

doi: 10.7690/bgzd.2015.06.024

基于特征线法的高超声速飞行器后体/喷管性能分析

郭效芝¹, 李健²

(1. 装备学院基础系, 北京 101416; 2. 中国航天科工集团公司飞航技术研究院, 北京 100074)

摘要: 针对现有文献研究不能满足后体/喷管快速初步设计的需要的问题, 对采用特征线法进行后体/喷管的快速性能分析进行了研究。基于特征线法理论, 分析了高超声速飞行器中的后体/喷管性能和二维结构, 建立了后体/喷管二维流场分析的计算流程, 开发了程序, 并通过一组实例进行验证。验证结果验证了该方法的正确性。

关键词: 高超声速; 巡航飞行器; 后体/喷管

中图分类号: TP301.6 **文献标志码:** A

Hypersonic Vehicle After Body/Nozzle Performance Analysis Based on Method of Characteristics

Guo Xiaozhi¹, Li Jian²

(1. Department of Basic Courses, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

2. The Cruise Technology Academe of CASIC, Beijing 100074, China)

Abstract: According to the existing literature research can't meet the need of the after body/nozzle quickly preliminary design, fast performance analysis on the after body/nozzle by the method of characteristics (MOC) is studied. Based on the method of characteristics, performance and structure of two-dimensional after body/nozzle are analyzed, the calculation process analysis of after body/nozzle two-dimensional flow field is established, a calculation program is developed, and is verified by a group of examples. The validation result verifies the correctness of the method.

Keywords: hypersonic; cruise vehicle; after body/nozzle

0 引言

高超声速巡航飞行器是飞行速度大于 5 马赫、以吸气式发动机为动力、在大气层和跨大气层中实现高超声速远程巡航飞行的飞行器^[1-2]。高超声速巡航飞行器后体/喷管结构虽然简单, 但其排气流场却非常复杂, 流场呈扇形膨胀, 燃气温度很高, 并且在膨胀过程中继续进行化学反应, 整个流场还存在着许多相互交叉的波系。关于后体/喷管的 CFD 数值计算, 已发表了不少文献^[3-5], 其中包括三元流的计算方法。即使在作了大量假设简化后, 1 个完整的后体/喷管流场的计算工作量仍非常大, 这不满足后体/喷管初步设计的需要, 因此有必要开发一些简化计算方法。由于后体/喷管的流场参数很不均匀, 不能采用一维模型对其进行分析。John Edward Bradford 在其博士论文中采用响应面法建立后体/喷管性能分析方法^[6], 但由于所需参数较多, 要构造精度较高的后体/喷管性能响应面模型其工作量十分可观。笔者对采用特征线法进行后体/喷管的快速性能分析进行了研究。

1 特征线法

在数学中, 特征线法 (method of characteristics, MOC) 是以偏微分方程的特征理论为基础, 用来求解双曲型的非线性偏微分方程的一种近似计算方法。在气体动力学中, 超声速流场中每一点的流动性质只取决于上游流场中有限区域中的性质, 而不取决于下游的条件, 这种流场的流动控制方程是拟线性双曲型的, 所以特征线法可以用来求解这种流场。同时, 因为特征线法是从无粘流的精确方程出发进行数值求解的, 所以它被认为是一种精确方法。关于特征线法的理论详见文献[7]。

2 基于特征线法的性能快速预示方法

图 1 是高超声速巡航飞行器后体/喷管的二维结构简图。高超声速巡航飞行器的后体/喷管是一种无喉道的单壁膨胀喷管, 燃烧室的燃气以超声速进入后体/喷管继续膨胀加速, 整个后体/喷管的流场都是超声速的, 所以可以采用特征线法求解后体/喷管的流场。图 2 是用特征线法计算后体/喷管流

收稿日期: 2015-02-03; 修回日期: 2015-03-16

作者简介: 郭效芝(1975—), 女, 山东人, 硕士, 讲师, 从事计算数学与国防系统分析研究。

场的典型的网格点图，从图 2 可以看出后体/喷管流场中存在 3 道膨胀波：第一道膨胀波是由于后体/喷管入口处上壁面初始膨胀角 $\theta_{n,ini}$ 产生的；第二道膨胀波是由于后体/喷管外罩内表面的扩张角 $\theta_{n,cow}$ 产生的；第三道膨胀波位于后体/喷管下壁面出口边缘处，是由于后体/喷管下壁面出口边缘上的气体静压高于周围大气的静压产生的。并且整个后体/喷管的内部流场中不存在激波，这为求解带来方便。

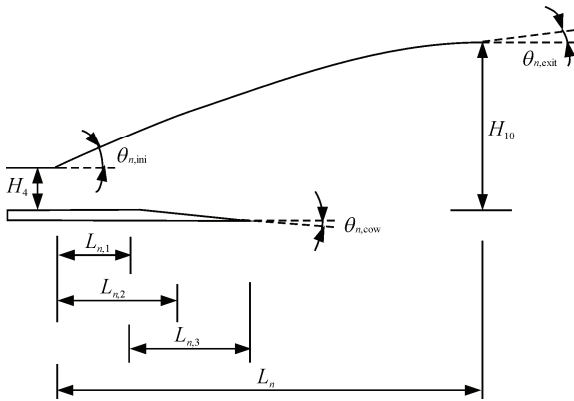


图 1 后体/喷管的二维结构简图

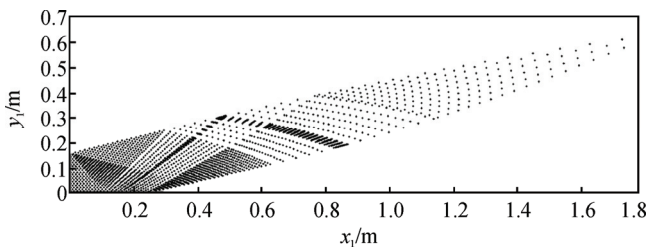


图 2 用特征线法计算后体/喷管流场的典型网格点图

计算后体/喷管性能所需的参数如表 1 所示。基于特征线法的高超声速巡航飞行器的后体/喷管二维流场分析计算流程如图 3 所示。

1) 以后体/喷管入口气流参数为初始值，从后体/喷管的入口开始依次计算流场各网格点的流动参数，由于程序的目的是获得后体/喷管内壁面的压力从而得到后体/喷管所受的力和力矩，所以当

后体/喷管内壁面上的压力计算完成后该步骤就完成了计算。

2) 对后体/喷管内壁面点的压力和摩擦应力积分，得到后体/喷管的所受的力和力矩，进而得到后体/喷管的性能参数。

3) 特征线法是一种计算无粘流场的精确方法，为了考虑粘性效应，在程序中采用参考温度法^[8]估算后体/喷管上下壁面的摩擦应力。

表 1 计算后体/喷管性能所需要的参数

参数类型	符号	描述
几何参数	L_n	后体/喷管总长度
	$L_{n,1}$	后体/喷管外罩非扩张段长度
	$L_{n,2}$	上壁面型线直线段长度
	$L_{n,3}$	后体/喷管外罩扩张段长度
	$\theta_{n,cow}$	后体/喷管外罩内表面扩张角
	$\theta_{n,ini}$	上壁面初始膨胀角
	$\theta_{n,exit}$	上壁面出口切角
入口气流参数	H_4	后体/喷管入口高度
	Ma_4	入口气流马赫数
	γ_4	入口气流比热比
	ρ_4	入口气流密度
飞行状态参数	P_4	入口气流静压
	H_{flight}	飞行高度
	Ma_0	飞行马赫数
	α	飞行迎角

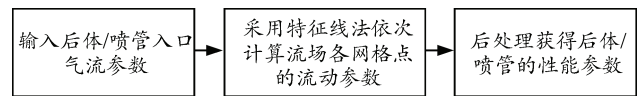


图 3 后体/喷管二维流场分析计算流程

3 快速预示程序有效性的验证

为了验证特征线法计算高超声速巡航飞行器后体/喷管流场的精度，笔者选取一个后体/喷管对其流场分别采用特征线法和 CFD 方法进行了计算。后体/喷管粘性流场计算的控制方程为可压缩流动 Navier-Stokes 方程，湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型，壁面边界条件为热完全气体的粘性绝热壁面边界条件，近壁面采用壁面函数近似。所计算的后体/喷管的几何参数取值如表 2 所示，入口气流的参数如表 3 所示。

表 2 后体/喷管几何参数的取值

设计变量	L_n/m	$L_{n,1}/m$	$L_{n,2}/m$	$L_{n,3}/m$	$\theta_{n,cow}/(^{\circ})$	$\theta_{n,ini}/(^{\circ})$	$\theta_{n,exit}/(^{\circ})$	H_4/m
取值	1.732 28	0.161 34	0.371 14	0.086 51	1.181 62	17.224 87	8.915 86	0.15

表 3 后体/喷管入口气流的参数

总温/K	总压/Pa	速度/(m/s)	比热比	气体常数	气体组分的质量分数				
					O ₂	N ₂	Ar	H ₂ O	CO ₂
2 618	314 442	1 083	1.27	287.0	0.111 9	0.730 4	0.012 8	0.040 8	0.104 1

图 4 是 CFD 方法计算得到的后体/喷管流场的压力分布云图。图 5 和图 6 分别是计算流体动力学

方法和特征线法计算得到的上下壁面静压的比较，图中特征线法计算得到的结果用菱形块表示，计算

流体动力学方法计算的结果用方块表示，从两图中可以看出二者非常接近。表4给出了喷管性能参数(包括单位宽度喷管的推力、法向力和俯仰力矩，其中俯仰力矩的参考点是喷管入口处的下壁面点)的计算结果，可看出采用特征线法和计算流体动力学方法计算得到的结果非常接近。

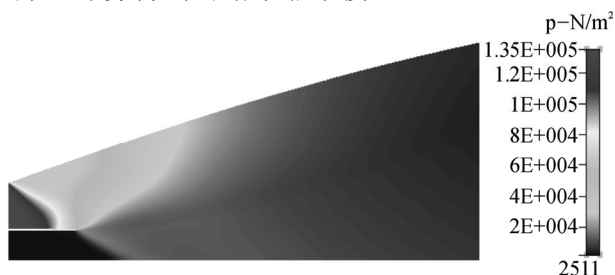


图4 后体/喷管流场的压力分布云图

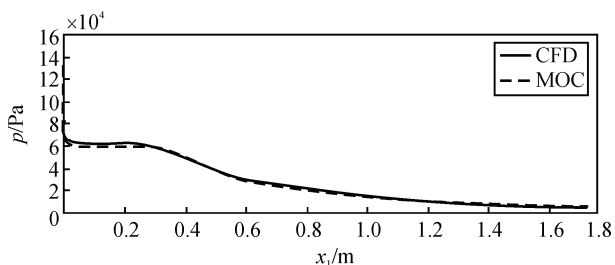


图5 CFD和MOC计算得到的上壁面静压比较

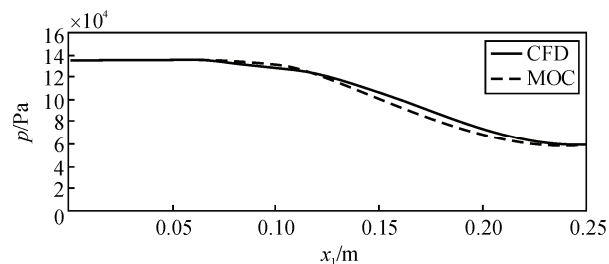


图6 CFD和MOC计算得到的下壁面静压比较

表4 后体/喷管性能参数比较

参数	MOC	CFD	相对误差/%
推力/N	12 539	12 116	-3.58
法向力/N	18 782	19 587	4.1
俯仰力矩/(N·m)	-22 468	-23 222	3.2

表5中分别给出了后体/喷管各性能参数由于壁面压力产生的分量和由于摩擦应力产生的分量。从

表5可以看出：相对于各性能参数总值，由于摩擦应力产生的分量是一个小量，这也正是采用特征线法分析后体/喷管流场可获得一定精度结果的原因。

表5 基于CFD的后体/喷管性能参数计算结果

参数	总值	壁面压力产生	摩擦应力产生
推力/N	12 116	12 832	-716
法向力/N	19 587	19 435	152
俯仰力矩/(N·m)	-23 222	-23 316	94

4 结论

笔者研究了基于特征线法的后体/喷管性能快速分析方法，开发了相应的计算程序并对其进行了验证。验证结果表明：采用特征线法计算后体/喷管的性能参数可以获得较好的结果，满足后体/喷管的理论研究和初步设计要求。

参考文献：

- [1] 周军, 徐文. 美国高超声速研制的最新进展[J]. 飞航导弹, 2003(1): 31-35.
- [2] 从敏. 国外高超声速计划一瞥[J]. 飞航导弹, 2003(3): 9-10.
- [3] Maingre E, Lamugue B, Joubert H. CFD Optimization And Test Validation Of 2D Ramjet Nozzle For Hypersonic Vehicule[R]. AIAA 1994-2951, 1994.
- [4] Schetz J A, Billig F S, Favin S. Numerical Solutions of Ramjet Nozzle Flows[R]. AIAA 1985-1270.
- [5] Schetz J A, Billig F S, Favin S. Numerical Solutions of Scramjet Nozzle Flows[J]. J of Propulsion and Power, 1987, 3(5): 440-447.
- [6] John Edward Bradford. A technique for rapid prediction of aftbody nozzle performance for hypersonic launch vehicle design[D]. Dissertation submitted to Georgia Institute of Technology, 2001.
- [7] M. J. 左克罗, J. D. 霍夫曼. 气体动力学(上、下册)[M]. 魏叔如, 吴宗善, 王汝涌, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 1977: 29-78.
- [8] Eckert E R G. Engineering Relation for Friction and Heat Transfer to Surface in High-Velocity Flow[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1955, 22(8): 585-587.