig. 5 Frontispieces of the two Bump compression surfaces created by the bipyrmaid flow

从图 6 中可以看出三维 Bump 压缩面上存在明显的折线,位于黑色闭合曲线区域内。这是因为初始流场为双波系结构,故沿流线不总是等熵压缩过程,流线穿越第 2 道近似锥面波时再次压缩,并产生偏折。因此 Bump 压缩面不再是光滑的连续曲面,而是分段转折的曲面。需要进一步说明的是 Bump 压缩面第 2 道波正是从该折线位置产生

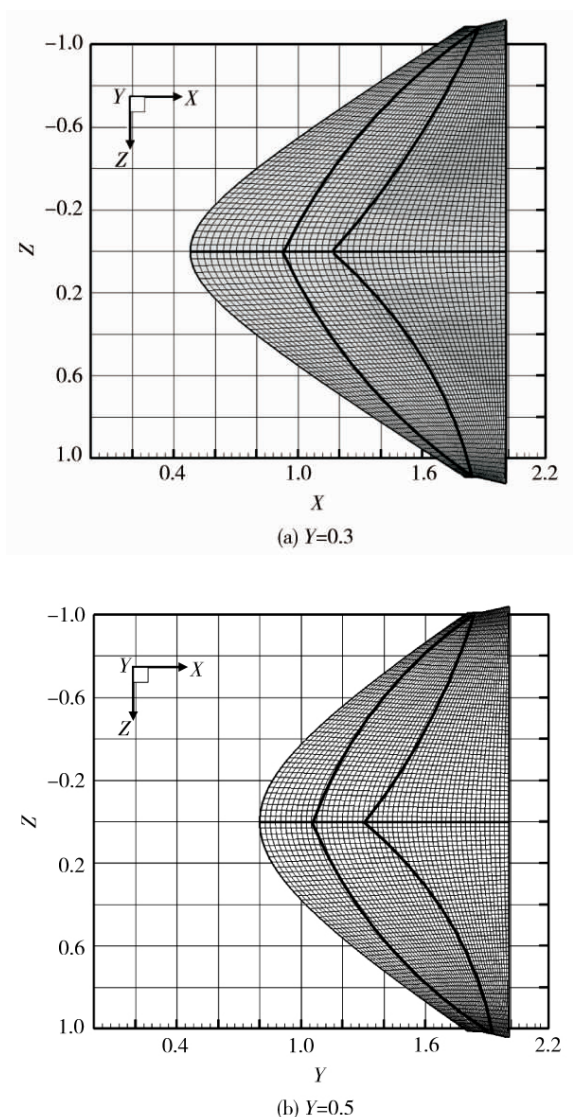


图6 双锥流场生成的2种Bump压缩面俯视图

Fig. 6 Planforms of the two Bump compression surfaces created by the bipyramid flow

的,气流经过第2道曲面激波后进一步被压缩,马赫数降低,从而有效减弱唇口前正激波强度及激波附面层干扰。

对比不同高度前缘线生成的Bump压缩面可以得出前缘高度对Bump压缩面的形状的影响,从图5、图6可看出在第1道锥长度一定的情况下,以三波交汇点长度截断Bump压缩面,则前缘线高度越低,生成的Bump总长度越大(起点前移所致)、Bump高度越高。

3 双锥Bump计算结果

根据2.1节所述,本文选取双锥模型设计角度分别为第1锥角为 20° ,第2锥角为 30° 。单锥模型的设计锥角选取压缩性能最好的 28° 。分别对

其进行黏性计算分析其气动特性。为方便分析性能,采用平面机身来代替真实机身。双锥凸包高度为0.226 m,长度为0.58 m,半宽度为0.324 m。唇口高度0.442 m,唇口为尖唇口设计。采用软件Fluent对其进行数值模拟,湍流模型选用 $k-\omega$ SST模型,近壁面网格满足该湍流模型的 y^+ 的要求。图7给出了2种Bump压缩面、平面机身以及唇口三维网格视图。对比图7(a)和图7(b)可以明显看出在交界处有1道压缩面折线。

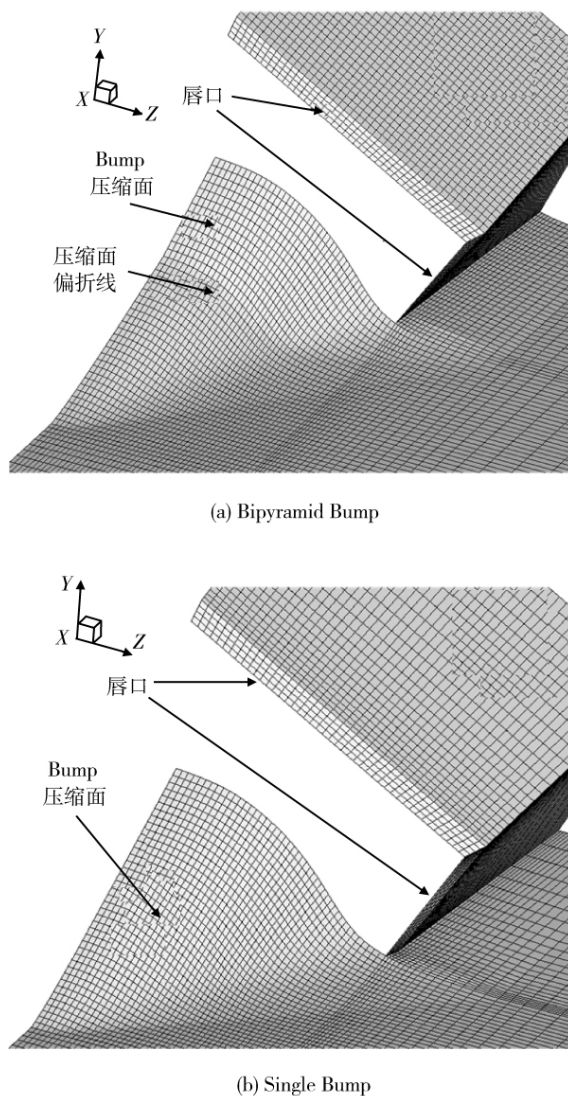


图7 不同Bump模型网格示意图

Fig. 7 Meshes of different Bumps

图8给出了2种Bump对称面上的马赫数分布等值线,图8(a)可以看到清晰的“二斜一正”的波系组织,在Bump前缘处产生1道三维锥面激波,随后在型面折线处产生第2道“近似锥面波”,最后于唇口前形成正激波。图8(b)存在“一斜一

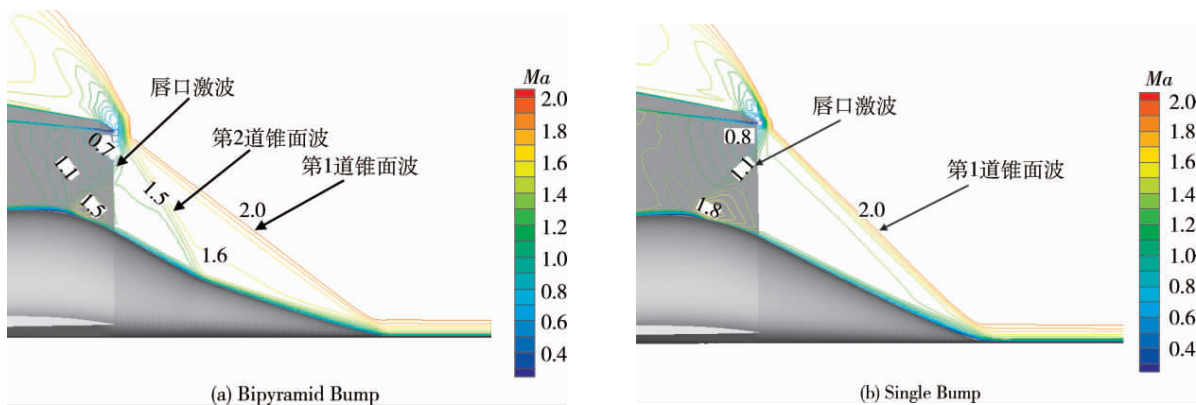


图 8 不同 Bump 模型对称面上马赫数云图

Fig. 8 Iso-Mach number contours on symmetry plane of bipyramid Bump and single Bump

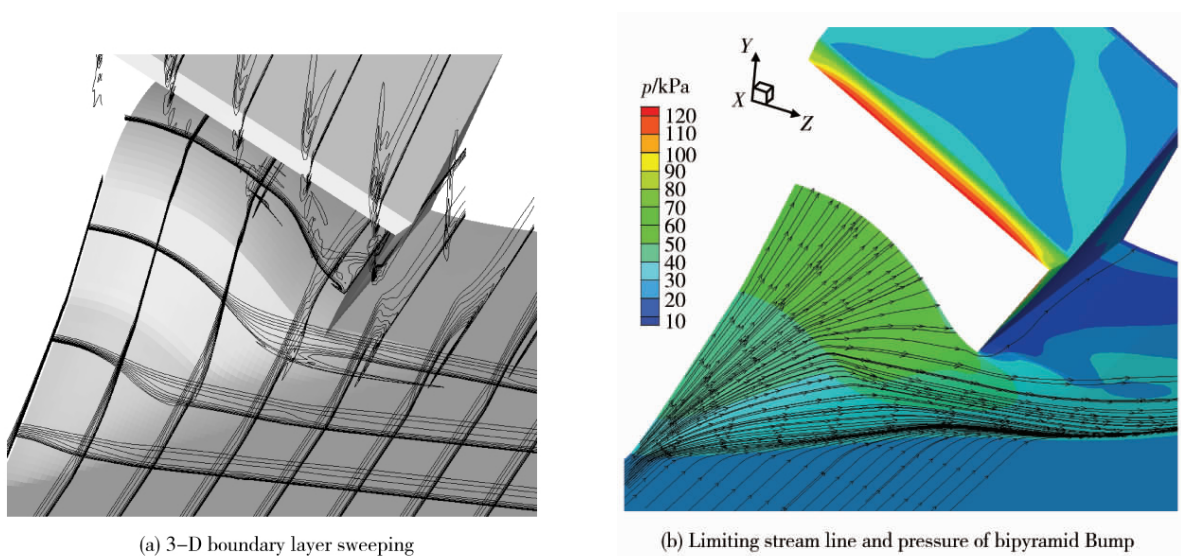


图 9 双锥 Bump 上的附面层特征

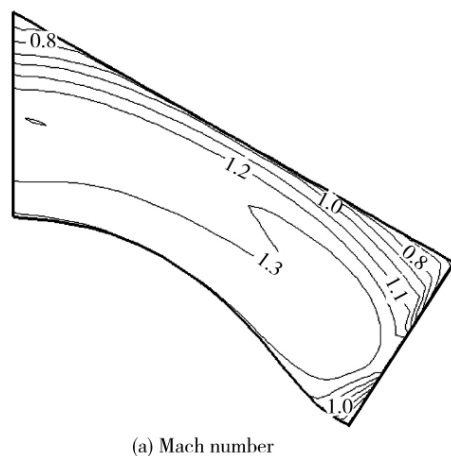
Fig. 9 Boundary layer characteristic on bipyramid Bump

正”的波系结构,导致唇口正激波前平均马赫数比双锥要高。

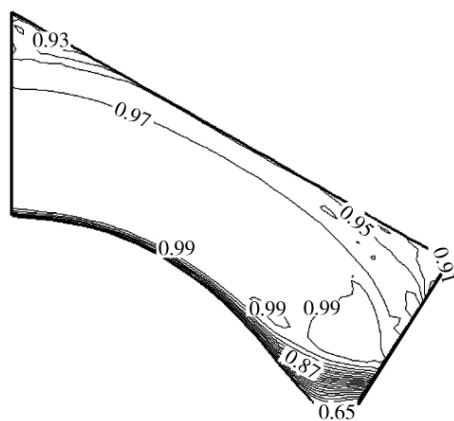
双锥 Bump 压缩面不仅压缩效率有明显提高,其附面层扫掠效果同样存在。图 9 通过涡量云图和 Bump 上的极限流线,展示了其附面层发展和扫掠的特征。从图 9(a) 可看出沿 Bump 展向,附面层向两侧扫掠并增厚;沿 Bump 流向,附面层增厚现象得到一定程度的抑制。可以明显地观察到附面层及低能流沿 Bump 型面折线方向在唇口外堆积, Bump 上的低能流得到了有效的扫掠。图 9(b) 中 Bump 压缩面及机身上的极限流线,也说明了同样的问题。

图 10 分别给出了单、双锥设计下的唇口处总压恢复系数及马赫数分布等值线图。双锥在唇口

处具备相对较低的马赫数及相对较高的总压恢复系数。原因是波系组织相对合理,经过外压缩后,



(a) Mach number



(b) Total pressure recovery contours

图 10 双锥 Bump 唇口处马赫数与总压恢复系数

Fig. 10 Iso-Mach number and total pressure recovery contours on lip plane of the bipyramid Bump

在唇口处流体的主流部分其激波损失很小,唇口右下方的近壁面处低能气流影响范围有限,故总压损失较低。

表 1 给出了在来流马赫数为 2.0 条件下唇口处总压恢复系数的黏性计算与无黏计算结果对比。该模型三维黏性计算结果为 0.955,仅比理论设计低不到 0.01,非常接近于理想最优设计;相比单锥设计,在三维黏性条件下双锥总压恢复系数可提高 0.04 左右。

表 1 总压恢复系数有黏/无黏结果对比

Table 1 Comparison of total pressure recovery contours of viscid and inviscid flows

方案	轴对称无黏结果	三维黏性结果
双锥 Bump	0.959	0.955
传统正圆锥 Bump	0.919	0.914

4 结 论

本文采用 DDB 算法反求待设计型面的激波位置,生成单、双锥 Bump 几何型面及唇口,运用 CFD 手段进行黏性计算,结论如下:

1) DDB 拟合算法可以精确求得多波系中激波型面位置,该方法在工程应用价值较大,可为 Bump 进气道压缩面的设计提供强有力工具。

2) 在来流马赫数为 2.0 的情况下,相对传统正圆锥设计,双锥 Bump 压缩面唇口处总压恢复系数提高约 0.04 左右,同时仍具备较强的附面层扫略能力;从流场结构来看,双锥压缩面前 1 道锥仍能保持典型锥形流的特点,后 1 道锥流场不再

与锥形流流场保持一致,单纯依赖传统设计方法无法得到此高性能压缩面。

参考文献:

- [1] Gridley M C, Cahill M J. ACIS air induction system trade study[R]. AIAA 1996-2646, 1996.
- [2] Gridley M C, Walker S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft[R]. ASME 96-GT-244, 1996.
- [3] McFarlan III J D. Joint strike fighter diverterless supersonic inlet [R]. Washing DC, US: National Press Club, 2000.
- [4] Ketter F C. Lockheed Martin joint strike fighter low risk STOVL propulsion system[R]. Washing DC, US: National Press Club, 1999.
- [5] 钟易成. 基于乘波理论的新型进气道设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
ZHONG Yicheng. The design research for innovatory inlets derived from waverides[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 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)
- [8] 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 air-craft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(4): 449-452. (in Chinese)
- [9] 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.
YANG Yingkai. The research of Bump inlet design and test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-338. (in Chinese)
- [10] 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, 26(3): 286-289.
LI Bo, LIANG Dewan. Numerical simulation and experiment of integral flow field of diverterless supersonic inlet/forebody[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 26(3): 286-289. (in Chinese)
- [11] Kim S D. Aerodynamic design of a supersonic inlet with a parametric Bump[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 198-202.
- [12] Lim S, Koh D H, Kim S D, et al. A computational study on the efficiency of boundary layer bleeding for the supersonic

- Bump type inlet[R]. AIAA 2009-34, 2009.
- [13] Kim S D, Song D J, Lim S. A numerical analysis on three-dimensional flow field in a supersonic Bump inlet[R]. AIAA 2007-689, 2007.
- [14] 吴晴, 钟易成, 余少志, 等. 基于 DDB 的二维/轴对称三波交汇流场数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(6): 683-688.
- WU Qing, ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, et al. Numerical simulation based on DDB fitting for 2D/axisymmetric triple shocks[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(6): 683-688. (in Chinese)
- [15] 吴晴, 钟易成, 胡骏, 等. 基于激波拟合与柔性壁的反设计数值方法研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(2): 234-239.
- WU Qing, ZHONG Yicheng, HU Jun, et al. Numerical method for shape inverse design based on shock-fitting and flex-wall[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(2): 234-239. (in Chinese)
- [16] Oswatish K. Pressure recovery in missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers)[R]. NACA TM1140, 1947.