



CSTAM 2010-0035

超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计

卢鑫，岳连捷，肖雅彬，张新宇

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第三届中国高超声速科技学术会议

2010年10月26-28日 江苏·无锡

超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计

卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 张新宇

(中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 本文提出了基于密切思想进行超燃冲压发动机进出口形状可控尾喷管设计的理念, 并探索发展了两种具体设计方法。根据典型的高超声速飞行条件, 以圆形进口转矩形出口为例进行了构型设计, 其中设计构型几何约束为: 进口直径 100mm, 出口长 400mm、高 300mm, 总长 1000mm。对设计构型在设计点的无粘计算表明, 两种设计方法生成的构型性能参数相差很小, 且都比对比构型推力大, 初步证明了设计方法的有效性。

关键词 三维尾喷管设计, 变截面, 密切方法, 流线追踪, 超燃冲压发动机

■ 引言

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器以其高速飞行的特性, 在军事和民用方面都具有诱人的应用前景, 是目前航空航天领域的研究热点。尾喷管是高超声速飞行器推力产生的关键部件, 其构型特点是与飞行器的流道相匹配且与机身高度一体化。对于采用三维流道的高超声速飞行器, 必然要求三维尾喷管构型与之相适应。而采用圆形或椭圆形燃烧室的三维流道超燃冲压发动机, 因其与采用常规矩形燃烧室的发动机相比具有相当的优越性^[1,2,3], 近年来逐渐受到关注。对于以这类发动机为动力, 而整机外形为矩形的高超声速飞行器来说, 尾喷管的设计面临新的挑战, 需要解决圆形或椭圆形进口扩张到矩形出口的变截面设计问题。而且, 作为高超声速推进系统用喷管, 除了满足几何约束外还需提供优异的气动性能。

变截面喷管构型已经应用在塞式喷管发动机等领域, 常用的设计方法有超椭圆法等。文献[4]对塞式喷管中常用的圆转方喷管设计方法进行了比较和总结, 并提出了一种新的三维型面直接生成方法。但是, 现有的设计方法都是针对进出口截面对称轴同轴的三维喷管构型, 并且大都基于直接几何过渡方法。专门针对超燃冲压发动机尾喷管进出口截面不同轴、燃气三维膨胀构型的设计方法, 还鲜有相关报道。

本文希望从气动设计角度出发, 探索发展一种超燃冲压发动机三维变截面尾喷管设计方

法, 使其在进出口截面形状可控的同时具备优异的气动性能。

■ 1 尾喷管变截面设计理念

高超声速飞行器发动机/机身一体化的需求对尾喷管提出了变截面设计的要求。而尾喷管是发动机推力产生的关键部件, 在满足几何约束的前提下必须提供优异的气动性能。但是现有的喷管进出口截面可控设计方法大都基于直接几何形状过渡方法, 如超椭圆法, 难以保证设计构型的优良气动性能, 这就需要在设计方法上另辟蹊径。进气道是超燃冲压发动机除尾喷管外另一个重要的气动部件, 两者在构型上有一定的相似性。而且, 进气道构型一定程度上决定了尾喷管构型。因此, 我们可以借鉴进气道的设计方法。现有进出口截面形状可控的进气道设计方法主要有两类: 一类是以 REST 为代表的直接几何过渡设计方法^[3]; 另一类是南京航空航天大学尤延铨博士发展的基于密切轴对称理论的设计方法^[5]。后者在满足几何约束条件下还获得了较好的气动性能, 下面对该方法进行简单介绍, 并引出我们进行尾喷管变截面设计的理念。

1.1 密切方法设计变截面压缩流场

这里密切方法泛指密切锥及密切轴对称方法。密切锥方法是一种三维流动组织方法, 其理论基础是 Sobieczky 提出的密切锥理论^[6]: 三维超声速流动可以用对应的轴对称流动以二阶

精度逼近，且该轴对称流的轴线在通过该点流线的密切平面内。该理论后又被 Sobieczky 等人推广为密切轴对称理论^[7]，实际是将基准流动由锥形激波流场推广为轴对称弯曲激波流场。密切方法设计实现的基本原则是：在保证小的横向压力梯度条件下，按照给定的捕获型线，采用“切片”设计思想拼接设计流场。通过保证“切片”流场内激波在每个横截面上波后压强相等，来保证小的横向压力梯度，从而避免横向流动，使实际流场与设计流场尽量相同。所以，密切方法实现的关键在于“切片”设计思想及避免设计流场横向流动。密切方法自提出后就被广泛应用于外流压缩流场的组织，特别是乘波体飞行器外形设计。

尤延铨博士探索了采用密切轴对称方法进行内压缩流场的组织^[5]。由于内压缩流场与外压缩流场存在差异，只能保证入射激波满足等波强条件。且在进行方转圆进气道设计时，采用一种双密切轴近似设计方法，即进气道上下对应壁面分别采用不同的基准流场进行设计。作者在文中指出尽管这在原理上似乎不正确，但是在保证几何约束的前提下，设计构型仍然获得了较好的气动性能。说明这种经过近似处理的方法可以进行变截面内压缩流动的组织。

1.2 密切方法设计变截面内膨胀流场

既然密切方法能够处理进出口截面可控内压缩流场设计问题，那么能否将这种方法应用于三维内膨胀流场的组织呢？

比较一下典型的轴对称内压缩流场和喷管流场，如图 1 所示。两者都是封闭的管道内流，从密切方法设计角度来说，两者都需要处理上下壁面问题。但是两者存在明显的区别：对内收缩流场来说，只要基准流场母线不变，下游的变化不影响入射激波强度及激波后流场参数；而喷管全流场内部存在着膨胀波系及其相互作用，一条流线从进口到出口，几乎处处都受到膨胀波的影响并引起参数的连续变化，并且，喷管上下壁面或流场内部的任意微小变化都会引起整个流场的变化。所以，内膨胀流场不能像压缩流场那样通过保证某道波强度来保证横截面小的压力梯度。内膨胀流场要避免横向流动，只能使相邻两条流线经过完全相同的膨胀波系。但是，在进出口截面形状确定的强

几何约束条件下，很难构造这样的流场使之满足要求。那么，这是不是说明这种方法不能应用于变截面尾喷管设计中了呢？

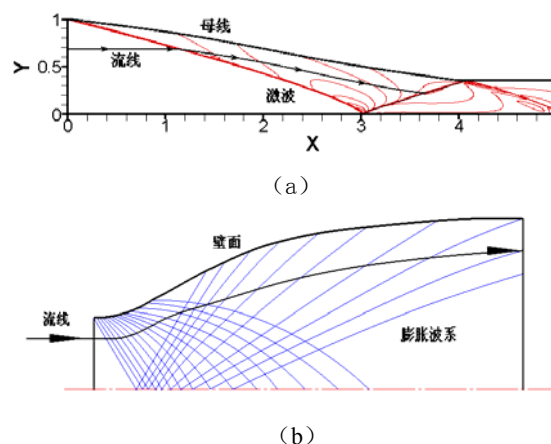


图 1 典型 (a) 轴对称内压缩流场和 (b) 喷管流场

我们可以从另一个角度看问题。切片方法设计构型的实际流场与设计流场流态相同的条件是切片之间没有横向流动。进行压缩流场设计时，认为通过保证横截面内激波强度相等即可达到该条件要求。但是，尽管等波强条件下激波附近压力梯度较小，远离激波的下游流场与设计流场相比必然存在横向流动。然而，从设计效果来说，保证激波形状及强度，即可保证乘波体的升阻比等气动性能；保证入射激波形状及强度，即可满足内乘波式进气道流量捕获性能。因此，对压缩流场设计来说，激波形状及强度的可控是实现设计要求的前提条件，而下游流场是否与设计流场相同并不是那么重要。尾喷管的气动性能参数主要是推力、升力和俯仰力矩，其性能好坏直接取决于壁面的压力分布情况。设计尾喷管流场不能像设计压缩流场时那样通过某道波的控制而满足其气动性能，而可以通过对膨胀程度的控制减弱相邻流线间的压力梯度影响，同时实现对壁面压力分布的控制，达到设计可控的目的。因此，我们认为，可以应用密切方法中的“切片”设计思想，通过对特定轴对称膨胀流场的拼接来实现进出口可控的三维变截面尾喷管设计。

2 基准流场生成

三维变截面尾喷管流动组织的基础是轴对称喷管流场。对于三维膨胀的尾喷管构型，每

一切片对应的是特定膨胀比的基准流动（本文将膨胀比定义为喷管流场进出口截面直径之比），一系列不同膨胀比的基准流动构成了变截面构型的特殊流场。为此，发展了采用特征线法设计同时满足长度及高度约束的轴对称喷管设计程序。在长度及高度双约束条件下，采用消波设计的喷管型面是该条件下的最大推力型面。我们期望最终设计构型能够因此获得优异的推力性能。图 2 所示即为设计出的基准流场。设计时采用无量纲长度，入口高度设为 1，长度及出口高度根据设计要求确定。

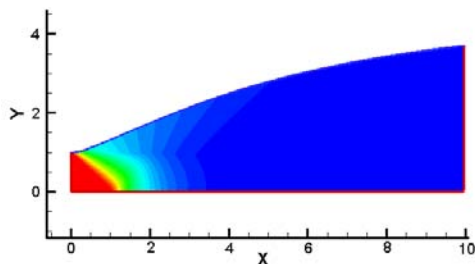


图 2 基准流场示意

■ 3 变截面尾喷管构型设计方法

与压缩流场设计不同，设计喷管流场满足几何约束时没有类似于激波的额外限制，因此灵活性更强。但是膨胀流场也有自身特点，设计时需加以考虑。在过膨胀状态下，背压对喷管内部流动有很大影响，甚至会因此出现流动分离现象。另外，虽然现在还没有通用的三维尾喷管最大推力判定条件，但以二维喷管的经验来看，最大推力时喷管一般处于欠膨胀状态。所以，对尾喷管设计来说，膨胀比的控制尤为重要，应该防止设计条件下基准流场出现严重过膨胀的情况。

本文以圆形进口转矩形出口为例，进行变截面设计方法的探索，如图 3 所示。由图可知，除下壁面中心线不需膨胀外，其余壁面都有膨胀需求，我们可以称之为三维全膨胀构型。这样的构型，密切平面的基准流场必然在设计流场内相交；而且由于膨胀比要求不同，上下对应壁面必须分别处理。基于以上考虑，本文提出两种构型生成方法：（1）基于不同膨胀比流场的设计方法；（2）基于同一基准流场的设计方法。由于几何形状约束条件的苛刻，满足设计要求的前提下必然存在基准流场的相交，不

可避免地会造成实际流场与设计流场不一致，所以本文的设计方法是一种密切近似方法。

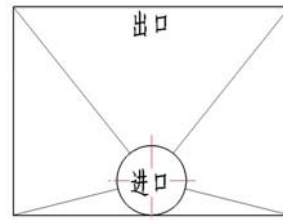


图 3 设计构型几何约束示意

3.1 基于不同膨胀比流场的变截面设计方法

圆形进口转矩形出口的变截面尾喷管流场经历了三维全膨胀过程，可以认为整个流场由一个个不同膨胀程度的密切基准流场组成。具有最大膨胀比的基准流场位于进口圆心与出口矩形角点连线所确定的密切平面内。所有基准流场入口尺寸相同，对称轴在密切平面内，具体位置根据选定的膨胀比确定。本文选定基准流场对称轴落在圆形入口边界上，如图 4 所示。对于上下壁面问题，同一密切平面内相对壁面必须分别采用不同膨胀比基准流场进行设计。基准流场设计完成后，分别对每个流场进行流场追踪，所有流线的集合即构成设计构型。

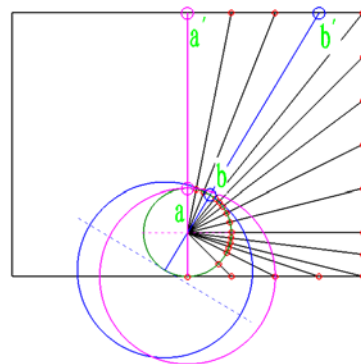


图 4 基于不同膨胀比流场变截面设计方法

3.2 基于同一基准流场的变截面设计方法

密切方法应用的前提是避免横向压力梯度的存在，但是上述方法内膨胀流场的密切平面之间很难满足这样的条件，只能尽量减小压力梯度的影响。使用同一基准流场构造密切平面内流动就是这样的一种尝试。采用这种方法的基准流场选取膨胀比最大的轴对称喷管流场，各密切平面根据其对应的壁面高度从基准流场中提取对应的流线构成设计平面。如图 5 所示，

基准流场选择入口半径 ob 、出口半径 ob' 、对称轴 oo' 的轴对称喷管流场；其余壁面型线，如 aa' ，根据其起点和终点距轴线 oo' 距离之差选定追踪的流线，从而保证进出口的几何约束条件。

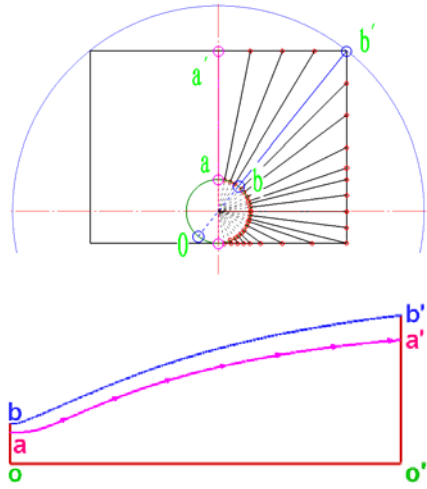


图 5 基于同一基准流场的变截面设计方法

■ 4 变截面尾喷管设计及性能分析

本文基于以上提出的两种变截面设计方法，根据给定的进出口几何约束条件和飞行条件进行了构型设计。并对设计构型进行了设计状态下无粘 CFD 计算，考察了设计构型的推力及升力性能，并与对比构型进行了性能对比。构型边界层修正可参考利用文献[8]发展的方法，但是本文没有进行这部分工作。因为该设计理念还处在发展方法阶段，相对于有粘计算来说，无粘计算能更方便快捷地考察设计方法的有效性；而且一般情况下，无粘计算性能优异的构型在有粘计算时的性能依然有优越性。

4.1 几何约束及设计条件

设计构型几何约束条件为：圆形进口直径 100mm；矩形出口长 400mm，高 300mm；喷管长 1000mm。

设计时假设燃气冻结，且进口参数均匀。具体设计条件根据文献 9 选定。其中，来流参数：马赫数 $Ma_0=6.0$ ，静压 $p_0=2757.9\text{Pa}$ ；燃气参数：马赫数 $Ma_j=1.5$ ，静温 $T_j=2344\text{K}$ ，静压 $p_j=71705\text{Pa}$ ，比热比 $\gamma_j=1.19$ ，气体常数 $R_j=341.1\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

4.2 设计过程及设计构型

本文采取的设计方案取基准流场轴线与圆形进口边界相交，此时最大膨胀比为 3.7，设计

流场出口点压力与背压相近，处于轻微过膨胀状态。之后根据前述两种设计方法分别进行设计，设计构型如图 6 所示。其中图 6 (a) 是基于不同膨胀比基准流场设计结果，上壁面和侧面都是从进口延伸到出口，而下壁面类似燕尾构型。这是因为下壁面膨胀比较小，不需要太长的膨胀长度。下壁面对称线为直线，不起膨胀作用，其终点为上壁面中线最后一根特征线与下壁面交点，长度为 269mm。图 6 (b) 是基于同一基准流场的设计结果，下壁面本应是完全封闭，但为方便作性能对比，取其对称线长度与图 6 (a) 中相同，并作了相应修剪。

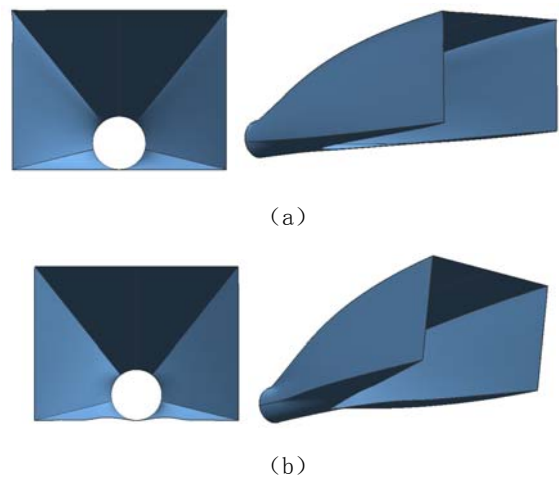


图 6 两种设计方法的变截面设计构型

4.3 设计状态气动性能

为验证设计方法的有效性，对设计构型在设计状态下进行了无粘计算。计算时边界条件取上述给定的设计条件，计算区域取构型的一半。计算了设计构型的推力和升力，并设计了对比构型与之进行了性能比较。由于仅计算了设计构型的一半区域，求解出的推力和升力也分别为设计构型的一半。对比构型生成方法是：保证进出口几何参数与设计条件相同，应用软件生成自由曲面，取下壁面对称线长度与设计构型相同并对其进行修剪，如图 7 所示。

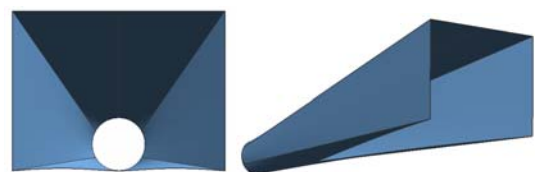


图 7 对比构型

表 1 给出了三种构型的推力和升力性能参数及对比, 推力和升力值为直接壁面压力积分求得的内推力和内升力。其中, 采用不同基准流场和采用同一基准流场的设计构型分别标为 SNM1 和 SNM2, 而对比构型标为 SNM3。

由表 1 可知, SNM1 与 SNM2 的内推力和内升力相差不大。与对比构型 SNM3 相比, 两者的内推力都比其大约 3.8%, 而内升力分别小 21.8% 和 22.1%。

由以上分析可知, 通过两种不同设计方法得到的构型 SNM1 和 SNM2 性能参数相差很小, 这说明在相同最大膨胀比下, 两种设计构型膨胀效果相差不大。而设计构型推力都比对比构型大, 初步说明了设计方法的有效性。另外, 设计构型升力对比构型小, 考虑到下壁面产生推力较小而主要产生与升力相反的力, 侧面主要产生推力而产生的升力较小, 我们可以通过调节下壁面和侧面的形状来调节推升力的配比。

表 1 设计构型性能对比

	SNM1	SNM2	SNM3
内推力/N	387.4	387.5	373.3
内升力/N	75.6	75.3	96.7

■ 5 结 论

(1) 在一定强几何约束条件下, 密切理论难以直接应用于三维内膨胀流场的精确组织;

(2) 本文基于密切方法中“切片”设计思想, 提出了两种进出口可控变截面尾喷管密切近似设计方法, 并根据实际飞行条件和几何约束, 以圆形进口转矩形出口为例进行了构型设

计;

(3) 无粘计算表明, 两种设计方法生成的构型性能参数相差很小, 说明相同最大膨胀比下基准流场的选择对喷管性能影响较小; 且与对比构型相比, 两种设计构型的内推力都增大约 3.8%;

(4) 该设计理念为进出口形状可控的变截面尾喷管设计提供了一种思路, 但是设计中的许多问题还有待深入研究, 如: 基准流场对设计构型性能的影响、推升力匹配方法、设计和非设计状态下流动特性和性能变化规律等。

参考文献

- Melvin, J. Bulman, Adam Siebenhaar. The Rebirth of Round Hypersonic Propulsion. AIAA 2006-5035, 2006
- Frederick S. Billig and Lance S. Jacobsen. Comparison of Planar and Axisymmetric Flowpaths for Hydrogen Fueled Space Access Vehicles. AIAA 2003-4407, 2003
- M. K. Smart. Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3):408~416
- 覃粒子, 王长辉, 刘宇, 王小白. 三维喷管设计. 推进技术, 2005, 26(6): 499~521
- 尤延铖, 梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(8): 1483~1494
- H. Sobieczky, F. C. Dougherty, K. Jones. Hypersonic Waverider Design from Given Shock Waves. First International Waverider Symposium, University of Maryland, 1990-10-17~19
- H. Sobieczky, B. Zores, Wang Z. Qian Y. J. High Speed Flow Design Using Osculating Axisymmetric Flows. PICAST' 3, Xi' an, 1997-9-1~5
- 卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 陈立红, 张新宇. 超燃冲压发动机三维尾喷管设计. 第二届高超声速科技学术会议, 安徽黄山, 2009-11-2~4
- G. J. Harloff, D.R. Reddy, and H.T. Lai. Viscous Three-Dimensional Analyses for Nozzles for Hypersonic Propulsion, NASA CR-185197, January 1990

DESIGN OF THREE-DIMENSIONAL SECTION CONTROLLABLE SCRAMJET NOZZLE

Lu Xin, Yue Lianjie, Xiao Yabin, Zhang Xinyu

(Hypersonic Research Center, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract A concept for designing three-dimensional section controllable scramjet nozzle is presented, which employs the concept of osculating method. Two methods are developed to design the nozzle configurations. According to a typical hypersonic flight condition, two configurations are constructed by the two methods

respectively with the same geometrical constraints: a round entrance with the diameter of 100mm, a rectangular exit of 400mm×300mm, and length of 1000mm. Inviscid flowfield is computed in the design point to get the thrust and lift. The result indicates that two nozzles almost have the same performance parameters. Compared with a nozzle constructed with the same geometrical constraints, nozzles designed by the osculating method gain more thrust.

Key words Design of three-dimensional nozzle, Section Controllable, Osculating Method, Streamline tracing, Scramjet