

基于 Busemann 压升规律的可控消波内转基准流场设计

何家祥^{1,2}, 金东海^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 通过将经典 Busemann 设计方法和特征线反设计方法相结合, 实现了对基准 Busemann 流场的气动截短, 构建了一种具有基准 Busemann 流场截短压升规律的可控消波内转基准流场。通过数值模拟对可控消波内转基准流场及其追踪得到的“糖勺”型进气道进行了无黏验证分析。结果表明: 特征线和 CFD 计算结果相吻合, 可控消波内转基准流场设计合理可行。该基准流场继承了 Busemann 设计方法的高效压缩特性, 且反射激波得到有效控制, 基本实现消波, 性能优于传统的截短 Busemann 流场。在设计点马赫数为 7 条件下, 喉部截面参数均匀, 增压比为 18.32, 总压恢复系数为 0.878, 压缩效率为 0.936, 隔离段内几乎无损失, 出口气流匀直, 气流角均在 $\pm 0.4^\circ$ 以内。流线追踪得到的“糖勺”型进气道出口形状更加饱满, 流动特征与可控消波内转基准流场基本一致。

关 键 词: 高超声速; Busemann 进气道; 内转进气道; 基准流场; 反设计; 特征线

中图分类号: V235

文献标志码: A

Busemann pressure rise distribution based design of inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves

HE Jia-xiang^{1,2}, JIN Dong-hai^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: An inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves was proposed based on Busemann pressure rise distribution by combining the method of Busemann design and method of characteristics. By this method, the aerodynamic truncation of the basic Busemann flowfield was realized. Then the inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves and a streamline traced sugar-scoop inlet were numerically simulated by inviscid CFD. The results show that the flowfield results solved by method of characteristics agree well with CFD, indicating that the inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves is reasonable and feasible. It inherits the high compression efficiency of Busemann design and keeps the reflected shock waves under control, and the shock cancellation is almost achieved, so it performs better than the classical truncated Busemann inlet. At the design point of Mach number 7, the flow parameters of

收稿日期: 2015-09-25

基金项目: 国家自然科学基金(51006005, 51236001); 北京市自然科学基金(3151002)

作者简介: 何家祥(1989—), 男, 硕士生, 主要从事高超声速推进技术研究。

引用格式: 何家祥, 金东海. 基于 Busemann 压升规律的可控消波内转基准流场设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1168-1175. HE Jiaxiang, JIN Donghai. Busemann pressure rise distribution based design of inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1168-1175.

throat section are uniform, with a pressure ratio of 18.32, a total pressure recovery coefficient of 0.878 and a compression efficiency of 0.936. There is almost no reduction of total pressure in isolator. The outflow is straight and uniform and the flow angle deviation is all within ± 0.4 degree. The traced sugar-scoop inlet has a more circle-like outlet and inherits the characteristics of inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves.

Key words: hypersonic; Busemann inlet; inward turning inlet; basic flowfield; inverse design; method of characteristics

以 X-43A 和 X-51A 为代表的高超声速飞行器的成功试飞,极大地鼓舞了人们对于发展高超声速推进技术的信心.2013 年美国洛克希德马丁公司相继提出高超声速打击武器方案(HSSW)和高超声速侦察打击一体化 SR-72 方案.超燃冲压发动机作为高超声速飞行器最具潜力的动力装置,其核心部件高超声速进气道的设计是技术突破的重点和难点.

2000 年 Van Wie 在总结过去 40 年超燃冲压发动机进气道的发展中指出:高超声速进气道的设计目的在于以最小的结构质量实现高效压缩且不产生大的阻力,并且保证进入燃烧室的气流尽可能的均匀,同时能够在宽广的工作范围内维持这样的特性^[1].三维内转进气道^[2]具有压缩效率高、设计灵活、便于一体化设计等特点,使其优于传统的二维、侧压式以及轴对称进气道,进而成为当前研究的重点.内转进气道的性能主要取决于基准流场,而目前比较有代表性的基准流场有:基准 Busemann 流场^[3]、倒置等熵喷管流场^[4]、直/曲母锥形流场^[5]和压升/马赫数规律可控的基准流场^[6-7]等.其中基准 Busemann 流场采用等熵压缩波和一道弱的结尾锥形激波进行压缩,具有较高的压缩效率.1966 年 Mölder 将其应用到高超声速进气道的设计当中,并给出求解方法^[8].随后,包括 Van Wei 等^[9]、Billig 等^[10]、Tarn 等^[11]等众多学者围绕着 Busemann 进气道的截短、启动问题、黏性修正以及流线追踪和截面渐变设计等方面开展了深入研究^[12-15],为内转进气道的设计积累了宝贵的经验.

然而,由于基准 Busemann 流场设计方法的局限性,使其存在一些难以克服的问题,尤其是将基准 Busemann 进气道进行截短后,基准流场的结构形式被改变,激波无法控制.而基于有旋特征线方法的基准流场设计具有很强的灵活性,通过反设计可以对壁面压力/马赫数等参数分布、反射激波的强度等进行控制,并可以进行消波设计^[16-18],但是反设计问题中控制参数的

给定方法难以把握,有待进一步研究和相关数据的支持.

本文提出一种基于基准 Busemann 流场压升规律的可控消波内转基准流场,利用特征线方法实现对基准 Busemann 流场的气动截短,继承其高效压缩特性的同时通过变中心体设计实现对反射激波的有效控制,并采用数值模拟方法对设计的可控消波内转基准流场进行验证.

1 Busemann 压升规律

基准 Busemann 流场的结构形式如图 1 所示,通过聚焦于一点的马赫波系和一道锥形激波进行压缩,其控制方程由极坐标下的 Taylor-Maccoll 方程(式(1))、无旋条件(式(2))和理想气体斜激波关系式构成.

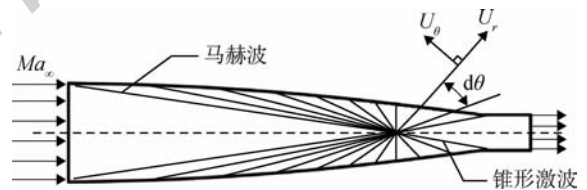


图 1 基准 Busemann 流场
Fig. 1 Basic Busemann flowfield

$$\frac{\gamma-1}{2}(1-U_r^2-U_\theta^2)\left(2U_r+U_\theta\cot\theta+\frac{dU_\theta}{d\theta}\right)-\left(\frac{dU_\theta}{d\theta}\right)^2\left(U_r+\frac{dU_\theta}{d\theta}\right)=0 \tag{1}$$

$$U_\theta=\frac{dU_r}{d\theta} \tag{2}$$

式中 r, θ 分别为极坐标系下的径向和角速度方向; γ 为比热比; U_r, U_θ 为沿径向和角速度方向的分速度.

在无黏情况下,因为最后一道弱的锥形激波是流场中唯一的流动损失来源,所以基准 Busemann 流场具有很高的压缩效率.但基准 Busemann 进气道的等熵压缩面过长,必须进行截短处理,通过舍弃前端缓慢的压缩过程缩短进气道长度.然而,经过截短的 Busemann 进气道由

于前缘激波的出现以及激波和壁面压缩的不匹配造成流场结构的本质变化. 本文以设计马赫数为 7, 收缩比为 7 的 Busemann 进气道为例, 进气道前缘压缩角为 5°截短前后的流场情况进行对比.

图 2 给出了 Busemann 进气道截短前后压力分布情况. 通过对比不难发现, 截短使得原有的马赫波聚焦和肩点消波的流场结构不复存在, 截短前后流场差异很大. 图 3 则对比了壁面压力的分布情况(图中壁面压力 p 用入口压力 p_0 进行无量纲化), 两者的压升规律也有实质性的差别, 截短后的进气道压力梯度要小于基准进气道, 而且经截短处理后进气道的增压比会有明显的下降.

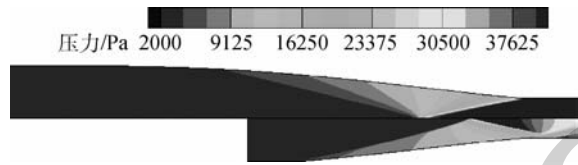


图 2 截短 Busemann 流场

Fig. 2 Truncated Busemann flowfield

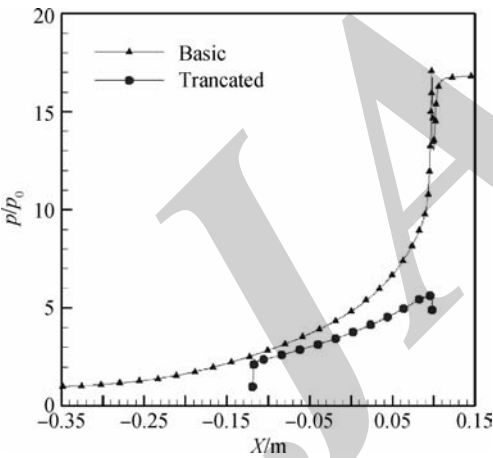


图 3 基准 Busemann 流场截短前后壁面压升规律对比

Fig. 3 Comparison of wall pressure rise distribution between basic and truncated Busemann flowfields

通过上述的分析可知, 传统形式的截短只是一种工程化的处理方法, 无法从气动上继承基准 Busemann 流场的设计思想.

内转进气道的压升规律一定程度上决定了其流场的基本特性, 如收缩比和压缩效率等. 因此本文提出了一种新的思路, 就是利用特征线方法对基准 Busemann 流场截短的压升规律进行复现. 这种方法是从压力分布上舍弃基准 Busemann 流场前端的缓慢压力增长区, 保证整

体的压缩规律不变, 因此可以看成是一种气动截短的方法. 本文对设计马赫数为 7, 收缩比为 7 的基准 Busemann 流场, 从 5°前缘压缩角物理截短位置开始进行气动截短, 采用 5 次多项式拟合其压升规律(式(3))作为特征线流场设计时的壁面压力参考值.

$$p/p_{\text{ref}} = 0.0025x^5 - 0.0241x^4 + 0.0893x^3 - 0.1093x^2 + 0.2796x + 1.0 \tag{3}$$

式中 x 为 X 的无量纲值.

2 可控消波内转基准流场

针对二维/轴对称定常绝热且沿流线等熵的超声速流场, 可以采用有旋特征线方法进行设计求解. 对于内转进气道的设计问题, 主要涉及不同边值问题及其影响区域的求解. 由于穿过特征线流体的物理参数的导数可以是不连续的, 而物理参数本身却保持连续, 所以不同计算域之间可以通过特征线进行拼接. 具体设计求解时需要处理包括内点、激波点和壁面点等单元过程的求解问题. 不同单元过程的求解则是根据已知条件的不同, 求解由左、右行马赫线特征方程及其各自对应的相容方程、流线特征方程及其对应的两个相容方程, 共 7 个方程构成的方程组. 进气道的反设计主要体现在单元过程求解中, 通过给定某些物理参数(如压力或马赫数)的分布情况而不是直接给出固壁型线作为已知条件.

为避免入射激波在中心轴线上的不正规反射问题, 通常在轴对称基准流场的设计中添加中心体. 等径的圆柱中心体往往会造成靠近中心体处的激波过强、损失增加、进气道出口气流均匀性变差等问题. 为合理控制反射激波以及尽可能提高出口的均匀性, 本文提出一种如图 4 所示的可控消波内转基准流场设计.

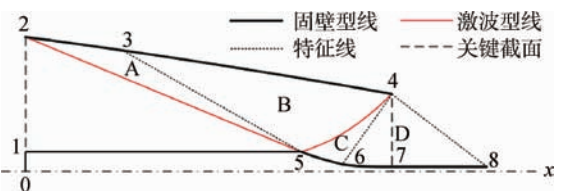


图 4 可控消波内转基准流场示意图

Fig. 4 Sketch of inward turning basic flowfield with controlled and cancelled shock waves

根据计算边值条件的不同, 可控消波内转基准流场可以分为 4 个区域: 2-3-5 围成的 A 区, 3-4-5 围成的 B 区, 4-6-5 围成的 C 区以及 4-8-6 围成的 D 区.

其中,A 区可以根据已知固壁型线“23”的参数或是前缘激波型线“25”的形状进行设计. 而壁面段参数的选取可以是固壁型线或是某些流场参数的分布情况. 本文采用的是由式(3)给出的壁面压力分布进行壁面型线的反设计.

B 区则是由特征线“35”、固壁型线“34”以及反射激波条件共同决定的. 其中特征线“35”和固壁型线“34”决定了一个近似四边形的流场区域,在该区域中根据反射激波条件进行插值求解可以获得反射激波的形状,这样整个 B 区就被完全确定下来. 其中特征线“35”由 A 区流场确定,固壁型线“34”通过给定式(3)描述的压力分布来确定. 为了减小反射激波的强度,本文采用给定波后气流角分布的方法减小激波损失. 波后气流角沿着激波型线“45”呈线性分布,其中在肩点位置“4”处波后气流角为 0° .

通过给定反射激波“45”的波后气流角分布反设计出激波“45”的形状,进而其位置参数和波后的流动参数均为已知. 根据特征线理论,由这样一条已知参数的非特征线,可以确定一个近似三角形的流场域. 而固壁型线“56”即为该区域中通过位置“5”的流线,由于位置“5”的参数已知,所以可以通过插值求解出固壁型线“56”,那么区域 C 也就被确定. 至此可控消波内转基准流场的设计基本完成,但中心体截面位置“6”和肩点位置“4”并不在同一个截面,且该位置处的气流角不为 0° . 考虑到与隔离段之间的连接和进气道出口的均匀性,本文设计了 D 区. 其中,中心体固壁型线“67”为一段圆弧,其在“6”点处与固壁型线“56”相切,在“7”点处与水平方向相切;由于位置“6”的参数和位置“7”的轴向位置已知,所以该圆弧被确定. 固壁型线“78”是水平的直线,保证计算域的完整. 通过 D 区的调整,特征线“46”处的非水平流动将被转为水平,关键截面“47”即为进气道的喉部位置.

本文设计的可控消波内转基准流场主要利用反设计方法实现对基准 Busemann 流场的气动截短,通过调整反射激波的波后气流角控制激波强度和实现肩点的消波设计,并添加圆弧过渡区提高进气道出口的均匀性.

3 CFD 验证分析

3.1 可控消波内转基准流场验证

按照上述方法设计了本文的计算模型:设计马

赫数为 7,前缘压缩角取 5° ,中心体半径与入口半径比为 0.1,并给定式(3)所示的壁面压升规律.

图 5 为采用有旋特征线计算所用的差分网格. 进气道壁面轴向长度与入口半径之比为 5.5,总收缩比为 7.13. 图 6 给出了特征线方法和 CFD 无黏计算得到的流场结构对比,结果表明两者具有很好的一致性. 此外,从图 7 给出的特征线方法和 CFD 计算的进气道壁面压比分布的对比情况可以更加确定本文特征线程序的正确性和可控消波内转基准流场设计的可行性.

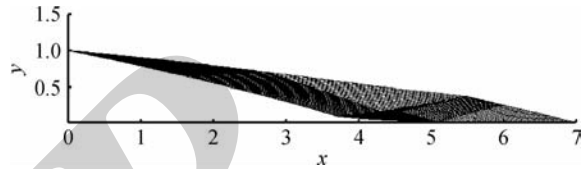


图 5 特征线方法计算网格

Fig. 5 Mesh for method of characteristics computation

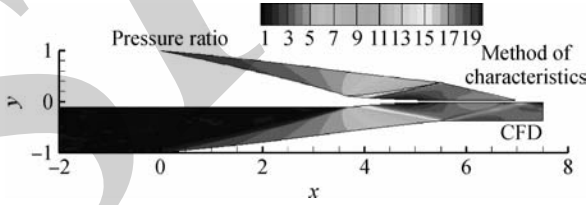


图 6 特征线方法和 CFD 计算流场结果对比

Fig. 6 Comparison of flowfield solved by method of characteristics and CFD

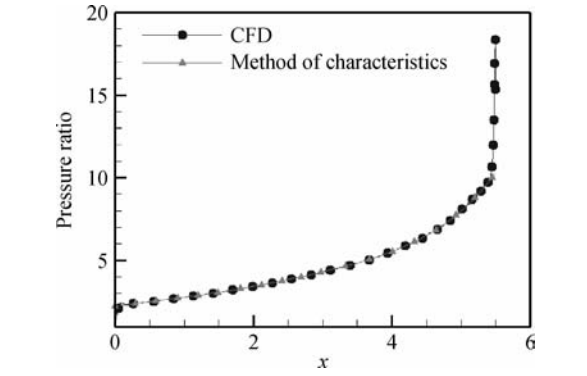


图 7 特征线方法和 CFD 计算的进气道壁面压比分布对比

Fig. 7 Comparison of inlet wall pressure ratio distribution solved by method of characteristics and CFD

表 1 给出了 CFD 计算得到的可控消波内转基准流场在喉部(throat)和出口(outlet)截面的质量平均参数对比. 表中 Ma 为马赫数; δ 为总压恢复系数,定义为当地总压/进口总压; p/p_0 为增压比; η_{ke} 、 η_c 分别为动能效率和压缩效率,表达式

如式(4)、式(5)所示,式中 h 为比焓, s 为比熵,式中下标“0”表示入口截面,“4”表示喉部截面.喉部截面和隔离段出口截面的增压比、马赫数和总压恢复系数几乎完全相同,说明可控消波内转基准流场基本实现了消波设计,在肩点位置没有发生或者只发生了很弱的激波反射.另外,从压缩效率的角度可以看出,基于 Busemann 压升规律的可控消波内转基准流场设计能够继承 Busemann 设计方法具有的高效压缩特性.以马赫数为 7 和收缩比为 7 设计的 Busemann 进气道以传统方法进行 5° 前缘压缩角截短后,增压比为 11.8,总压恢复系数为 0.867,压缩效率为 0.921. 相比而言,本文设计可控消波内转基准流场性能更优.

表 1 CFD 计算的可控消波内转基准流场性能参数
Table 1 Performance parameters of inward basic flowfield with controlled and cancelled shock waves solved by CFD

位置	p/p_0	Ma	δ	η_{ke}	η_c
喉部	18.32	4.20	0.878	0.996	0.936
出口	18.32	4.20	0.876		

$$\eta_{ke} = \frac{h_{t4} - h(p_0, s_4)}{h_{t0} - h_0} \tag{4}$$

$$\eta_c = \frac{h(p_4, s_0) - h_0}{h_4 - h_0} \tag{5}$$

图 8 给出了喉部和隔离段出口截面沿径向(R_s)的马赫数(Ma)、压力(p)和总压(p_t)的偏差量(ϵ)分布情况.偏差量定义为:(当地参数-截面平均参数)/截面平均参数.图中红色表示喉部截面参数,蓝色表示隔离段出口截面参数.由于前缘激波在壁面等熵压缩波的不断叠加情况下逐渐弯曲变强,使得越靠近中心体激波越强,总压损失也越高,所以无论是喉部截面还是隔离段出口截面都随着半径高度的下降总压也在减小.而两个截面的总压分布情况几乎重合,则可以再次说明在隔离段内基本没有波的反射.沿径向无论是喉部截面还是出口截面的压力和马赫数分布都有一定程度的不均匀,其中总压的最大偏差量近 30%,压力的最大偏差量为 10%,马赫数的最大偏差量为 8%.总压的偏差主要是由于前缘初始激波在壁面马赫波的叠加下逐渐发生弯曲增强,使得越靠近中心体激波越强,总压损失越大.再考虑到总压(p_t)、马赫数(Ma)和压力(p)之间的关系(式(6),式中 γ 为比热比).因此在喉部截面或是出口截面难以实现压力和马赫数的同时均匀.

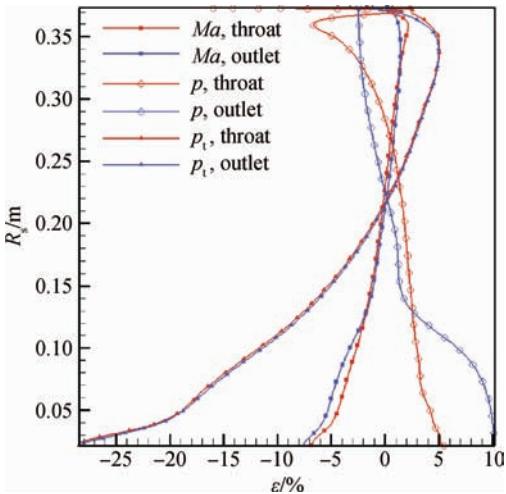


图 8 喉部和出口截面参数的偏差量沿径向分布
Fig. 8 Radial distribution of parameters deviation of throat and outlet sections

$$\frac{p_t}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \tag{6}$$

图 9 给出喉部截面和出口截面沿径向的气流角分布.在喉部截面中心体处的气流角为 0° ,出口处的流动也是非常均匀的,气流角均在 $\pm 0.4^\circ$ 以内,说明本文设计可控消波内转基准流场的圆弧过渡区(D区)达到了预期的效果.但是喉部肩点位置处的气流角并不为 0,其原因在于 CFD 计算得到反射激波并没有准确的打在肩点“4”处.从图 6 可以看出,反射激波打在较“4”点靠后的位置,这也就造成了该肩点位置处的气流仍为激波前的流动状态,气流角为负值.这种流场的差异主要是由 CFD 计算中采用的计算模型尺寸偏差和数值计算精度造成的.

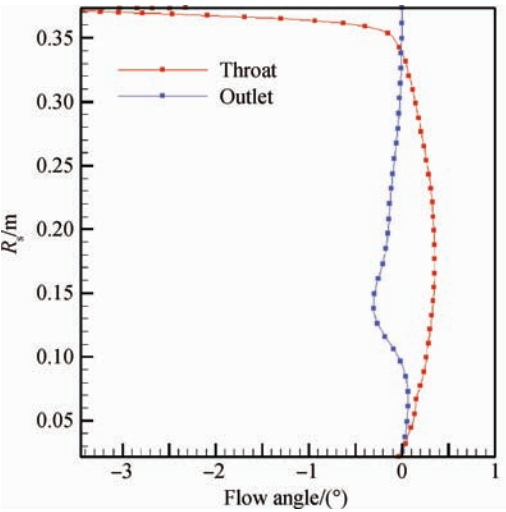


图 9 喉部和出口截面气流角沿径向分布
Fig. 9 Radial distribution of flow angle of throat and outlet sections

经过上述的分析,可以肯定的是基于 Busemann 压升规律的可控消波内转基准流场具有较高的压缩效率,综合性能良好,能够合理控制激波强度,基本实现消波设计且出口均匀性良好.

3.2 三维内转进气道应用验证

根据前面的可控消波内转基准流场设计了“糖勺”型进气道模型,如图 10 所示.由于中心体占据了部分流场空间,使得进气道在唇口处下凹,但是由于中心体沿轴向逐渐变小(最小中心体半径为入口半径的 0.02),所以进气道型面在喉部位置处又变得饱满但有别于传统的心型构型.图 11 给出了内收缩段从唇口截面到喉部截面的型线变化过程,这种变化是由可控消波内转基准流场中的 C 区和 D 区对流线的偏转作用决定的.进气道轴向长度和入口半径比为 5.5,总收缩比为 7.12,内收缩比为 2.35,收缩比与由基准 Busemann 流场追踪的进气道相当,隔离段轴向长度与入口半径比为 2.0.



图 10 “糖勺”型进气道
Fig. 10 Sugar-scoop inlet

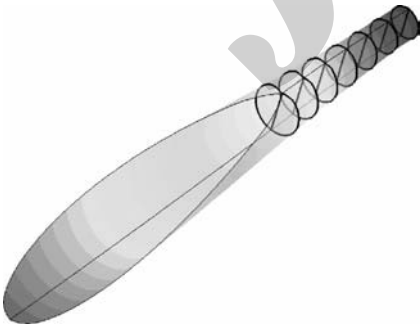


图 11 内收缩段截面形状变化
Fig. 11 Shape transition of internal compression section

针对图 10 所示的进气道模型,采用 ICEM 进行结构化网格划分,网格数在 430 万左右,然后导入 Fluent 中进行设计点的无黏计算,无黏通量计算选用 AUSM(advection upstream splitting meth-

od)格式.

表 2 列出了“糖勺”型进气道喉部和出口截面上的性能参数对比,均为质量平均结果.与可控消波内转基准流场的情况相近,两个截面参数基本一致,说明在隔离段内基本没有波的反射,沿程几乎没有总压的损失.而与可控消波内转基准流场相比,增压比基本相同略有增加,总压恢复系数减小 3%,压缩效率下降近 2%,整体而言进气道性能略有下降.这个结果是由于流线追踪后的参数平均方法、进气道模型生成、网格密度、数值计算精度等多个方面造成的.

表 2 流线追踪进气道性能参数

位置	p/p_0	Ma	δ	η_{sc}	η_c
喉部	18.66	4.16	0.844	0.995	0.918
出口	18.64	4.16	0.842		

图 12 给出了计算得到的“糖勺”型进气道流场结构.从图 12(a)中沿轴向各切面的压力分布和图 12(b)对称面的流场结构可以看出:前缘激波准确地打在进气道唇口位置;反射激波打在喉部肩点位置但并未完全消波,出现了微弱的反射,“糖勺”型进气道流场结构和可控消波内转基准流场基本一致.

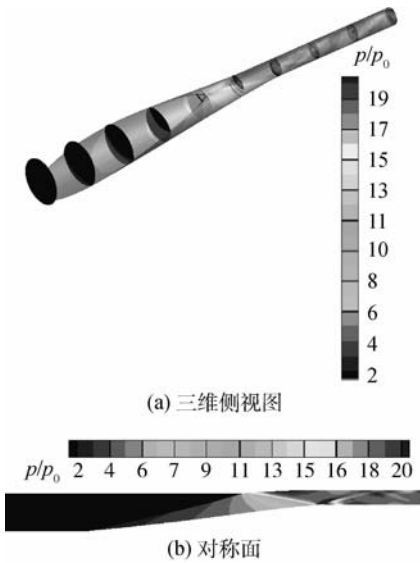


图 12 “糖勺”型进气道流场结构
Fig. 12 Flowfield of sugar-scoop inlet

图 13 给出了喉部截面和出口截面的压力、马赫数分布情况,其中左半边为喉部截面,右半边为出口截面.由于弯曲激波造成的总压分布不均匀和反射激波打在喉部肩点处造成的微弱反射造成

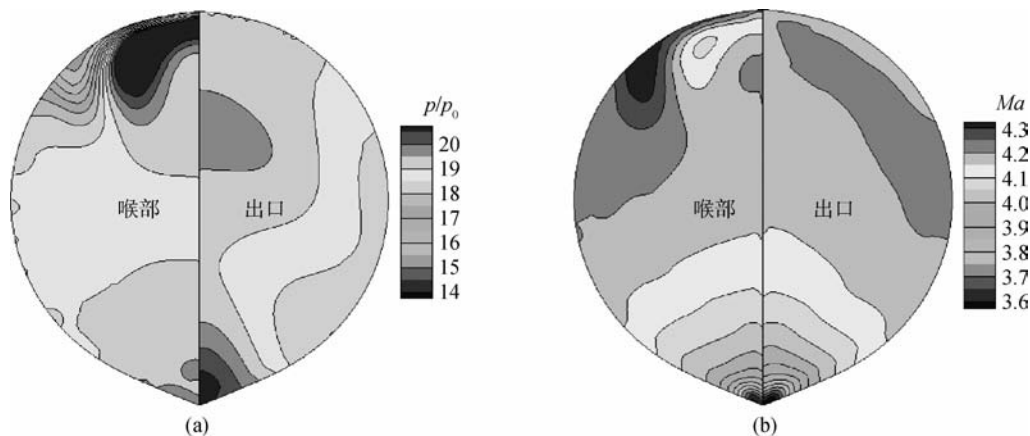


图 13 “糖勺”型进气道喉部和出口截面性能参数对比

Fig. 13 Performance parameters of throat and outlet sections of sugar-scoop inlet

了喉部截面处的不均匀现象,进而传播至出口,但是大部分区域还是相对均匀的。喉部和出口处的马赫数分布情况基本一致说明在隔离段内没有或是只有很弱的波的扰动,这一点和图 8 中可控消波内转基准流场在喉部和出口处的马赫数分布规律相吻合。由于流线间存在压力不平衡,所以在隔离段内发生流线的偏转和压力的脉动,但考虑到流动速度较高,压力梯度有限,所以这种偏转量或是脉动量将不会很大,这与图 9 中气流角的变化情况吻合。

4 结 论

本文通过将经典 Busemann 设计方法和特征线反设计方法相结合,构建了具有基准 Busemann 流场截短压升规律的可控消波内转基准流场,并采用数值模拟方法对该基准流场及其追踪得到的“糖勺”型内转进气道进行了无黏验证分析,得出以下结论:

1) 利用特征线反设计方法复现基准 Busemann 流场的截短压升规律并对反射激波进行合理控制,是一种近似对基准 Busemann 流场进行气动截短的处理方法,其效果要明显优于传统的截短方法。

2) 给定反射激波的波后气流角分布可以合理控制反射激波的强度,实现肩点的消波设计;通过添加圆弧过渡区,可以保证出口气流基本水平,提高了出口的均匀性。

3) CFD 方法验证了本文特征线程序的正确性和可控消波内转基准流场设计的合理性;该基准流场继承了 Busemann 设计方法的高效压缩特性,在设计点马赫数为 7 条件下,增压比为 18.32,总压恢复系数为 0.878,压缩效率达 0.936;出

口参数比较均匀,偏差量不超过 10%,出口气流角均控制在 $\pm 0.4^\circ$ 以内。

4) 本文追踪得到的“糖勺”型进气道出口截面形状更加饱满,异于传统的心型构型;其综合性能与可控消波内转基准流场十分相近,在隔离段几乎没有损失,喉部和出口截面参数高度一致且相对均匀,基本实现了消波设计。

参考文献:

- [1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion, progress in astronautics and aeronautics[M]. Reston, US: AIAA, 2001.
- [2] Kothari A P, Tarpley C, McLaughlin T A, et al. Hypersonic vehicle design using inward turning flowfields[R]. AIAA 96-2552, 1996.
- [3] Mölder S, Szpiro E J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [4] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.
- [5] 尤延铖, 梁德旺. 内乘波式进气道内收缩基本流场研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 203-207.
YOU Yancheng, LIANG Dewang. Investigation of internal compression flowfield for internal waverider-derived inlet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2): 203-207. (in Chinese)
- [6] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [7] 李永洲, 张堃元, 南向军. 基于马赫数分布规律可控概念的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2484-2491.

LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, NAN Xiangjun. Design concept of controllable Mach number distribution hypersonic inward turning inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2484-2491. (in Chinese)

[8] Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.

[9] Van Wie D, Molder S. Applications of Busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds[R]. AIAA 92-1210, 1992.

[10] Billig F S, Baurle R A, Tam C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets[J]. AIAA 99-4974, 1999.

[11] Tarn C J, Baurle R A. Inviscid CFD analysis of streamline traced hypersonic inlets at off-design conditions [R]. AIAA-2001-0675, 2001.

[12] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 128-131.

SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Preliminary investigation on Busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 128-131. (in Chinese)

[13] O'Brien T F, Colville J R. Analytical computation of leading-edge truncation effects on inviscid Busemann-inlet performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(4): 655-661.

[14] Ogawa H, Mölder S, Boyce R. Effects of leading-edge truncation and stunting on drag and efficiency of Busemann intakes for axisymmetric scramjet engines [J]. Journal of Fluid Science and Technology, 2013, 8(2): 186-199.

[15] Flock A K, Gülhan A. Viscous effects and truncation effects in axisymmetric Busemann scramjet intakes[R]. AIAA-2015-0108, 2015.

[16] 南向军, 张堃元. 采用新型基准流场的高超声速内收缩进气道性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 254-259.

NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Analysis of hypersonic inward turning inlets with innovative axisymmetric basic flowfield[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 254-259. (in Chinese)

[17] 李永洲, 张堃元, 朱伟, 等. 双弯曲入射激波的可控中心体内收缩基准流场设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 563-570.

LI Yongzhou, ZHANG Kunyuan, ZHU Wei, et al. Design for inward turning basic flowfield with controlled center body and two incident curved shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 563-570. (in Chinese)

[18] 卫锋, 贺旭照, 贺元元, 等. 三维内转式进气道双激波基准流场的设计方法[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 358-364.

WEI Feng, HE Xuzhao, HE Yuanyuan, et al. Design method of dual-shock wave basic flow-field for inward turning inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 358-364. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)