

斜切喷管固体火箭发动机喷管流场与推力特性研究^{*}

金贺龙, 王 浩, 林庆育, 陶如意

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究斜切喷管固体火箭发动机的喷管流场与推力特性, 采用二阶精度的AUSM格式求解守恒型N-S方程组并与Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型相结合, 对不同角度斜切喷管的流场特性与推力特性进行数值模拟研究。同时, 设计斜切喷管发动机推力测试试验台, 通过此测试平台获取发动机工作过程的推力曲线, 并与数值仿真结果进行对比, 验证所建立的数值仿真计算方法的可行性和有效性。结果表明: 通过数值仿真方法获得的斜切喷管发动机推力与试验结果之间的误差较小; 由仿真与试验结果可知, 45°斜切喷管推力作用线与喷管轴线之间存在夹角, 表明斜切喷管发动机存在推力偏转现象。此外, 该结构喷管流场存在两个激波交汇高压强区域, 同时第二道激波结构强度高于第一道。当喷管斜切角度达到40°时, 随着喷管斜切角度的增加, 斜切喷管的质量流量、总推力与推力偏转角不断减小, 但减小趋势不断变缓。

关键词: 固体火箭发动机; 斜切喷管; 推力测试; 激波; 推力偏转角

中图分类号: V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2681-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190854

Characteristics of Nozzle Flow Field and Thrust for a Solid Rocket Motor with a Structure of Angle-Cut Nozzle

JIN He-long, WANG Hao, LIN Qing-yu, TAO Ru-yi

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the characteristics of nozzle flow field and thrust for a solid rocket motor (SRM) with a structure of angle-cut nozzle, the conservative N-S equations are solved by using the second-order accuracy AUSM scheme, combining them with the Realizable $k-\varepsilon$ turbulence model, and then the nozzle flow field and thrust characteristics are researched on the numerical simulation method for different degrees of angle-cut nozzle. At the same time, a thrust stand for the thrust test of angle-cut nozzle SRM is designed. The thrust curve of engine working process is adopted by this thrust stand, and it is compared with the numerical simulation results and the effectiveness and feasibility are verified for this competing method accordingly. Results show that the error between the thrust of angle-cut nozzle SRM obtained by the numerical simulation method and the test results is small. From the simulation and test results, it can be seen that there is an angle between the thrust line and the nozzle axis for 45° of angle-cut nozzle and it has been shown that the thrust deflection phenomenon exists. In addition, there are two high pressure areas which shock waves converged in the nozzle flow field, and the structural strength of the second shock wave is higher than that of the first shock wave. When the degree of angle-cut nozzle

* 收稿日期: 2019-12-11; 修订日期: 2020-05-15。

作者简介: 金贺龙, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机。E-mail: nustjhl@163.com

通讯作者: 陶如意, 博士, 副研究员, 研究领域为点传火与发射理论。E-mail: tao801801@163.com

引用格式: 金贺龙, 王 浩, 林庆育, 等. 斜切喷管固体火箭发动机喷管流场与推力特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2681-2690. (JIN He-long, WANG Hao, LIN Qing-yu, et al. Characteristics of Nozzle Flow Field and Thrust for a Solid Rocket Motor with a Structure of Angle-Cut Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2681-2690.)

reaches 40° , with the increase of the degrees of angle-cut nozzle, the mass flow rate, the total thrust and the thrust deflection angle continuous decrease, but the decreasing trend slows down.

Key words: Solid rocket motor; Angle-cut nozzle; Thrust test; Shock wave; Thrust deflection angle

1 引言

斜切喷管技术在导弹的级间分离、推力终止及推力矢量控制技术中发挥着重要的作用。斜切喷管作为异形喷管结构,发动机喷管轴线与燃烧室轴线之间成一定夹角,同时喷管出口也会采用不对称的斜切结构设计,这将导致发动机喷管出口流场结构较为复杂。此外,斜切喷管作为一种特殊的推力矢量装置,它利用喷管出口平面不垂直于喷管轴线,形成不对称喷管扩张段产生侧向推力,这种喷管的主要特点是不需要任何附加装置就能产生矢量推力,其推进系统结构简单、重量轻。由于斜切喷管通常不具有常规喷管的几何外形,因而斜切喷管设计要比常规喷管复杂。通过对喷管型面的设计、斜切与安装方式的选取,可实现不同的喷管性能,满足不同的工程应用需求。

近年来,一些学者对火箭发动机斜切喷管开展了一系列的研究工作。鲍福廷等^[1]针对采用斜切喷管结构的推进系统,提出一种优化算法,从参数分析角度确定发动机斜切喷管的最优值。金捷等^[2]利用矢量通量分裂有限体积格式和B-L湍流模型,求解三维N-S方程,对矢量喷管的内流场进行数值模拟,研究矢量喷管流场特性。徐玮等^[3]应用有限体积法建立三维守恒型N-S方程组,对非轴对称斜切喷管内流场开展数值模拟仿真,研究喷管斜切角度变化对发动机推力及推力线偏转角的影响。林霞等^[4]采用压力积分法推导斜切喷管推力、推力偏转角和力矩的计算公式,同时论证喷管斜切角度和扩张半角对上述特征参数的影响,并对结构设计进行优化。邢志浩等^[5]对斜切喷管固体火箭发动机流场进行了三维数值仿真模拟,研究发动机喷管的推力特性,并通过试验加以验证。邢鹏涛等^[6]采用有限体积法求解N-S方程,研究多斜切喷管结构发动机喷管的工作特点,并对多喷管发动机轴向推力进行计算。Kiely等^[7]设计一种采用斜切喷管结构的部分进气微型涡轮机,并详细介绍了斜切喷管结构参数及涡轮的实验参数。Capone等^[8]实验研究了6种喷管几何参数对单边膨胀斜切喷管性能的影响,喷管设计落压比为14,试验马赫数为0.6~1.2。Keener等^[9],Spaid等^[10]研究单边膨胀斜切喷管内外流场之间的相互干扰问题。由于斜切

喷管发动机存在推力偏转现象,同时随着斜切喷管不对称程度的增加,推力偏转现象越发明显。并且斜切喷管的流场结构也相对复杂,有必要对发动机斜切喷管的流场与推力特性进行深入研究。

与前人的研究相比,本文研究的斜切喷管发动机不仅喷管出口采用斜切形式,而且喷管喉部入口处也采用倾斜安装方式。为了保证不同角度喷管的喷管出口处燃气流动状态近似相同,对不同角度的斜切喷管,采用相同的当量喉通比进行设计(表现为不同角度斜切喷管的轴线长度相同),研究此类斜切喷管的燃气流动特性与推力特性。同时设计一种发动机双向推力测试系统,对采用斜切喷管结构的火箭发动机进行推力测量,并验证推力偏转现象的存在。本文首先建立斜切喷管发动机流场仿真计算模型,对发动机斜切喷管的流场与推力特性进行数值仿真研究;同时设计斜切喷管发动机推力参数测试试验台,获取发动机工作过程推力特征曲线,并与数值仿真结果进行对比,验证数值方法的有效性与合理性。最后,研究了斜切喷管结构参数变化对发动机流场特性和推力特性的影响。

2 数理模型和原理

2.1 发动机模型

图1为斜切喷管火箭发动机装药结构图,该发动机采用斜切喷管结构,发动机燃烧室轴线与喷管轴线成一定夹角。同时由于结构限制,发动机喷管省略收缩段结构。发动机装药采用自由装填形式,并通过挡药板进行固定。推进剂选用双基管状推进剂,点火药选用球型黑火药,推进剂性能参数如表1所示。

2.2 基本假设

由于固体火箭发动机工作过程涉及非常复杂的

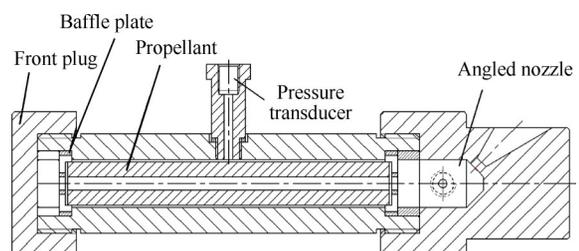


Fig. 1 Structural diagram of solid rocket motor with angle-cut nozzle

Table 1 Parameters of propellant

Parameter	Value
Characteristic velocity/(m/s)	1370
Specific heat ratio	1.274
Molecular weight of gas/(g/mol)	23.5
Burning rate coefficient/(mm/s)	0.5124
Burning rate exponent	0.66
Gas temperature/K	2100

物理和化学现象,因此在对斜切喷管发动机进行研究时,提出如下假设:

(1)忽略化学反应的具体过程,并且推进剂燃烧所生成的混合气体满足理想气体状态方程,可视混合气体为理想气体。

(2)当火箭发动机处于稳定工作状态时,短瞬态时间内流场参数和推进剂结构变化不大;因此,在计算斜切喷管发动机流场特性参数时,忽略推进剂燃面推移对燃烧室流场计算的影响。

(3)不考虑燃气和固体壁面之间的辐射换热现象。

2.3 计算模型与边界条件

2.3.1 控制方程

流场计算采用非定常可压缩N-S方程,以连续、动量和能量方程为基础,同时考虑气体黏性系数和导热系数跟随温度的变化情况。在直角坐标系中,可压缩流体守恒型N-S方程通用形式为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

式中 $U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$; ρ, u, v, w, e 分别为燃气的密度、 x 向速度、 y 向速度、 z 向速度和内能; E, F 和 H 为对流项通量; E_v, F_v 和 H_v 为黏性通量, S 为源项。

2.3.2 湍流模型

湍流模型选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型^[11-14]

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中 G_k 是由层流速度梯度而产生的湍流动能; G_b 是由浮力而产生的湍流动能; Y_M 是由于在可压缩湍流中,过渡扩散而产生的波动,其它参数为相关特征常量和自定义源项。

2.3.3 火箭发动机推力^[15-17]

火箭发动机推力为发动机内、外表面全部作用力的合力。因此,发动机推力计算公式为

$$F = \iint_{A_{in}} p_{in} dA + \int_{A_{ex}} p_{ex} dA \quad (4)$$

式中 p_{in} 和 p_{ex} 分别代表作用于发动机内、外表面上的压强; dA 代表发动机内外表面的微元面积。对于常规的直喷管发动机,推力计算式可以化简为 $F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a)$ 的形式;这种推力表达式结构简单、使用方便,但对于斜切喷管发动机推力计算并不适用。对于斜切喷管发动机,推力由式(4)对发动机内外表面全积分得出。由于发动机燃烧室内的压强变化较小,假设计算模型入口处燃气压强等于发动机前封头处压强;同时,作用在燃烧室圆筒段的压强互相抵消,因此进行推力计算时,只对本文所建立的计算模型积分即可。

2.3.4 计算模型网格生成与边界条件

选取图1中斜切喷管火箭发动机后部作为发动机内流场和推力特性研究的数值计算区域。并对此计算区域进行网格划分,网格划分结果如图2所示。由于本文所研究的发动机斜切喷管结构,不仅喷管采用斜切形式,并且发动机喷管轴线与燃烧室轴线之间存在夹角;与常规直喷管结构之间存在较大差异,发动机喷管结构不再具有圆周对称性质,因此计算区域存在强烈的三维特性。并且喷管喉部连接处几何形状复杂,很难用整体结构网格处理,同时模型中存在明显的边界层结构,建立一体非结构网格,边界层处网格质量也难以保证,因此选用多区域混合网格是一种很好的方法。将计算区域分为三个部分:燃烧室圆柱段、尾部收缩段和斜切喷管段。收缩段建立非结构网格,圆柱段和喷管段分别建立结构网格,不同区域通过交界界面进行参数传递。同时计算中只针对火箭发动机稳定工作过程中的某一很短时间段(10ms)进行瞬态数值计算,因此可以忽略推进剂药柱燃面推移的影响,认为短时间内药柱没有变化。计算区域中的推进剂药柱模型占整个发动机药柱的比例很小(<10%),因此将其作为壁面条件处理,其产生的燃气质量并入前面的质量流量入口。火箭发动机推进剂燃烧表面的燃气质量流量等效为内外通道入口截面的质量流量,流量数值根据压强-时间试验曲线、燃速方程和燃烧面积计算得到。计算模型入口总质量流量0.211kg/s,外通道与内通道质量流量之比为9:4,燃气总温2100K。计算区域,轴线方向总长度为78mm,法线方向总长度为

36.7mm, 发动机燃烧室直径22mm, 斜切喷管喉部直径6mm, 喷管扩张半角 15° , 不同角度斜切喷管轴线长度同为26.4mm。40°, 45°, 60°和75°斜切喷管的喷管出口面积和喉部面积之比分别为16.47, 14.21, 10.78和9.39, 不同角度斜切喷管出口截面保持水平方向。定义喷管斜切角度为喷管出口截面与喷管轴线之间的夹角 β , 同时由于此模型喷管出口截面保持水平, 此角度也为斜切喷管轴线与发动机燃烧室轴线之间的夹角。由于此模型斜切喷管入口区域流场结构较为复杂, 为了准确获得复杂流场特征信息, 对喷管入口与喉部处进行网格局部加密。本文所涉及的不同角度斜切喷管, 在设计中是使喷管出口处燃气流动处于欠膨胀或完全膨胀流动状态。由于本文喷管流动不存在过膨胀以及明显的流动分离等复杂现象, 因此可以采用文中的计算模型进行数值仿真计算。对于喷管角度较小、过膨胀以及流动分离等现象, 一般应增加喷管外部空间计算区域, 进行喷管内流场与外部流场的一体流场计算模型进行仿真计算。

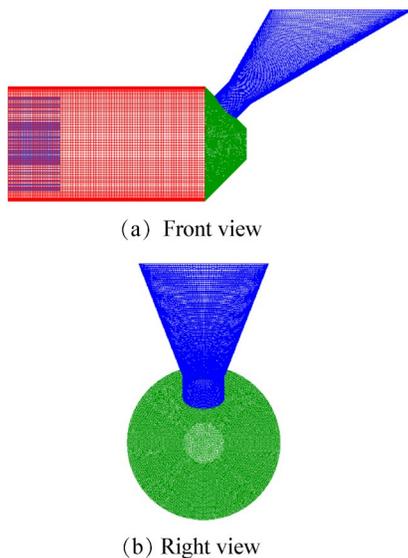


Fig. 2 Grid of the calculation region for SRM

计算区域边界条件设置^[18-19]如图3所示:

(1) 进口条件: 进口气流为亚声速流, 给定气体入口质量流量、总温、静压和气流入射方向角。

(2) 出口条件: 出口处气体为超声速状态, 因此出口参数按一阶外推确定。

(3) 固壁条件: 对于壁面, 采用绝热、无滑移固壁边界条件。

2.4 网格无关性验证

本文研究工况较多, 需要建立多个计算网格模

型, 为了确保数值模拟的准确性, 排除各个工况因网格数量不同而造成的结果失真, 需对已建立的计算网格模型的无关性进行验证。验证网格选用45°斜切喷管发动机的计算网格模型, 取三种方案进行比较(见表2), 验证发动机斜切喷管质量流量数值。结果表明, 当计算网格达到243万时, 喷管质量流量基本保持在0.2063kg/s。同时为了节省计算资源, 提高效率, 选用方案2的计算网格进行数值仿真模拟。

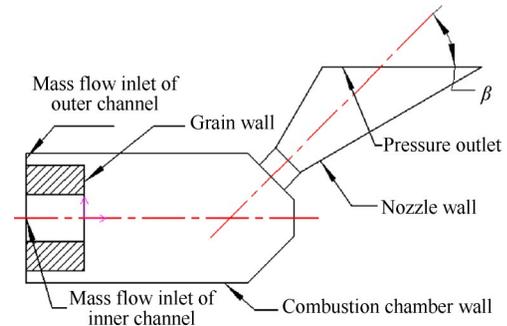


Fig. 3 Boundary conditions of computational area

Table 2 Grid independence verification

Case	Grid number of flow field	Mass flow of nozzle outlet m_i /(kg/s)
1	2110599	0.2050
2	2438087	0.2063
3	2641063	0.2063

3 斜切喷管火箭发动机推力测试平台设计与试验结果分析

3.1 推力测试平台结构与推力测试原理简介

本文建立一个发动机双向推力测试平台装置, 对采用斜切喷管结构的火箭发动机进行推力测量。与常规直喷管火箭发动机推力测试系统不同, 直喷管火箭发动机主推力只有一个; 对于发动机推力的测量, 只需在主推力方向上加装一个压电式推力传感器, 并在此方向上添加推力预紧力, 测量发动机主推力。同时, 由于常规发动机侧向推力远小于发动机主推力(一般相差1~2个数量级), 因此对于发动机侧向推力的测量常常采用六分力测试平台系统。当使用六分力平台时, 发动机侧向力一般远小于发动机主推力; 因此在主推力方向加装传感器的同时, 对于侧向力的测量, 一般选用灵敏度较高、同时量程较小的推力应变感应装置进行测量。而本文所研究的斜切喷管发动机的喷管斜切角度为45°, 发动机主推力与某一方向侧向力处于同一量级, 因此本文建

立一种双向推力测试平台系统,通过两个压电式推力传感器测量发动机两个方向的推力。采用圆滚挠性结构与滑块导轨结构提供两个方向的运动自由度,降低两个方向之间刚性结构的相互影响;同时在推力的两个方向上分别加装推力传感器,同时在测量开始前分别添加预紧力,发动机推力测试平台系统结构如图4所示。图4(a)是测力传感器布置结构图,其力学模型如图4(c)所示。

此推力平台由水平和竖直平板支撑结构、圆滚挠性结构、滑块导轨结构、压电式推力传感器和其他

局部调整校准结构组成。水平和竖直平板支撑结构用于其他部件安装定位并提供支撑,圆滚挠性结构用于提供水平方向自由度,滑块导轨结构用于提供铅垂方向自由度,压电式推力传感器用于发动机推力测量,其他调整校准结构用于降低由于安装、加工过程中各个部件在水平和铅垂方向上的误差和偏差。圆滚挠性构件是一种绕圆心转动的圆滚结构,并与发动机构成一种摆锤结构,进而释放压力传感器1的水平方向自由度,滑块与导轨之间是一种滚珠导轨结构,滑块与导轨之间的摩擦力很小,可以释放传感器2的铅垂方向自由度,降低两个方向之间刚性结构的相互影响。

刚体在空间力系作用下力系平衡的必要条件是:在直角坐标系中各力在 X_1, Y_1, Z 轴上的投影代数和及各力对三个坐标轴力矩的代数和为0。同时认为本文所建立的发动机双向推力测试平台装置的传感器测试推力和发动机工作所产生的作用力,在同一平面内,忽略发动机零部件设计公差、加工误差和装配误差产生推力作用线偏移的影响。在安装调试时,尽可能保证发动机斜切喷管轴线与推力测试传感器的轴线在同一平面内。可得测试系统的力系平衡方程组为

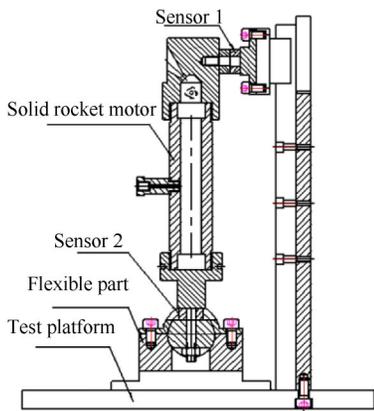
$$\begin{cases} \sum F_{x_1} = 0 \\ \sum F_{y_1} = 0 \\ \sum M_z = 0 \end{cases} \quad (5)$$

选取 $O-X_1Y_1$ 直角坐标系,以圆滚挠性结构的圆心位置为坐标原点 O ,发动机燃烧室轴线方向为 X_1 方向,垂直于 X_1 轴方向为 Y_1 轴方向, OZ 为过 O 点 OX_1Y_1 平面法向轴。 A 和 B 为发动机传感器安装位置, F_1 和 F_2 为传感器测得的推力值, F_x 和 F_y 为发动机轴线方向和侧方向推力值。定义 O_1 为发动机喷管轴线与斜切出口面之间的交点, O_2 为发动机实际推力线与燃烧室轴线之间的交点。 O_3 为发动机喷管轴线与燃烧室轴线之间的交点。实际上,斜切喷管推力线的作用位置无法直观精确确定。工程上,一般假定侧向力的作用点位于发动机喷管轴线与斜切出口面的交点 O_1 上,即认为斜切喷管推力作用线穿过 O_1 点。

根据力系平衡方程(5)可得

$$\begin{cases} F_x = F_2 \\ F_y = F_1 \frac{L_1}{L_2} + F_x \frac{L_3}{L_2} \end{cases} \quad (6)$$

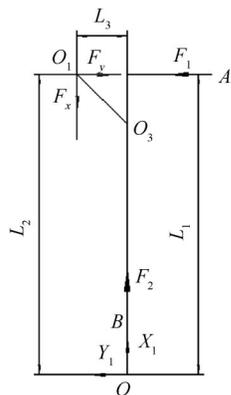
式中 L_1 为传感器1轴线方向与 O 点之间的距离, L_2 为侧向推力作用线与 O 点之间的距离, L_3 为 O_1 点与



(a) Structural diagram of force sensor arrangement



(b) Installation diagram of experiment



(c) Mechanical model diagram

Fig. 4 Structural diagrams of thrust test platform system for SRM

发动机燃烧室轴线之间的距离。通过试验测量得到 F_1 和 F_2 的数值,然后通过式(6)进行转换就可得到斜切喷管发动机的推力数值。

3.2 推力测试试验与结果分析

试验准备阶段,将发动机安装到推力测试平台系统上,通过目标尺、水平仪等装置调整发动机的安装角度,调整校准结构部件,尽可能使发动机轴线方向保持垂直,同时使两个压电传感器(CL-YD-311A)分别位于水平和铅垂平面上,同时在两个压电推力传感器上分别添加预紧力。发动机壳体壁面上有测压孔,在测压孔上安装 Kistler-6215 传感器,该传感器通过数据传输线连接到 DEWE-4010 数据记录器上,同时推力传感器也通过数据传输线连接到数据记录器上。火箭发动机点火方式为压电式点火,点火药采用 2# 小粒黑火药,其结构采用点火药包形式。实验过程如下:首先,在实验开始前,设置数据记录器参数,仪器清零,并检查线路通断情况,连接点火线,当实验前的一切准备完成后对数据记录器进行初始化。然后,通过起爆电源激发压电点火器点燃点火药,进而点燃发动机推进剂,并且数据记录器全程工作直到实验结束。最后,保存实验数据以便整理分析结果。

通过图 5 可知,火箭发动机工作过程分为 4 个阶段:点火阶段、点火药和推进剂共同作用阶段、发动机稳定工作阶段和尾段。通过发动机燃烧室压力曲线可知,此发动机工作全过程持续约 310ms,发动机稳定工作过程燃烧室压强约为 10MPa,燃烧室最大压强 19MPa,发动机稳定工作过程持续时间较长,说明此发动机工作性能良好。

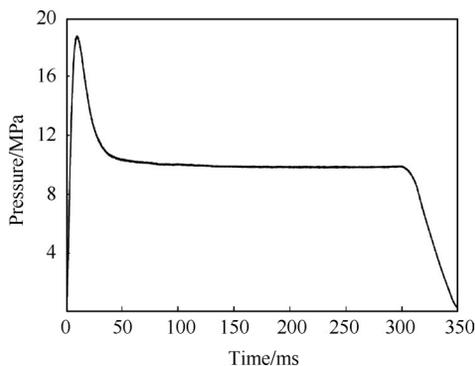


Fig. 5 Pressure curve of rocket motor combustor

图 6 为发动机推力传感器试验测试结果曲线,通过此曲线可知,发动机稳定工作阶段,由推力传感器 1 得到的推力结果 F_1 为 238N,推力传感器 2 的推力结果 F_2 为 242N;再根据式(6)得到发动机两个方向推力

数值,其中轴向推力 F_x 为 242N,侧向推力 F_y 为 259.3N。同时根据数值仿真结果得到发动机轴向推力 F_x 为 253.85N,侧向推力 F_y 为 278.94N,误差分别为 4.90% 和 7.57%。同时考虑到发动机喷管设计时表面没有增加绝热层材料,而数值仿真计算时,喷管采用绝热壁面边界条件处理;由于试验发动机工作时会带来 2%~3% 的壁面热量损失,考虑喷管热量损失时,斜切喷管发动机推力试验与仿真结果之间的偏差是可以接受的。表明将此数值仿真计算模型用于斜切喷管发动机推力与喷管流场特性研究是有效的。此外,根据仿真与试验结果发现,45°斜切喷管推力作用线与喷管轴线之间存在夹角,表明斜切喷管发动机存在推力偏转现象。

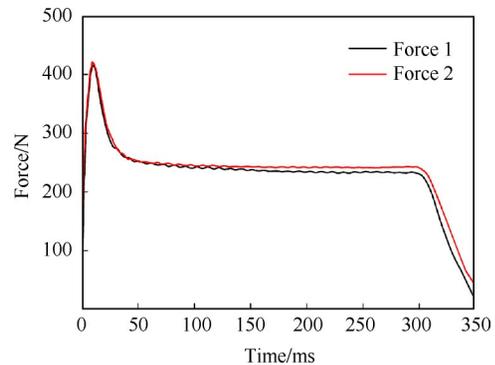


Fig. 6 Experimental curve of SRM thrust test

同时通过推力试验曲线发现,推力峰值之后,两个推力测试结果数值较为接近,120ms 之后才明显产生差别,这种现象产生原因可做如下解释。由于发动机工作过程存在压强峰,导致推力测试系统相当于一个激励振荡系统。在圆滚挠性结构方向上力臂较长,系统振荡效果更佳明显,推力 F_1 测试系统从外激励振荡到稳定过程的持续时间更长,振荡幅度也较大。而滑块方向推力测试系统,发动机推力作用位置的力臂较短,推力 F_2 测试系统从外激励振荡到稳定过程的持续时间较短,此方向上推力测试系统较快达到稳定工作状态。推力测试结果一般也取自测试系统稳定工作过程的测试数值。

计算中,选用发动机喷管轴线与斜切出口面之间的交点 O_1 作为发动机推力线与斜切出口面的交点,是一种工程近似。而实际中,由于斜切喷管发动机存在推力偏转现象,实际推力线在斜切出口面的作用位置与 O_1 之间存在偏差。可通过数值仿真方法计算得到发动机实际推力线与燃烧室轴线之间的交点 O_2 ,通过 O_2 位置修正式(6)之后,计算得到发动机轴向推力 F_x 为 242N,侧向推力 F_y 为 259N;与采用 O_1

作用点计算相比,轴向推力 F_x 结果没有影响,侧向推力 F_y 相差0.1%,误差较小。因此,实际中选用喷管轴线与斜切出口面之间的交点 O_1 作为发动机推力线作用位置进行计算是可行的。

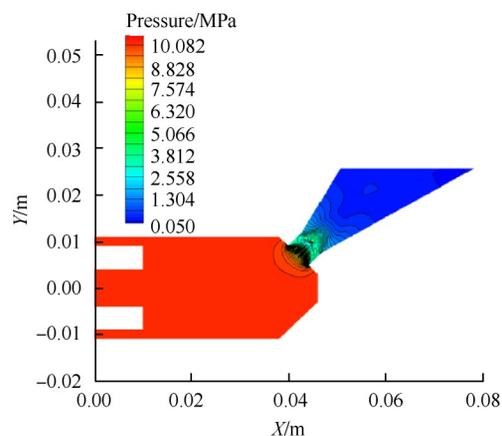
由于斜切喷管存在推力偏转现象,会产生附加轴向力与对应力矩,这是斜切喷管推力测量中经常遇到的问题,此现象对文中测试系统的影响情况做如下分析:传统斜切喷管发动机推力测试方法一般只测量发动机轴线方向推力数值。但由于斜切喷管存在推力偏转现象,会产生附加轴向力与力矩。当通过试验测得发动机轴线方向推力后,利用轴向推力求解总推力与侧向推力时,由于附加轴向力与推力偏转的存在,会导致总推力与侧向推力的计算结果存在一定的偏差。对于本文研究的斜切喷管发动机,采用双向推力测试系统时,由于斜切喷管不对称区域的存在,导致推力偏转现象,产生附加轴向力与力矩,使推力作用线发生偏移,实际推力线的作用位置与 O_1 之间存在偏差,对侧方向推力 F_y 的影响约为0.1%,数值较小,可以忽略推力偏转的影响。而在发动机燃烧室轴线 X_1 方向上,推力传感器直接测量发动机工作过程推力在 X_1 轴方向分量(发动机轴线方向)的实际值,传感器测量值与推力值之间只存在由于加工与安装等因素引起的系统误差,可忽略这些因素的影响。通过两个方向传感器测量得到轴向推力 F_x 与侧向推力 F_y ,进而可以求出发动机的总推力与推力偏转角。由于双向推力测试系统能够测量发动机工作过程中两个方向的推力,进而能够得出总推力与推力偏转角。而传统测量方式中只测量发动机轴线方向推力,无法消除附加轴向力与推力偏转角对总推力与侧向力计算精度的影响。因此,斜切喷管发动机推力偏转所带来的附加轴向力与力矩等问题,对本文所研究的双向推力测试系统的发动机推力测量结果影响较小。

4 结果与分析

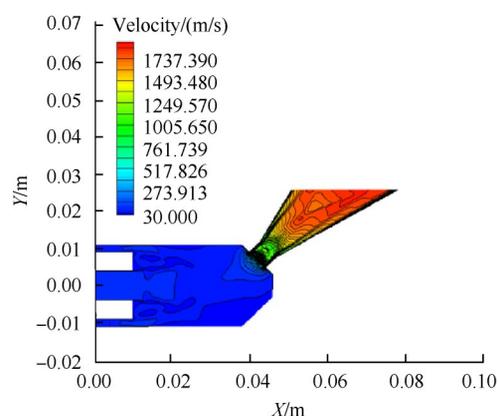
4.1 斜切喷管火箭发动机喷管流场特性研究

图7给出发动机燃烧室尾部流场的静压和速度分布云图。由图可知,发动机燃烧室尾部前端气体压强变化较小,当燃气流动到发动机喷管喉部入口附近时,燃气开始快速收缩,由于本文所研究的发动机没有收缩段结构,使得气流在喷管喉部入口附近产生较大的收缩圆弧形结构,并且此处压强梯度较大,这种结构设计不可避免地导致喷管喉部附近附面层的厚度较大,即所谓的“缩颈现象”。喷管喉部

边界层呈现弧形形状,入口处气体流动通道逐渐变窄,在喷管喉部和扩张段的连接处附近气体流动通道最小,然后气体流动通道开始逐渐变宽。在喷管喉部入口处,由于弧形边界层的存在,使得燃气流动连续向内折转;根据气体动力学理论可知,气流内折扰动将产生一系列的压缩波,压缩波汇聚形成了一道弱激波,不同方向的弱激波在喷管轴线附近交汇形成一定的区域,燃气流经此区域压强上升,速度下降,形成局部高压区。当燃气流过此区域,喉部边界层扰动的影响减弱,燃气继续膨胀,气体流速增大。同时这些弱激波经过喷管扩张段壁面的反射作用,在下游喷管轴线上交汇,再次形成一个较强的激波交汇区域。当燃气流经此区域时,气体马赫数明显下降,压强上升。



(a) Cloud chart of static pressure distributions



(b) Cloud chart of velocity distributions

Fig. 7 Cloud charts of pressure and velocity distributions in the combustion chamber tail and nozzle for angle-cut nozzle SRM

为了研究不同角度斜切喷管的喷管流场气动参数变化规律,选取 40° 、 45° 、 60° 和 75° 这4种工况进行对比分析,不同角度斜切喷管轴线静压与马赫数分

布如图8所示。由图8可知,不同角度斜切喷管轴线上气动参数的变化规律是相同的,都是气体流速先快速增加,气体压强逐渐降低;当气体流经喷管扩张段入口处第一个激波交汇区后,燃气流速下降,压强上升;之后气体继续加速膨胀直到燃气流经第二个激波交汇区域,气流马赫数明显下降,随后燃气继续膨胀,马赫数增加。在斜切喷管内燃气流动穿过两个激波交汇区域,同时由于激波的存在,导致激波后燃气局部高压区的形成,这些现象也反映在喷管流场静压与速度分布云图(图7)中。随着喷管斜切角度的增加,由喷管喉部边界层所引起的第一个弱激波交汇区域的起始位置逐渐前移,同时当喷管斜切角度为 40° 时,燃气在第一个激波交汇区之前的气体压强数值最低,马赫数最大,燃气膨胀更加充分。随着喷管斜切角度的增加,第一个激波交汇区前的气流马赫数逐渐减小,压强数值逐渐增加。通过比较气流两次穿过激波交汇区的情况可知,通过第一个激波交汇区的气流马赫数变化幅度小于通过第二个激波交汇区的变化幅度,说明喷管出口附近形成的激波强度大于喷管喉部附近的激波强度。

4.2 斜切喷管火箭发动机推力特性研究

为研究不同角度斜切喷管的推力特性,同样选用喷管斜切角度 β 为 40° , 45° , 60° 和 75° 这4种工况进

行对比分析。通过数值仿真得到喷管特征参数,计算结果如表3所示, m_{in} 为喷管入口处质量流量。对于不同角度的斜切喷管,随着喷管斜切角度的增加,喷管入口速度 V_{in} 和马赫数 Ma_{in} 都在不断减小。此现象产生原因可做如下解释:随着喷管斜切角度的增加,喷管轴线与发动机燃烧室轴线之间的夹角在不断增大,而发动机燃气来流平行于燃烧室轴线;当燃气流到喷管入口处,受发动机斜切喷管结构的影响,燃气流动方向发生偏转。喷管斜切角度越大,则燃气流动偏转角度越大。燃气偏转角度越大,则喷管入口速度和马赫数越小。燃气偏转角度大小决定喷管入口速度和马赫数的大小,同时也影响喷管入口质量流量。根据喷管入口质量流量结果可知,随着喷管斜切角度的增加,喷管质量流量不断减小,但减小趋势不断变缓, 60° 与 75° 喷管质量流量已经十分接近,两者相差 $<0.1\%$ 。

对于不同角度的斜切喷管,随着喷管斜切角度的增加,发动机轴向推力 F_x 逐渐减小,侧向推力 F_y 逐渐增加。由图9(a)可知,轴向推力 F_x 随着喷管斜切角度的增加,近似于线性减小;当喷管斜切角度 $>60^\circ$ 时,减小趋势略有增加。而侧向推力 F_y ,则随着喷管斜切角度的增加,侧向推力先线性增加,但当喷管斜切角度 $>60^\circ$ 时,增加趋势略有变缓。图9(b)为发动

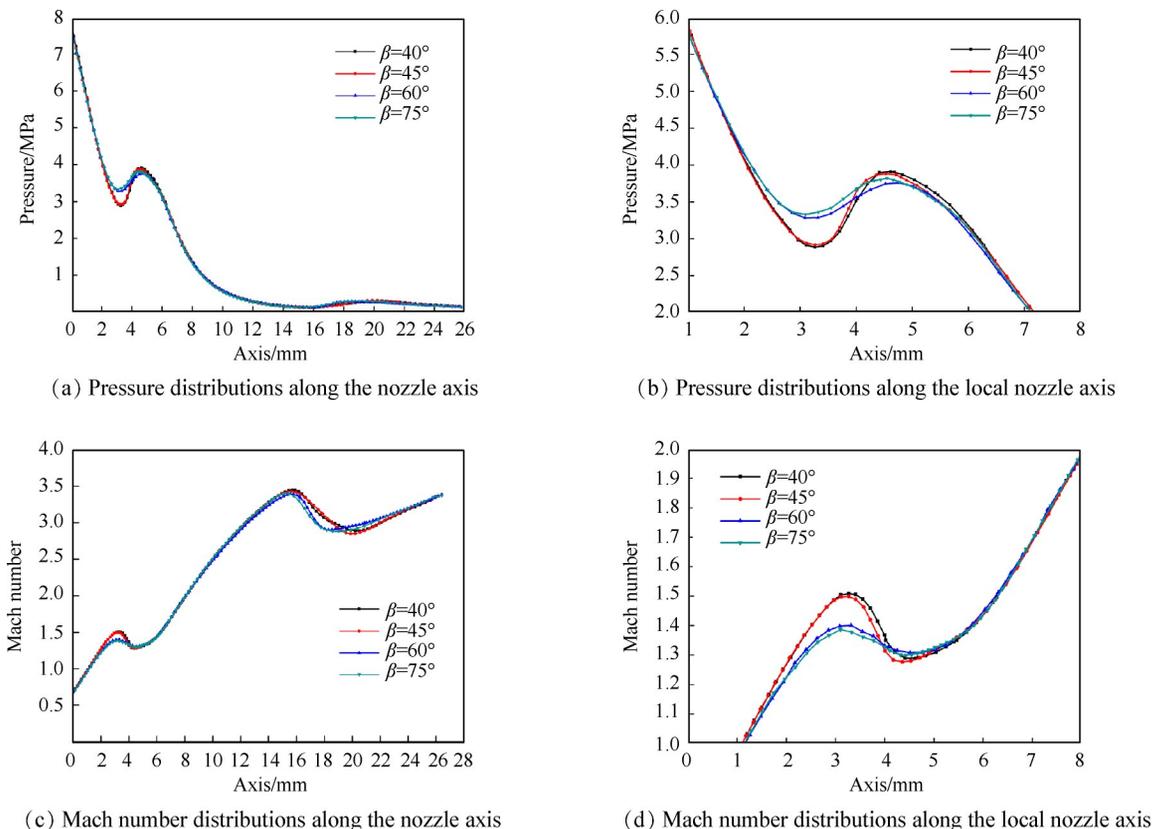


Fig. 8 Pressure and Mach number distributions along the nozzle axis for different angled nozzles

Table 3 Characteristic parameters of different degrees of angled nozzles

$\beta/(\circ)$	$m_{in}/(\text{kg/s})$	$V_{in}/(\text{m/s})$	Ma_{in}	F_x/N	F_y/N	F/N	$\theta/(\circ)$
40	0.20781	642.69	0.7656	277.6957	260.4475	380.72	3.16
45	0.20628	628.02	0.7473	253.8516	278.9431	377.16	2.70
60	0.20588	618.08	0.7345	174.8373	334.037	377.04	2.37
75	0.20581	615.08	0.7306	84.4430	367.225	376.81	2.05

机总推力 F 与推力偏转角 θ 随喷管斜切角度变化的规律曲线,随着喷管斜切角度的增加,发动机的总推力不断减小,但减小趋势不断变缓,与发动机喷管质量流量的变化趋势相同。由常规直喷管发动机推力计算式 $F_d = \dot{m}u_e$ 可知,发动机喷管质量流量是决定发动机推力大小的重要因素。而对于斜切喷管发动机,根据前面的分析发现,随着喷管斜切角度的变化,斜切喷管发动机总推力的变化趋势与喷管质量流量的变化趋势相同,因此对于斜切喷管发动机,喷管质量流量同样是决定发动机推力大小的重要因素。通过比较数值仿真计算结果与试验测试结果发现,斜切喷管发动机轴向推力 F_x 与侧向推力 F_y 数值之间存在偏差。45°斜切喷管的侧向推力 F_y 数值略大于轴向推力 F_x ,推力偏转角为 2.7°(推力偏转角 θ 定义为发动机推力作用线与喷管轴线之间的夹角)。

通过比较不同角度斜切喷管发现,喷管采用斜

切结构设计时,各种工况同时存在推力偏转现象。随着喷管斜切角度的增加,发动机的推力偏转角度不断减小,但减小趋势逐渐变缓。喷管斜切角度从 40°增加到 75°,推力偏转角则从 3.16°减小到 2.05°。产生推力偏转现象的原因可做如下解释:根据火箭发动机推力计算原理,发动机推力为发动机内、外表面全部作用力的合力。对于发动机的斜切喷管结构,喷管对称部分在垂直于喷管轴线方向的作用力是可以相互抵消的,而非对称部分将产生垂直于喷管轴线方向的作用合力。喷管的非对称结构区域越大,则垂直于发动机喷管方向的作用力越大,正是这部分作用力使得发动机产生推力偏转现象。本文所研究的发动机斜切喷管中,40°喷管对应的喷管不对称结构区域最大,因此,该角度发动机的推力偏转角度最大;随着喷管斜切角度的增加,喷管的不对称结构区域不断减小,则推力偏转角也不断减小。

5 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)通过数值方法获得的斜切喷管发动机推力与试验测试结果之间的误差较小,表明本文所建立的斜切喷管发动机流场仿真计算方法是有效的。此外,45°斜切喷管推力作用线与喷管轴线之间存在夹角,表明斜切喷管发动机存在推力偏转现象。

(2)不同角度的斜切喷管发动机轴线气动参数的变化规律是相同的,发动机喷管内存在两个激波交汇高压区域,同时第二道激波结构强度高于第一道激波结构。

(3)随着喷管斜切角度的增加,斜切喷管的质量流量、总推力和推力偏转角不断减小,但减小趋势不断变缓。喷管斜切角度从 40°增加到 75°,推力偏转角则从 3.16°减小到 2.05°。与常规直喷管发动机结构类似,对于斜切喷管发动机,喷管质量流量同样是决定发动机推力大小的重要因素。喷管采用斜切结构设计时,会存在推力偏转现象,发动机喷管的非对称结构区域是产生推力偏转现象的原因。

致谢:感谢南京理工大学黄明老师、江坤老师提供的建议与试验帮助,感谢南京理工大学能源与动力工程学

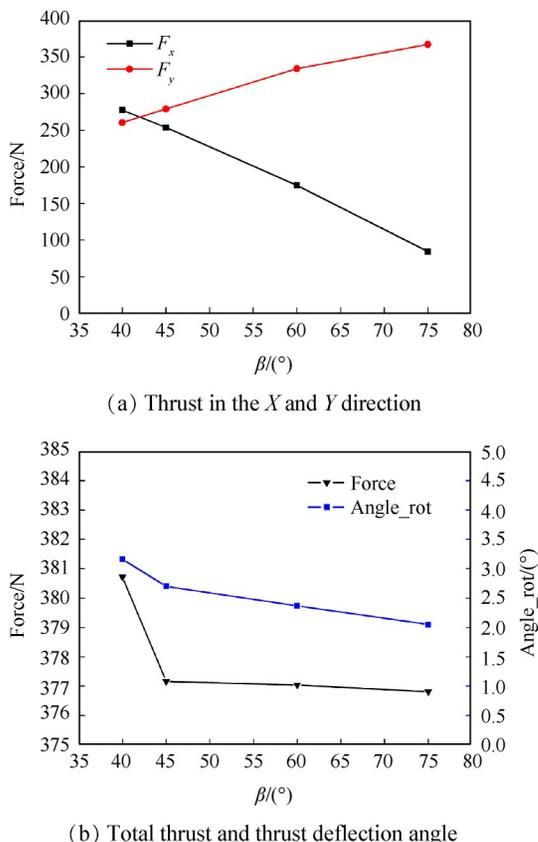


Fig. 9 Distribution of thrust characteristic parameters for different angled nozzles

院提供的试验设备支持。

参考文献

- [1] 鲍福廷, 柳有权, 王国龙. 斜切喷管推进系统的优化设计[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(2): 23-26.
- [2] 金捷, 王强. 轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 394-397.
- [3] 徐玮, 陈伟芳, 夏智勋. 非轴对称斜切喷管内流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 502-504.
- [4] 林霞, 李立人, 徐志斌, 等. 斜切喷管的推力及力矩计算[J]. 上海电力学院学报, 2007, 23(1): 16-20.
- [5] 邢志浩, 房雷, 王君祺. 斜切喷管固体火箭发动机推力特性仿真与试验[J]. 航空兵器, 2009, 16(2): 50-52.
- [6] 邢鹏涛, 王中, 舒慧明. 多喷管斜切式火箭发动机流场与轴向推力研究[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(1): 116-120.
- [7] Kiely D H, Moore J T. Hydrocarbon Fueled UUV Power Systems[C]. *Pennsylvania State: Proceedings of the 2002 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles*, 2002.
- [8] Capone F J, Re R J, Bare E A. Parametric Investigation of Single-Expansion-Ramp Nozzle at Mach Numbers from 0.60 to 1.20[R]. *NASA-TP-3240*, 1992.
- [9] Keener E R, Spaid F W. Hypersonic Nozzle-Afterbody Experiment: Flow Visualization and Boundary Layer Measurements [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(3): 326-332.
- [10] Spaid F W, Keener E R. Hypersonic Nozzle-Afterbody Experiment: Flowfield Surveys[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(3): 333-338.
- [11] Launder B E, Spalding D B. Lectures in Mathematical Models of Turbulence [M]. *London: Academic Press*, 1972.
- [12] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization Group Analysis of Turbulence Basic Theory [J]. *Journal of Scientific Computing*, 1986, 1(1): 1-51.
- [13] Sarkar S, Lakshmanan B. Application of a Reynolds-Stress Turbulence Model to the Compressible Shear Layer [J]. *AIAA Journal*, 1991, 29(5): 743-749.
- [14] Orszag S A, Yakhot V, Flannery W S, et al. Renormalization Group Modeling and Turbulence Simulations [C]. *Arizona: International Conference on Near-Wall Turbulent Flows*, 1993.
- [15] 王元有. 固体火箭发动机设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [16] 张平, 孙维申. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1992.
- [17] 周长省, 韩珺礼. 野战火箭发动机设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [18] 王守范. 固体火箭发动机燃烧与流动[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1987.
- [19] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004.

(编辑:朱立影)