

发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法

乔文友, 黄国平, 夏 晨, 汪明生

(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: 发展了一个可以在给定激波形状的条件下得到相应型面的逆特征线法, 解决了前人方法求解鲁棒性和精度差的问题。对于一个非均匀超声速来流下给定形状的激波, 该方法可求解出能生成该激波的气动型面及依赖域流场。数值校验表明: 在马赫数为 5 的来流条件下逆特征线法按给定的圆锥激波计算的圆锥形状(锥顶角)相对误差小于 0.5%; 通过两级轴对称激波的流场校验计算, 可精准地求解出对应于此流场的两级外压缩圆锥。应用该方法设计了 3 个气动问题的造型: 具有两级激波的 Bump 型面、马赫数为 4 的乘波前体以及乘波前体与进气道一体化造型。流场 CFD 计算结果显示这些造型设计效果良好, 说明该逆特征线法可为这些问题的提供了一种途径。

关 键 词: 特征线法; 反问题; Bump 型面; 乘波机; 进气道

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Development of inverse characteristic method for matching design of high-speed aircraft forebody/inlet

QIAO Wen-you, HUANG Guo-ping, XIA Chen, WANG Ming-sheng

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: In order to solve the problems of robustness and accuracy for the given shock's aerodynamic surface, a kind of inverse characteristic method was developed. This method could be used to generate the aerodynamic surface and dependent domain flow field for the given shock wave in a non-uniform upstream. Numerical verification indicated that the relative error of the cone shape (cone angle) gotten by inverse characteristic method was less than 0.5 %, when the conical shock was given at Mach number of 5; the calculations of two-stage axisymmetric shock showed that the two-stage compression cone corresponding to the flow field could be accurately acquired. Finally, three aerodynamic models were obtained with use of the method, including: Bump surface with two-stage shock wave and waverider forebody at Mach number of 4 and the integration of the wave precursor and inlet. The CFD calculation results show that these models are better designed and the inverse characteristic method proposed provides a way for aerodynamic design.

Key words: method of characteristic; inverse method; Bump surface; waverider; inlet

采用吸气式推进系统的高速(马赫数大于2或3)飞行器气动设计中,飞机前体与进气道的匹配设计是一个关键性问题.高速飞行器(尤其是高超声速)机体设计一个重要设计技术是乘波体方案,其在1959年Nonweiler提出^[1-2],具有较高的升阻比.由于飞行器前机身的作用常使得进气道口部气流流场非均匀,而目前几乎所有的进气道都是基于均匀来流设计,由此导致进气道口部激波形状与设计状态不符,使进气道的气动性能降低.另外,来流在高速飞行器钝化前缘作用下产生的熵层与附面层相互掺混形成很厚的前体低能流.进气道若吞入这层流体会直接影响其总压恢复、喘振裕度,甚至引起进气道不起动等.为使飞行器和推进系统更好匹配,飞行器前体设计应为进气道提供尽可能均匀的流场,进气道则应适应非均匀来流.从飞行器前体和进气道这两方面的设计来说目前的设计方法对于满足以上匹配要求都存在明显不足.

就乘波机而言,其传统生成方法是在基本流场上通过引导线发出流线组成.基本流场除圆锥绕流流场外还有倾斜圆锥绕流流场^[3-4]、椭圆锥绕流流场^[5]等,以及一些其他乘波体构形方法^[6].但这类方法获得的流场在进气道入口处的流场结构是被动得到的,不能直接确定,也就不能保证流场品质,在一体化设计时存在明显缺陷.为提高乘波机设计灵活性,Sobieczky等^[7-8]提出由激波生成物面的设计思想,但该方法在三维情况下鲁棒性存在明显不足,为此Sobieczky等^[9-10]又提出了吻切流的设计思想.不过吻切流方法是采用锥形流的基本流场“叠加”出所需的激波形状,最终得到的激波形状正问题计算时精度不高,仍然不能很好地解决乘波机与进气道的一体化问题.

进气道方面,进气道吞入飞行器前体产生的非均匀气流时,其口部激波必然无法完全贴口,从而影响其性能.为使进气道入口激波能在非均匀来流条件下很好贴口,需要以飞行器前体处流场作为进气道设计条件.此外,飞行器前缘钝化产生了很厚的前体低能流,其高度甚至占到进气道入口高度的50%以上^[11-12],此时采用附面层隔离前体低能流显然很不现实.为更好地实现与飞行器的一体化设计,可采用Bump型面排移前体低能流^[13-14].进气道入口形状的设计应尽可能与Bump表面流场相匹配,使进气道能够在非均匀来流条件下仍有较好的气动性能(使入口激波贴口等).

以上两方面的飞行器与进气道匹配设计问题可通过给定激波形状反求物面的气动反问题设计方法来解决.采用这类方法设计飞行器时可以控制进气道入口处流场参数,而给定进气道入口激波形状可在非均匀来流条件下得到产生该激波的进气道口部型面,在飞行器与进气道一体化设计上较为便利.

针对给定激波反求物面的问题,北航钱翼稷教授提出的逆特征线法可有效解决,但该算法的鲁棒性和精度受来流马赫数和计算步长等因素的影响^[15],文献^[16]则进一步证明这是由于极限曲面(limit surface)的限制引起.西北工业大学^[17-18]采用特征线法求解此类问题,并进行了多级激波问题的求解;虽然文献没有详细说明具体做法,但从其求解的控制方程可以看出给定激波的反问题求解方法与文献^[15]做法类似,从而必然也会带有如上的问题.本文按照给定激波形状反求物面的思路,发展了一种新的逆特征线法,可精确求解给定激波求取物面的反问题.与前人研究的逆特征线法^[15]相比,本文发展的逆特征线法鲁棒性和精度都有大幅提高,且避免了极限曲面对计算推进的限制.本文采用延长激波的方法结合逆特征线法处理了多级激波压缩问题,并应用该方法生成了具有两级圆锥激波的Bump压缩型面和乘波前体.此外,本文还以乘波机下表面流场作为来流条件设计了一个进气道,实现乘波机与进气道的一体化设计.

1 逆特征线法

1.1 逆特征线法原理及前人做法

传统特征线法求解是根据上游的已知点1和点2发出异簇特征线相交,并通过相应的相容方程确定特征线交点的所有参数.此时点1和点2参数互不影响.而当点2在点1的影响域内时(如图1(a)和图1(b)),这两点发出的异簇特征线在传播方向上互不相交,此时传统的特征线法已经无法求解下游的流场信息.在此须通过逆向延长点2的特征线与点1发出的异簇特征线相交,再进一步根据相容方程求出交点的流场参数,这就是逆特征线法求解的思想.

由图1(a)和图1(b)可知,逆向马赫线与流线相交得到点3的坐标,而逆向特征线与其相对应的另一条特征线相交得到点3',这两种求解方法则对应的不同的逆特征线法,下面将做详细分析.而根据点1和点2的位置差异可将逆特征线法分

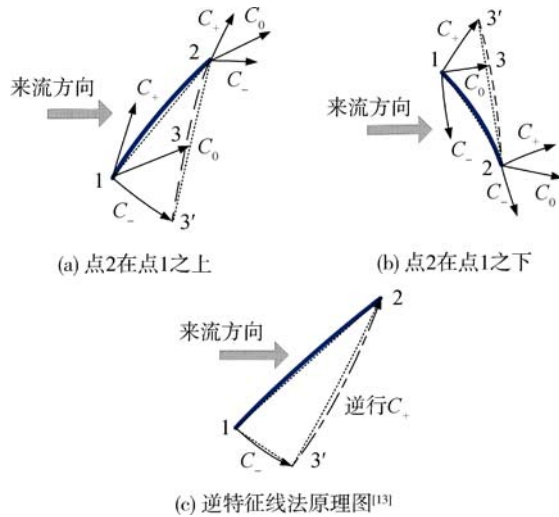


图1 逆特征线法原理图

Fig. 1 Inverse characteristic method schematic

为如图1(a)和图1(b)所示两种,在此为简化问题只对图1(a)的情况进行说明,图1(b)只需将图1(a)求解过程中的左右特征线相互对调即可,求解较为简便。

如图1(c),钱翼稷教授^[15]提出的逆特征线法求解的是逆行左特征线与右特征线交点3'的流场参数。其控制方程为定常、无黏、有旋轴对称流动方程(式(1)),该方程的特征线只有两条马赫线(式(2)),其相容方程如式(3)^[18]。

$$\left(1 - \frac{u^2}{a^2}\right) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} - \frac{2uv}{a^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y} + \left(1 - \frac{v^2}{a^2}\right) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} - \frac{1}{y} \frac{\partial \varphi}{\partial y} = -y^2 \frac{\partial \rho}{\partial R} [1 + (\gamma - 1) Ma^2] \frac{ds}{d\varphi} \quad (1)$$

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_{\pm} = \lambda_{\pm} = \tan(\theta \pm \alpha) \quad (2)$$

$$du + \tan(\theta \mp \alpha) dv + \frac{a^2}{a^2 - u^2} \frac{v}{y} dx \pm \frac{\sin^3 \mu \cos \alpha}{\cos^2 \theta - \sin^2 \alpha} \frac{dx}{(\gamma - 1) c_p} \left(\frac{ds}{dn}\right) = 0 \quad (3)$$

式中 φ 为势函数, s 为质量熵, c 为声速, $\lambda_{\pm}$ 为左/右行特征线的斜率, α 为马赫角, θ 为气流速度矢量角, “ $\pm$ ” 分别表示左行和右行特征线上的相容方程, c_p 为比定压热容, ds/dn 为熵梯度项。式(3)中最后一项为旋度项,求解该方程没有流线方程,需要补充熵梯度封闭方程。

文献[15]逆特征线法的求解过程是:点1发出右行特征线与点2发出的逆向左行特征线相交并用特征线方程(式(2))求出3'点初始坐标,进一步通过特征线上的相容方程(式(3))和熵梯度联立求解得到点3'的流场参数,最后再进行流场

校正步的计算直到满足精度要求为止。此方法最终得到一个由左行和逆向右行特征线组成的特征线网,流线需要从网中插值得到。然而该方法引入熵梯度信息增大了误差累积,且由于特征线推进的极限曲面问题,在马赫数较大误差累积更大,从而使算法稳定性降低^[15]。

1.2 本文逆特征线法原理

文献[15]的控制方程包含熵梯度信息,熵梯度的计算很容易引入较大的误差累积。而激波波后流场沿流线等熵,因此可用声速方程代替熵方程。此时逆特征线法的求解只需考虑流线和马赫线的信息,不需考虑熵梯度,且以流线作为计算域的边界可以避免特征线推进过程中的极限曲面问题,从而提高算法的鲁棒性和精度。

此时特征线方程除了马赫线(式(2))外还包括流线(式(4))^[19]

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_0 = \lambda_0 = \frac{u}{v} \quad (\text{流线}) \quad (4)$$

式中 λ_0 为流线气流偏转角斜率,沿特征线满足的相容方程如下:

$$\rho V dV + dp = 0 \quad (\text{沿流线}) \quad (5)$$

$$dp - a^2 d\rho = 0 \quad (\text{沿流线})$$

$$\frac{\sqrt{Ma^2 - 1}}{\rho V^2} dp_{\pm} \pm d\theta_{\pm} + \delta \left[\frac{\sin \theta dx_{\pm}}{y Ma \cos(\theta \pm \alpha)} \right] = 0 \quad (\text{沿马赫线}) \quad (6)$$

式(6)中 δ 为系数,当 $\delta=0$ 时为二维流动, $\delta=1$ 时为轴对称流动。由式(5)和式(6)可知,相容方程的物理含义是黎曼不变量沿特征线保持不变,且黎曼不变量与特征线的传播方向无关,这正是逆特征线法的物理基础。

与逆步进法类似,本文的逆特征线法求解原理如图2(a)所示。首先由1点发出的流线与2点发出的逆向左行特征线相交并联立式(2)和式(4)求出3点坐标。3点再发出逆向右行特征线与1点和2点连线相交确定出4点坐标和流场参数。最后联立通过3点的3条特征线上的相容方程(5)和式(6)组成的方程组确定出3点的流场参数。还可进一步通过校正法提高3点计算精度。此时本文的逆特征线法最终得到左行特征线和流线组成的特征线网,从而可以直接得到流线信息。另外,本文的逆特征线法推进应用到了3条特征线,且无需给定熵梯度信息,有利于提高算法的稳定性和精度。

对于给定激波的反问题求解过程如图2(b)

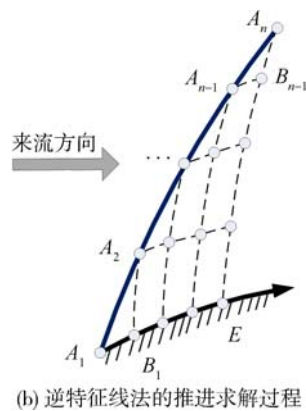
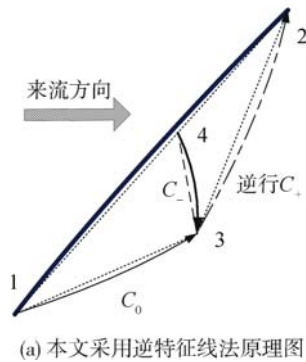


图2 本文逆特征线法计算推进求解过程

Fig. 2 Solving process of computing promotion with inverse characteristic method in this paper

所示,给定来流条件和激波形状 $A_1, \dots, A_n$, 首先通过 R-H(Rankine-Hugoniot) 条件确定激波边界上的参数,采用逆特征线法依次确定 $B_1, \dots, B_{n-1}$ 点坐标和流场参数,进一步推进计算直至 E 点为止. 整个逆特征线法最终得到一个由流线和左行特征波组成的特征线网. 由 A_1 经 B_1 , 沿此流线连接逐次求解得到的各边界点坐标,就获得一条可以形成给定激波 A_1 到 A_n 的无黏物面轮廓线.

总之,与文献[15]提出的方法不同,本文的计算方法无需给定熵梯度信息,且计算基于流线和马赫线进行,可从特征线网上直接得到流线,且流线作为计算域的边界. 计算精度不受来流马赫数和计算步长等因素的影响,算法稳定性和精度明显提高.

2 多级激波压缩问题

2.1 多级激波压缩问题的逆特征线法求解思路

进气道的设计中一般都采用多级激波预压缩方案以增加进气道外压缩性能并缩短进气道长度等,一般飞行器需要为进气道提供多级激波的预压缩前体. 进气道设计一般在均匀来流条件下进行,这就要求飞行器为进气道提供尽可能均匀的

流场. 而飞行器前机身一般不可能设计成较大的压缩平面,此时飞行器前机身处流场三维效应明显,一般很难提供均匀的流场. 在此情况下进气道与飞行器一体化匹配时性能势必降低,为此有必要研究多级激波压缩问题. 本文发展的逆特征线法可以处理非均匀来流条件下的型面反设计问题,这种能力对提高飞行器与进气道的一体化设计技术非常有利.

为简化问题在此以两级激波压缩为例:如图3,已知激波 AD 和激波 CD 形状和来流条件,求这两级激波相应的物面及其波后依赖域流场参数. 激波 AD 上的参数由来流条件和 R-H 条件得到,然后通过逆特征线法确定其相应的物面形状 AB 和右行马赫线边界 BD. 由激波角与马赫角的关系可知,第2级激波 CD 必在马赫线 BD 下游. 区域 BCD 上的参数由马赫线 BD 和边界 BC 的参数确定. 而边界 BC 未知,因此无法确定区域 BCD 内部参数,进而无法确定激波 CD 的波前参数. 由此可知多级激波压缩问题的求解条件欠定. 解决此问题有两个途径.

1) 方法 1: 补充边界 BC 形状,采用特征线法求解出未知区域 BCD 内流场,进而确定出激波 CD 的波前参数,最后采用逆特征线法求解激波 CD 的依赖域及其边界.

2) 方法 2: 如图 3, 延长激波 AD 至 E 点,并给定其来流条件,应用逆特征线法求解激波 AE 的依赖域 AFE (该区域包含未知区域 BCD),从而可以进一步确定出激波 CD 的波前参数,最后采用逆特征线法求出激波 CD 的依赖域及其边界.

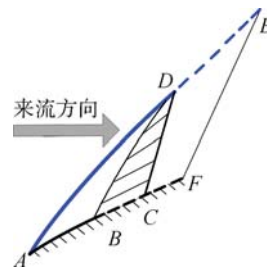


图3 延长激波方法的原理

Fig. 3 Principles of extending shock wave

方法 1 需要给定边界形状 BC, 但是这个方法确定的是物面形状,它对下游流场的影响(如图3中激波 DE 的形状和强度)不能在设计中直接反映. 而方法 2 是给定下游流场特征(如设定激波 DE 为直线,且斜率等于 D 点的激波斜率)来反求

物面,便于控制流场品质;此外,该方法可以通过本文发展的逆特征线法程序完全实现,不需要重新开发代码,从而可以简化问题的复杂度.因此,在本文发展的逆特征线法选择了方法2.

由前面的分析可知,应用逆特征线法得到的多级激波流场与来流条件均匀性无关;对于两级激波压缩问题,第2级激波形状不受延长段激波形状的影响.本文发展的逆特征线法可方便地应用于具有多级激波压缩的飞行器前体/进气道一体化设计.

2.2 多级激波压缩问题的逆特征线法求解步骤

根据2.1节的说明,通过延长激波的方法,并应用逆特征线法求解多级激波压缩问题.在此进一步说明该方法的求解步骤(如图4所示).

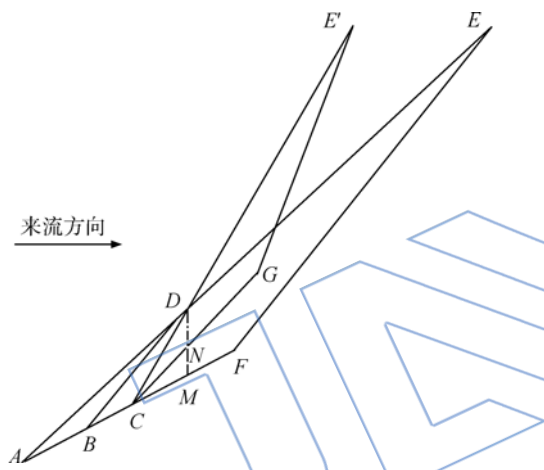


图4 多级激波问题求解原理

Fig. 4 Multi-level shock wave problem solving principle

1) 由激波点A和点D估算M点大概位置,延长激波AD至E点并求解区域AEF内流场,DE长度应确保F点在M点下游.

2) 采用逆特征线法求解激波AE波后依赖域AEF的流场和及其可产生该激波的边界形状.

3) 根据激波CD形状和区域AEF内流场确定激波CD波前流场参数,并进一步根据激波CD波前参数进行迭代重复步骤1),2)直至最后一道激波为止.

4) 处理各级延长激波相应的边界,除去该边界上与下一级激波交点之后的部分,最后一道激波边界到线段DM处截止(如图4所示,DM为与来流方向垂直的线段,点M为DM与流线AF的交点)处截止.依次连接处理过后的边界ABC-MNG,得到产生给定多级激波的边界形状.

3 逆特征线法机两级激波数值校验

3.1 逆特征线法数值校验

为检验本文发展的逆特征线法的准确性,首先对其进行数值检验.圆锥绕流流场由于其激波等强,而波后参数为非均匀,且可以通过Taylor-Maccoll方程^[20]得到精确解,因此可将其作为逆特征线法的校验标准.将来流马赫数为2,40°圆锥角产生的激波作为初始条件,激波网格点数为50,应用逆特征线法求解结果如图5所示.求解得到圆锥半顶角为20.08°,相对误差为0.39%.由图5可以看出逆特征线法在圆锥顶点处求解误差较大,这主要是由于顶点为圆锥绕流奇点,该点参数不确定引起.求解过程中可加密网格减小奇点对解精度的影响.

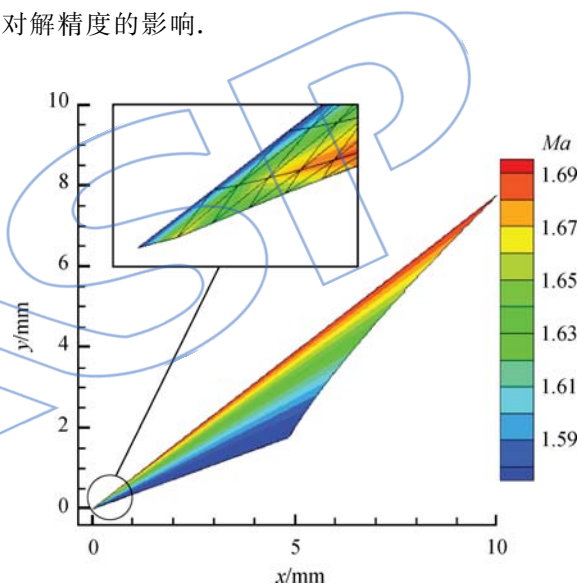


图5 来流马赫数为2时,应用逆特征线法求得的64.86°圆锥角激波依赖域马赫数云图

Fig. 5 Mach number contours of 64.86° conical shock's dependent domain obtained with the inverse characteristic method at Mach number 2

将来流马赫数分别为2,5和7时,经过40°圆锥角产生的激波作为初始条件,采用逆特征线法在不同的网格点数下求出产生该激波的圆锥母线(表1为求得的圆锥母线与已知条件的相对误差).由表1可知,本文逆特征线法求得的误差随着网格数和马赫数的升高而降低.相对误差的降低与网格加密程度几乎是等比例变化,这主要是由于网格加密后各网格点的影响区域同比例降低,同比例提高了程序的计算精度;其次,当马赫数升高时方程的双曲型特征增强,网格节点的马赫角降低,计算域减小,相当于增加了区域内网格

密度,从而计算精度提高.由此可以看出本文的逆特征线法相对于文献[15]有更好的鲁棒性和精度.

表1 在给定的圆锥激波下,应用逆特征线法得到的圆锥角在马赫数为2,5和7时的相对误差

Table 1 Relative errors of the cone angle obtained with the inverse characteristic method at Mach number 2, 5 and 7 for the given conical shock

网格点数	$Ma=2$	$Ma=5$	$Ma=7$
50	3.95×10^{-3}	2.85×10^{-4}	1.42×10^{-4}
150	1.34×10^{-3}	1.05×10^{-4}	5.43×10^{-5}
300	6.77×10^{-4}	5.37×10^{-5}	2.72×10^{-5}

3.2 两级激波数值校验

在工程应用中,进气道及其前体大都采用多级激波压缩设计.如果可以给定多级激波形状并确定相应的物面形状和波后流场,会给飞行器和进气道设计会带来很大的灵活性.在此应用逆特征线法计算具有两级激波压缩的轴对称流场,进一步通过CFD来验证本文算法的正确性.

给定来流马赫数为3,两级压缩激波形状分别为与来流呈 25° 和 40° 夹角的直线,延长第1道激波并采用逆特征线法计算得到两级激波波后流场及其相应的物面形状.将两级激波对应的物面形状进行CFD正问题计算,采用Fluent软件进行无黏轴对称计算,网格量为36350,计算结果如图6所示.由图6可知,两者形状基本重合,从而验证了本文算法在多级激波压缩问题上的正确性.由圆锥绕流流场特点可知第2道激波波前流场非均匀,从图6的结果可以看出逆特征线法在

来流非均匀的条件下依然可以很好地得到满足给定激波形状的物面,进一步还可说明本文的逆特征线法还可非均匀来流条件下给定曲线激波反求物面时也能得到较好的效果.这对进气道与飞行器的一体化设计提供很多便利.

4 应用逆特征线法进行典型高速气动型面的反问题设计

为检验本文发展的逆特征线法的应用效果,在此应用该方法分别设计了两级激波的Bump型面和乘波机,以及乘波前体与进气道的一体化造型,通过数值模拟计算其气动性能.所有数值计算均采用商业软件Fluent进行,选择可实现 $k-\epsilon$ 湍流模型,气体动力学参数采用多项式拟合处理,近壁处采用增强型壁面函数处理方法.两级激波的Bump型面采用非结构网格,其余采用结构网格,壁面网格确保 y^+ 在10以内.

4.1 两级激波压缩Bump型面设计技术

在高马赫数来流条件下进气道上唇口与机身距离较短,此时不宜采用附面层隔道排移前体低能流,而Bump进气道对排移前体低能流有很好的效果,且有利于飞行器/进气道一体化设计^[21].文献[22]指出,在来流马赫数为1.8~2.0的条件下,基于两级激波的Bump型面设计进气道较单级激波具有更高的气动性能.文献[22]应用运动边界的反问题设计方法得到满足壁面压力分布的具有两级激波的Bump型面和激波形状.但是该方法无法得到满足激波形状的Bump型面,只能被动设计与Bump型面相匹配的进气道入口形状,从而限制了其应用范围.在此本文应用延长激波的方法结合逆特征线法设计了一个具有两级激波的Bump型面.

给定两级激波形状分别为与来流呈 27.38° 和 43.42° 夹角的直线,采用逆特征线法生成轴对称的基本流场,然后从引导线开始进行流线追踪生成Bump型面.无黏计算中,在Bump型面前方设置超声入口边界,两侧和上方设为远场边界,下游设置为超声出口.有黏计算,在Bump前方约300mm处设置直径为1mm的钝化前缘.在海拔为25km高空,飞行马赫数为3的来流条件下对Bump型面进行无黏和有黏的计算.

由无黏计算结果发现(图7(a)所示),两级激波在Bump型面末端相交,与给定激波形状吻合良好,由此可以证明本文逆特征线法的准确性.有黏计算结果如图7(b)所示,物面上的极限流线在

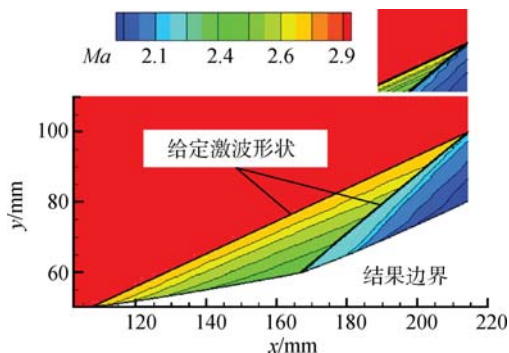
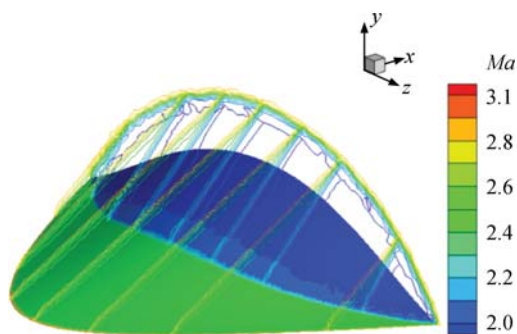


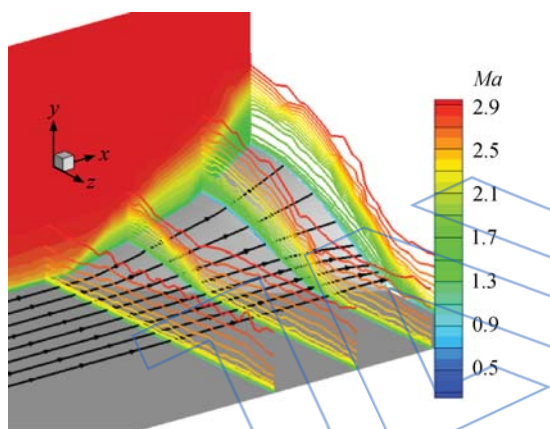
图6 逆特征线法计算给定的两级激波与CFD结果对比

Fig. 6 Comparison between the two-stage shock given by inverse characteristic method and CFD results

Bump 型面末端位置处已基本被排挤到两侧,且末端位置处马赫数云图均匀性也较好,这说明经钝化前缘和平板产生的低能流在 Bump 型面末端处已基本被排移到两侧.由此可知本文发展的逆特征线法对排移前体低能流的 Bump 型面设计非常有效.



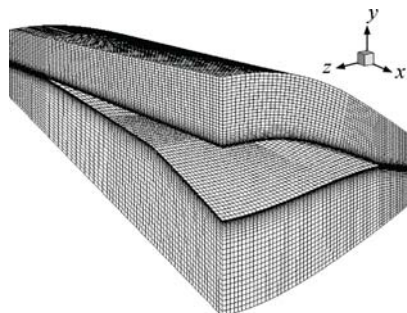
(a) 两级激波Bump型面无黏计算马赫数云图



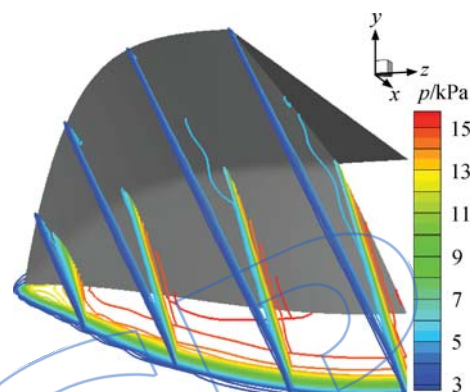
(b) 两级激波的Bump型面有黏计算等 x 截面和中心

图7 两级激波的Bump型面数值模拟结果

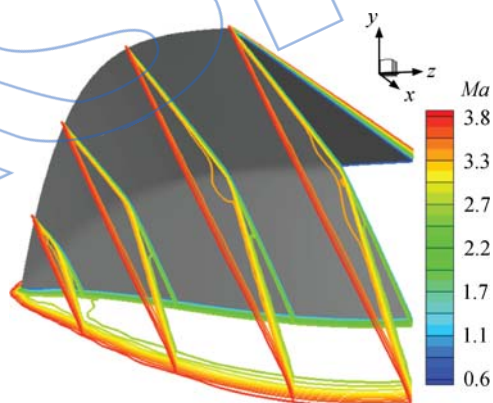
Fig. 7 Numerical simulation results of two-stage shock wave Bump-face



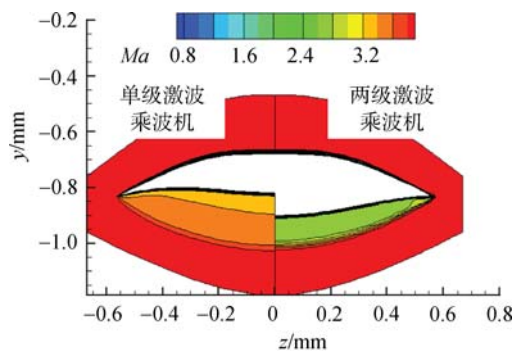
(a) 两级激波乘波机计算网格



(b) 乘波机有黏计算的等 z 截面和出口压力云图



(c) 乘波机有黏计算的等 z 截面和处看马赫数云图



(d) 单级激波(左)和多级激波(右)乘波机黏性计算出口压力分布云图

4.2 两级激波锥型流的乘波前体设计技术

乘波机飞行器下表面不但为飞行器提供升力,还可作为进气道的预压缩面以提高进气道的外压缩性能.本文给定两级激波形状采用逆特征线法得到两级激波的轴对称流场,并应用文献[23]的引导线方程进行流线追踪生成乘波前体型面.给定两级激波形状分别为与来流呈 20° 和 35° 夹角的直线,来流条件为海拔为25 km,飞行马赫数为4,计算网格如图8(a)所示,远场尺寸设置以不受乘波前体表面流场干扰为准.

如图8(b)和图8(c)所示,除了乘波前体下游前缘处很小一部分气流由于黏性作用溢至上表面外,大部分气流都被激波封在下表面,基本上实现乘波.图8(d)则说明,与只有第1级激波的乘

图8 两级激波乘波前体有黏和无黏计算结果
Fig. 8 Viscous and inviscid calculations for two-stage shock wave waverider forebody

波机相比,有黏条件下第2级激波与第1级激波也刚好在末端位置处相交,与无黏设计给定激波形状基本吻合,从而验证本文发展的逆特征线法结合延长激波技术的正确性。

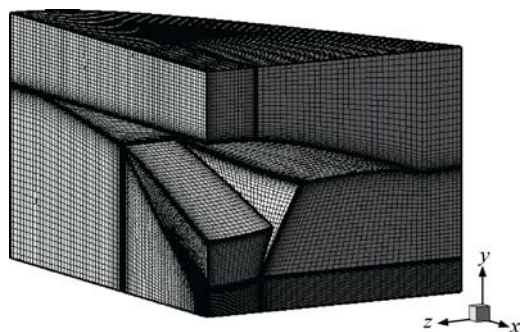
采用文献[17]的统计方法发现,乘波前体末端激波封住区域总压恢复系数为0.812,马赫数畸变为0.0104,平均马赫数为2.476。由此可知,采用本文的反问题方法设计的乘波前体可以为进气道提供均匀性足够好的压缩流场。由此可知,本文设计的两级激波的乘波前体不但可以为进气道入口提供较好品质的流场,而且还较好地与飞行器机体实现一体化设计,从而进一步说明本文方法可以较好地进行飞行器/进气道的一体化设计。

4.3 乘波机/进气道一体化设计

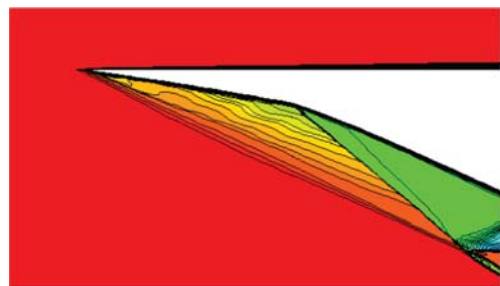
由于乘波机下表面的曲面激波对来流进行三维压缩使得进气道入口位置气流非均匀,从而影响进气道的气动性能。为使进气道的设计与乘波机相匹配,应将乘波机下表面的非均匀流场作为进气道设计的来流条件。而传统的进气道设计方法以均匀来流作为设计条件,在非均匀来流条件下由于无法保证激波贴口而影响流量捕获和起动力等。为解决这个问题,本文应用逆特征线法对乘波机进行了初步的一体化设计。乘波机中剖面上激波形状如式(7)。

$$y = 0.01873x^3 - 0.09552x^2 + 0.6248x \quad (7)$$

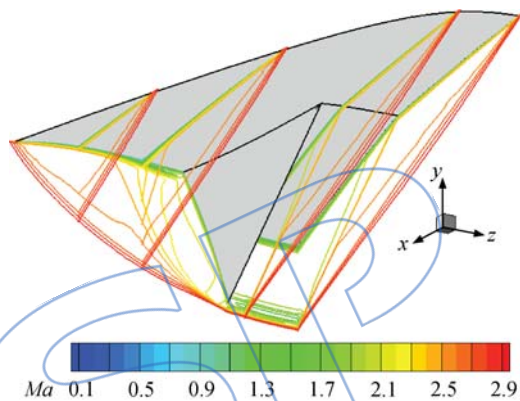
进气道入口采用直线激波,与乘波机来流方向呈 40° 夹角。飞行高度为25 km高空,飞行马赫数为4。计算网格如图9(a)所示。如图9(b)所示,在乘波机中剖面上进气道入口激波在非均匀来流条件下与预先给定的激波形状一致。由图9(c)和图9(d)可知,应用本文发展的逆特征线法设计的进气道入口激波完全贴口,较好地实现了与乘波机的匹配。进一步说明本文的逆特征线法完全可以应用于乘波机与进气道的一体化设计。



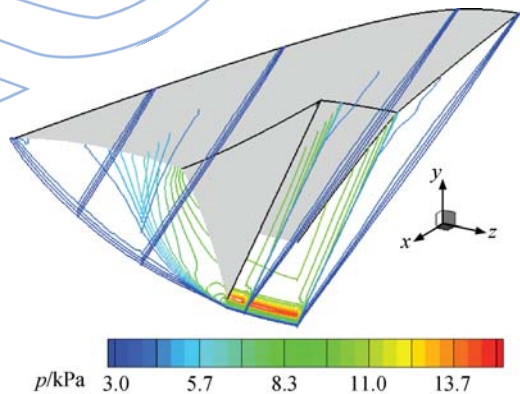
(a) 乘波机/进气道数值模拟网格



(b) 中心截面马赫数云图



(c) 乘波机/进气道等x截面马赫数云图



(d) 乘波机/进气道等x截面压力云图

图9 乘波机与进气道一体化设计

Fig. 9 Integration design for waverider and inlet

5 结果与展望

本文得出的结论如下:

1) 通过延长激波的方法解决多级激波压缩问题。在此基础上发展了具有两级激波的 Bump 型面和乘波机,数值模拟结果表明该方法在这两种情况下的应用效果良好。

2) 由给定两级压缩的轴对称流场的逆特征线法可以看出,该算法依然可以较好地计算非均匀来流情况下给定激波形状的波后流场,从而为

进气道设计以及飞行器/进气道匹配提供了一个新型的思路。

3) 本文的逆特征线法只需通过简单变换还可求解轴对称内收缩激波相应的物面,从而扩展到三维内收缩进气道设计中,应用前景较为广泛。

4) 本文的逆特征线法目前只局限于二维和轴对称两种情况,由此设计的乘波机和进气道也只局限于轴对称情况。设计方法灵活性依然不高,还有待于发展三维情况下的给定激波形状反求物面的反问题算法。

参考文献:

- [1] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(9): 521-528.
- [2] Nonweiler T R F. Delta wing shapes amenable to exact shock-wave theory[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67: 39-40.
- [3] Rasmussen M L, Jischke M C, Daniel D C. Experimental forces and moments on cone-derived waveriders for $M_\infty = 3$ to 5[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(6): 592-598.
- [4] Cockrell C E Jr, Huebner L D, Finley D B. Aerodynamic characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations[R]. NASA-TP-3559, 1996.
- [5] Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5): 537-545.
- [6] 赵桂林, 胡亮, 闻洁, 等. 乘波构型和乘波飞行器研究综述[J]. 力学进展, 2003, 33(3): 357-374.
ZHAO Guilin, HU Liang, WEN Jie, et al. An overview of the research on waveriders and waverider-derived hypersonic vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(3): 357-374. (in Chinese)
- [7] Jones K D, Center K B. Waverider design methods for non-conical shock geometries[R]. AIAA 2002-3204, 2002.
- [8] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves[R]. Maryland: First International Waverider Symposium, 1990.
- [9] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K D, et al. Analysis of hypersonic waverider forebodies with inlets[C]//Proceedings of the International Aerospace Congress 1991. Melbourne Australia: [s. n.], 1991: 402-417.
- [10] Sobieczky H, Zores B, WANG Zhuo, et al. High speed flow design using the theory of osculating cones and axisymmetric flows[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12(1): 1-8.
- [11] Johnson C B, Lawing P L. Mach 6 flowfield survey at the engine inlet of a research airplane[J]. Journal of Aircraft, 1977, 14(4): 412-414.
- [12] Lawing P L, Johnson C B. Inlet boundary-layer shapes on four aircraft forebodies at Mach 6[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(1): 62-63.
- [13] Gridley M C, Walker S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft[R]. ASME Paper 96-GT-244, 1996.
- [14] Gridley M C, Cahill M J. ACIS air induction system trade study[R]. AIAA-96-2646, 1996.
- [15] 钱翼稷. 超音速轴对称有旋流特征线法的计算程序[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(4): 454-459.
QIAN Yiji. Computer program of supersonic axisymmetric rotational characteristic method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(4): 454-459. (in Chinese)
- [16] Jones K D. A new inverse method for generating high-speed aerodynamic flows with application to waverider design[D]. Colorado: University of Colorado, 1993.
- [17] 肖洪, 吴丁毅, 刘振侠, 等. 乘波构型前体/进气道一体化构型设计与性能研究[EB/OL]. [2006-10-10]. <http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/200610-79>.
- [18] 薛倩. 乘波机/进气道构型设计与优化[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
XUE Qian. Waverider/inlet configuration design and optimization[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [19] 左克罗 M J, 霍夫曼 J D. 气体动力学[M]. 魏叔如, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [20] Maccoll J W. The conical shock wave formed by a cone moving at a high speed[J]. Mathematical and Physical Sciences, 1937, 159(898): 459-472.
- [21] 徐德康. 洛克希德·马丁何以赢得 JSF 合同? [J]. 国际航空, 2001(12): 16-19.
XU Dekang. Why can Lockheed Martin win JSF contract? [J]. International Aviation, 2001(12): 16-19. (in Chinese)
- [22] 吴晴. Bump 进气道设计中的关键技术研究: 凸包压缩面设计与反设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WU Qing. Research on key technology for bump inlet design: bump design & inverse design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [23] 陈小庆. 高速乘波飞行器气动布局设计研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
CHEN Xiaoqing. Research on aerodynamic design for hypersonic waverider vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)