

不同环境压强下塞式喷管流场的数值模拟*

清华大学 诸葛伟林* 张扬军 张宝宁
中国燃气涡轮研究院 程荣辉

【摘要】 本文设计了一种环排式塞式喷管, 通过求解 $N-S$ 雷诺平均方程组, 对在不同环境压强情况下该塞式喷管的流场结构进行了数值模拟, 对采用单方程和双方程两种紊流模型模拟的结果进行了比较。数值模拟的结果表明, 用适当选取混合长度的单方程模型与双方程模型计算的结果基本一致; 该塞式喷管基本上体现了塞式喷管的优点。

主题词: 喷管 流场 数值模拟

分类号: V434

1 前言

航天技术的发展对航天推进系统提出了越来越高的要求。广泛的应用于现今各种航天器上的传统钟形喷管在提高面积比, 提高比冲时受到外形尺寸的限制而很难实现。此外, 由于在火箭上升过程中外界环境压强不断降低, 而传统喷管在非设计工况效率较低, 使用传统喷管的火箭只能设计成若干级, 以保证在不同高度工作的喷管具有较高的效率, 这样不仅增加了发射成本, 还增加了发射任务的复杂性, 使发射可靠性降低。与之相比, 塞式喷管面积比大, 比冲高, 在相同推力情况下尺寸小, 燃烧室压强低。塞式喷管的扩张段有一段随外界环境压强而改变的自由边界, 使塞式喷管具有自动高度补偿特性, 从而使应用大推力塞式喷管实现航天器单级入轨成为可能。此外, 塞式喷管是由许多模块组成的, 每个模块都可以单独研制, 运行时还可以单独控制, 不仅降低了研制费用, 还能实现推力矢量控制而不需要万向接头和辅助液压系统。

塞式喷管具有诸多优点, 然而其流场情况比传统喷管远为复杂。塞式喷管的流场存在激波、流动分离等复杂的物理现象, 这些现象是影响塞式喷管性能的极为关键的因素, 也是当代流体力学的研究前沿所在, 塞式喷管对材料的要求也较高。因此, 塞式喷管的概念早在 60 年代就已提出, 至今尚未有成熟的应用。80 年代以来, 随着计算流体力学的发展和材料工艺水平的提高, 对塞式喷管的研究又成为热点。本文在以前对塞式喷管流场研究的基础上, 设计了一种由 16 个喷管组成的环排式塞式喷管并应用两种紊流模型对其在不同环境压强情况下的流场结构进行了数值模拟。

2 塞式喷管方案设计及流场计算方法

塞式喷管主要有环排式和线排式两种形式, 它们一般都是由许多小型的传统钟型喷管排

列在塞子旁构成的(见图 1)。环排式为环形排列,线排式则为线性排列。单个或几个钟型喷管组成一个安装模块,每个模块都可以单独研制,最后再组装在一起。

塞式喷管轴截面的理论轮廓见图 2。从钟型喷管喷出的超音速气流按照 Prandtl-Meyer 理论继续沿着理论轮廓膨胀并转为轴向流动。用特征线法设计塞子的轮廓可以使外膨胀区为无激波等熵流动的简单波区。实际上,将理论轮廓长度截短到原长度的 20% (如图中虚线所示),只会带来很小的损失^[1]。因此,实际设计中都将其截短。

本文采用的方案是由 16 个传统钟型喷管两两紧挨着排列在中心塞子周围构成的塞式喷管。每个钟型喷管的尺寸和型面都是根据特征线法单独设计的。钟型喷管安装后的中心轴线与整个塞式喷管的中心轴线夹角为 40° ;塞子长度截短为等熵流动理论长度的 20%。

由于各个钟型喷管的出口都紧挨着,由文献[1]可知,在这种情况下环排式塞式喷管的流场情况与环形塞式喷管基本相同。初步计算时可以简化为环形塞式喷管计算,只需计算轴对称的流场,计算域见图 3。塞式喷管的流场为跨音流场,且存在激波、分离流动等复杂现象。本文用有限体积法求解 N-S 雷诺平均方程组对流场进行数值模拟,分别采用了 $k-\epsilon$ 双方程模型和 $k-l$ 单方程模型封闭方程组。为简化计算,在单方程模型中,混和长度 l 取为钟型喷管进口半径的十分之一。壁面附近的流动,用壁面函数处理。

3 边界条件及初始条件

图 3 为塞式喷管计算域各边界示意图,各边界条件的给法如下: $a-b$ 边界:给定 u, v, T, k 及 ϵ , 静压 p 直接由内场外推。外流上游边界 $b-c$: 可与 $a-b$ 边界同样处理。当外流超音速时, u, v, p, T, k 及 ϵ 全部给定。 $c-g$ 边界: 给定静压 p 为环境压强,其余全部直接外推。 $g-f$ 边界: 在亚音速出口时给定出口反压 p 为环境压强,其余全部直接外推。出口超音速时 p 也外推。 $f-d$ 边界: 这是气壁界,是流场的对称中心轴线。给定 $v=0$,其余直接外推。 $d-e-a$ 及 $b-h$ 为固壁边界,给定绝热壁条件和无滑移条件 $u=0, v=0$ 。

在本文所做的各种计算中,主流进口条件即 $a-b$ 边界条件都是一样的。根据给定的燃烧室总压和总温及进口马赫数,按照一维等熵流计算

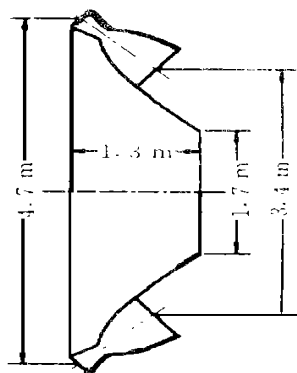


图 1 塞式喷管结构示意图

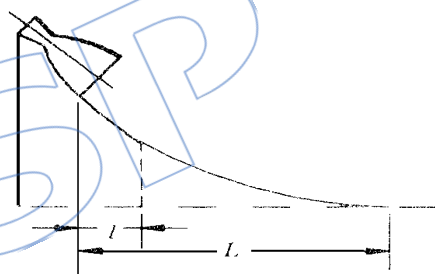


图 2 塞式喷管理论轮廓及截短后的情形
(L 理论轮廓长度, l 截短后的长度)

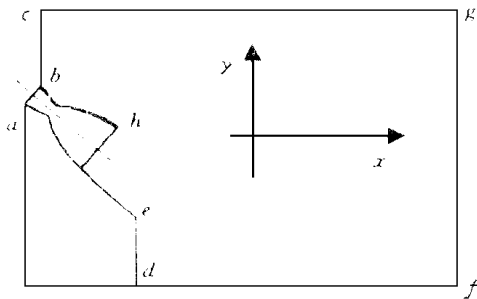


图 3 流场计算域示意图

公式可算出进口 x 向流速 u_{in} 及 T_{in} , 并设进口 y 向流速 $v_{in} = 0$ 。本文计算中, 进口总压为 15 MPa, 总温为 3600 K, 马赫数为 0.2。初始流速场设为进口流速的均匀场, 初始压强场设为从进口到出口由高到低线性分布的压强场。

4 计算结果及分析

本文在进口条件不变的情况下改变出口反压, 模拟了不同环境压强情况下的塞式喷管的

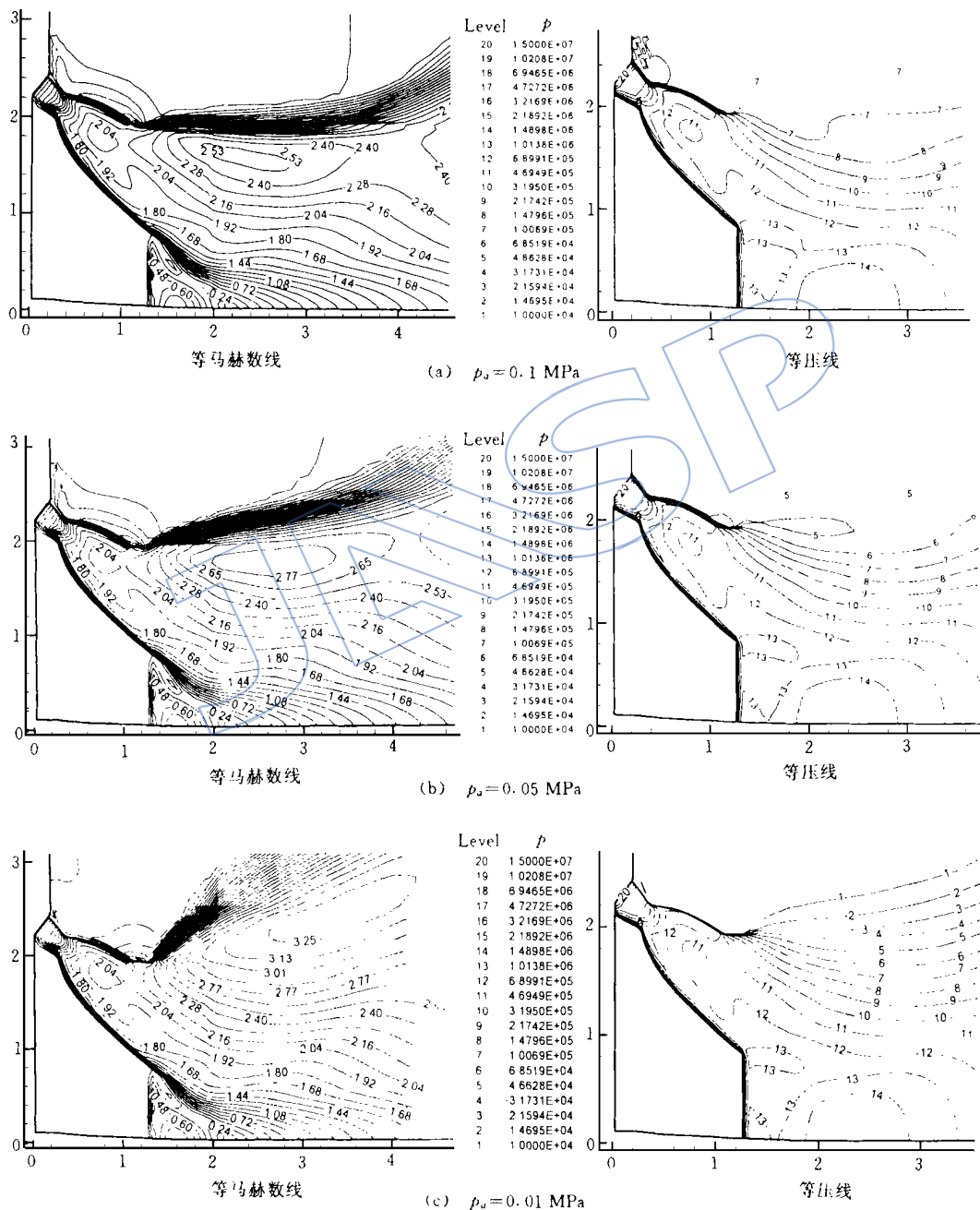


图 4 各种环境压强条件下的等马赫数线图及等压线图 (压强单位为 Pa)

流场情况。模拟的环境压强 p_a 分别为 0.1 MPa, 0.05 MPa 和 0.01 MPa 三种。计算时假定喷管向静态大气中喷流。计算所用的网格全场为 50×100 个结点, 在钟型喷管内部分布了 20×35 个结点。模拟的结果见图 4。

图 4 显示了各种环境压强条件下的等马赫数线图及等压线图。该计算结果与文献[2]中关于另一种塞式喷管计算结果的分布规律和趋势大致相同。燃气在钟型喷管的扩张段膨胀时受到喷管上、下壁面的约束。在喷管出口之后的外流场中, 主流的內边界仍受塞锥壁面的约束, 外边界为受环境压强影响的自由边界。燃气在喷管出口处外折一个角度继续膨胀。随着环境压强的降低, 外折角增大, 自由边界也不断扩大, 使塞式喷管的膨胀比也不断增大, 自动进行高度补偿。外折角可由 Prandtl-Meyer 理论计算。燃气的流速也不断增大, 最大流速点向后推移。

采用 $k-l$ 单方程紊流模型模拟的结果与 $k-\epsilon$ 双方程模拟的结果基本一致, 模拟结果见图 5。图中只给出了 $p_a = 0.1$ MPa 的情况, 其余环境压强条件下, 两种模型模拟的结果也基本一致, 不再列出。

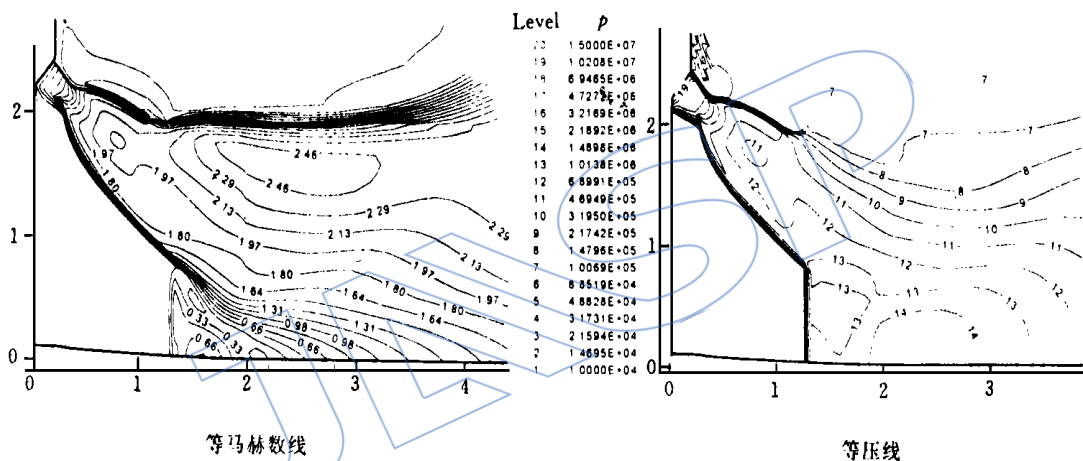


图 5 采用 $k-l$ 紊流模型计算的等马赫数线图及等压线图($p_a = 0.1$ MPa)

本文通过不同环境压力下的塞式喷管流场研究表明, 该塞式喷管的扩张段膨胀的自由边界能够随着环境压强的改变而自动调整, 具有良好的高度补偿特性。选择装有塞式喷管的发动机作为单级入轨的天地往返系统的动力之一是有吸引力的。

参 考 文 献

- 1 Carl A Aukerman. Plug Nozzle- The Ultimate Customer Driver Propulsion System. AIAA 91- 2208, 1991
- 2 Rommel T, Hagemann G, Schley C, etc. Plug Nozzle Flowfield Calculations for SSTD Applications. AIAA 95- 2784, 1995

(责任编辑 杨再荣)

NUMERICAL SIMULATION OF PLUG NOZZLE FLOWFIELDS AT DIFFERENT AMBIENT PRESSURES

Zhuge Weilin, Zhang Yangjun, Zhang Baoning

(Department of Thermal Engineering, Tsinghua University 100084)

Chen Ronghui

(Gas Turbine Academy of China)

ABSTRACT

A type of circular multi-thruster plug nozzle has been designed, and its flow fields at different ambient pressures were simulated numerically by solving axisymmetric Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with a finite-volume formulation. The simulations based on single equation and two equations turbulent models were compared. The results of the both models at proper mixing length were consistent in general. This type of plug nozzle embodies the main advantages of plug nozzles.

Key Words Jet nozzle Flowfield Numerical simulation

AEROACOUSTIC CALCULATION OF A TRANSONIC PROPELLER BY USING KIRCHHOFF METHOD

Ma Liang

(5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

D. Lohmann and M. Kuntz *(Institute of Design Aerodynamics, DLR Germany)*

ABSTRACT

The aeroacoustic field generated by a transonic two-blade Hartzell propeller was calculated by using Kirchhoff method. The Kirchhoff surface was defined as a nonrotating cylinder surrounding the whole propeller blade. The aerodynamic flow-field was firstly computed by using the Flower code running in the Euler mode, then the farfield acoustic pressure was calculated with the Kirchhoff method. A detailed numerical study revealed the influence of the radius and height of the cylinder on the acoustic pressure in the farfield. The results obtained by the Farassat's linear method were also presented and compared with the presented results. The comparison of the results obtained by both the methods with experimental data demonstrated that the Kirchhoff method considering most of the nonlinear effects gave a better results than the linear method.

Key Words Kirchhoff method Aerodynamic noise Propeller Calculation

A CONSIDERATION OF TWO EQUATION TURBULENCE MODEL

Liang Dewang and Lu Bing

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

A concept of "two-layer" turbulence model is proposed which employs an algebraic turbulence model in near wall area and a two-equation turbulence model in outer area or far wall area. The flows over a flat plate with $M = 0.3$ uniform inflow and in a 90° rectangular bent duct with non-uniform velocity and high turbulence inflow are calculated respectively by use of the "two layer" turbulence model and two equation turbulence model with low Reynolds number modification. The obtained results show that the "two layer" turbulence model can predict the distribution of velocity and wall stress for external flow