

热水火箭发动机喷管性能的影响因素

孙巍伟, 魏志军, 王宁飞
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为了更好地了解影响热水火箭发动机喷管性能的因素, 分别对不同参数条件下喷管内流场进行数值模拟. 重点研究不同初始条件如不同初始压力、初始气体体积分数及过冷度和不同喷管结构如不同扩张比、收敛半角及扩张半角对推力的影响规律, 计算结果表明: 初始压力越大, 推力越大; 随着初始气体体积分数增大, 推力会有一个先增大后减小的过程; 热水火箭发动机内部初始温度越接近于饱和温度, 推力越大; 随着扩张比的增加, 推力会有一个先增大后减小的过程; 收敛半角对推力影响不大; 扩张半角越大, 推力越小.

关 键 词: 热水火箭发动机; 闪蒸; 相变; 喷管性能; 流场

中图分类号: V439

文献标志码: A

Influential factors of nozzle performance of hot water rocket motor

SUN Wei-wei, WEI Zhi-jun, WANG Ning-fei

(School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to learn the influential factors of nozzle performance of hot water rocket motor deeper, numerical simulation of the flow field in the nozzle were performed at different parameter conditions. The impact rules of different initial conditions such as pressure, vapor volume fraction, supercooling and different nozzle structures such as expansion ratio, converging half-angle and expansion half-angle to the thrust were investigated. The calculating results show that: the greater the initial pressure, the greater the thrust; as the initial vapor volume fraction increases, thrust has a process of increase first and then decrease; thrust is larger when the initial temperature of hot water rocket motor is closer to the saturation temperature; thrust has a process of increase first and then decrease with the increasing of expansion ratio; the impact of converging half-angle to the thrust is minor; the greater the expansion half-angle, the smaller the thrust.

Key words: hot water rocket motor; flash evaporation; phase change;
nozzle performance; flow field

随着火箭发动机的多元化发展, 在其实际的应用中, 如空间探索、地面推进等, 人们对火箭发动机有越来越广泛的需求. 固体火箭发动机一直是在短时间内实现大推力需求的首选, 但是固体火箭发动机所采用的推进剂会对环境造成一定的污染, 因此随着环境问题越来越被人们所重视, 寻

找新的推进剂就成为当务之急. 以水作为推进剂的固体火箭发动机简称热水火箭发动机^[1-3], 由于推进剂采用的是常规水, 因此具有绿色环保、成本低等优点, 逐渐被人们重视.

国外很早就对热水火箭发动机有了研究, 20世纪30, 40年代经过德国的几次零星的研究和实

验工作之后,首先由 Sanger 及其工作人员在斯图加特的喷气推进物理研究所中进行了全面的理论和实验工作^[4]; Kolle 做了热水火箭发动机作为喷气推动飞机的起飞助推器的经济性实验,取得了有益的成果^[5]. 在热水火箭发动机的研究过程中,人们已经成功运用到各种领域中^[6],如飞机的起飞助推、车辆的滑行助推、超声速领域的风洞驱动.

热水火箭发动机的喷管同样采用拉瓦尔喷管结构,而喷管的好坏直接关系到推进剂能量的利用率,因而喷管对热水火箭发动机性能有着至关重要的影响. 为了更好地了解热水火箭发动机的工作特性,需要对其喷管进行具体的分析和研究. 而且对于热水火箭发动机,在工作过程中,喷管内部会发生相变从而使流动从单相液态水的流动转变为气液两相混合的流动,在此过程中气液两相相对运动和相互之间的作用比较强烈,同时两相之间还存在着传热传质过程,因而热水火箭发动机喷管中的流动有其区别于常规火箭发动机的复杂性. 当前公开发表的文献中对热水火箭发动机的内弹道性能介绍较少,大都是基于实验对其工作特性进行的研究. 因而,为了更全面地了解热水火箭发动机,对其进行数值模拟显得尤为重要和必要.

本文对热水火箭发动机的喷管内流场进行了数值计算,分析不同的初始条件(如初始压力、初始气体体积分数等)和不同喷管结构(如扩张比、收敛半角等)对热水火箭发动机喷管内流场的影响规律,为进一步研究热水火箭发动机工作特性提供参考.

1 数学模型和计算方法

在热水火箭发动机(以下简称发动机)的工作过程中,内外的压差较大,因而喷管中高温高压的液态水会发生强烈的相变,从而使得喷管中的流动转变为气液两相流动,由于快速降压而发生的相变,可以称之为闪蒸相变^[7],因而发动机喷管处的流动可以看作是由于闪蒸相变而形成的气液两相流. 闪蒸相变一直是学者们研究的热点,其中实验研究发展得比较迅速^[8-10]. 闪蒸相变过程中,气液两相之间的运动和相互作用都比较强烈,而且一直伴随着传热传质的发生. 在现阶段的研究中,两相之间的相变和运动,都没有一个得到广大学者统一认可的机制,因此现有的模拟大都是采用经验模型和数学模型相结合的方法^[11],本文的研

究也不例外,仍然采用单流体方法耦合经验模型来处理. 采用常见的混合模型(mixture model)^[12],并且结合传热传质的基本规律,建立发动机喷管流动的数学模型,并采用 Fluent 软件对其喷管内流场进行研究.

1.1 基本假设

- 1) 忽略重力的影响.
- 2) 忽略两相间的速度滑移.
- 3) 忽略流动过程中的热量损失.
- 4) 忽略液相的可压缩性.
- 5) 流动过程中气相为饱和的.

1.2 控制方程组

质量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m) = 0 \quad (1)$$

式中 $\mathbf{v}_m$ 代表质量平均速度,表达式为

$$\mathbf{v}_m = \frac{\sum_{k=1}^n \varphi_k \rho_k \mathbf{v}_k}{\rho_m} \quad (2)$$

式中 ρ_m 代表混合密度,表达式为

$$\rho_m = \sum_{k=1}^n \varphi_k \rho_k \quad (3)$$

式中 φ_k , ρ_k , $\mathbf{v}_k$ 分别表示第 k 相的体积分数、密度和速度; n 表示相的数量.

动量守恒方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho_m \mathbf{v}_m) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m \mathbf{v}_m) = \\ & -\nabla p + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla \mathbf{v}_m + \nabla \mathbf{v}_m^T)] + \rho_m \mathbf{g} + \mathbf{F}' + \\ & \nabla \cdot \left(\sum_{k=1}^n \varphi_k \rho_k \mathbf{v}_{dr,k} \mathbf{v}_{dr,k} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{F}'$ 表示体积力; $\mathbf{g}$ 为重力加速度; p 为压力; μ_m 代表混合黏度,表达式为

$$\mu_m = \sum_{k=1}^n \varphi_k \mu_k \quad (5)$$

式中 μ_k 代表第 k 相的黏度, $\mathbf{v}_{dr,k}$ 代表第 k 相的漂移速度,表达式为

$$\mathbf{v}_{dr,k} = \mathbf{v}_k - \mathbf{v}_m \quad (6)$$

能量守恒方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^n (\varphi_k \rho_k E_k) + \nabla \cdot \sum_{k=1}^n [\varphi_k \mathbf{v}_k (\rho_k E_k + p)] = \\ & \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + S_e \\ & E_k = h_k - \frac{p}{\rho_k} + \frac{\mathbf{v}_k^2}{2} \end{aligned} \quad (7)$$

式中 T 表示温度, k_{eff} 表示有效传热系数, S_e 为源项, h_k 是基于比定压热容和比定容热容的比焓.

副相(水蒸气)体积分数方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\varphi_g \rho_g) + \nabla \cdot (\varphi_g \rho_g \mathbf{v}_m) = -\nabla \cdot (\varphi_g \rho_g \mathbf{v}_{dr,l}) + (\dot{m}_{gl} + \dot{m}_{lg}) \quad (9)$$

式中 φ_g, ρ_g 分别表示气相的体积分数和密度; $\mathbf{v}_{dr,l}$ 表示液相的漂移速度; $\dot{m}_{gl}$ 表示气相向液相的质量传递, $\dot{m}_{lg}$ 表示液相向气相的质量传递。

1.3 源项

从第 1.2 节的控制方程中可知,要想数学模型完整,就需要分别补充方程式(7)和方程式(9)中的能量交换项 S_e 和质量交换项 $\dot{m}_{gl} + \dot{m}_{lg}$ 的关系式。在发动机工作过程中,不存在冷凝过程,因而只需要计算出 $\dot{m}_{lg}$ 和 S_e 即可,不同压力下水的沸点是不同的,因而水的闪蒸相变可以认为是由于压力降低导致沸点变化引起的沸腾过程,公式中的质量交换项 $\dot{m}_{lg}$ 和能量交换项 S_e 分别可以用式(10)和式(11)表示。

$$\dot{m}_{lg} = \frac{-\gamma \rho_l \varphi_l (T_l - T_{sat}^p)}{T_{sat}^p} \quad (10)$$

$$S_e = \dot{m}_{lg} h_{sat}^T \quad (11)$$

式中参数 γ 的作用是获取计算单元内的质量传输率^[13]; T_{sat}^p 是压力为 p 时水的饱和温度,其值可以根据水和水蒸气的性质^[14]进行拟合得到; h_{sat}^T 为温度 T 时的水的蒸发潜热; ρ_l, φ_l, T_l 分别为水的密度、体积分数和温度。

1.4 计算模型

发动机的喷管部分的几何模型为二维的拉瓦尔喷管,如图 1 所示。

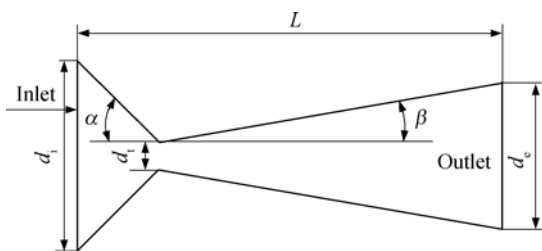


图 1 喷管结构图

Fig. 1 Structure frame of nozzle

图 1 中 d_i, d_t, d_e 分别表示喷管入口、喉部和出口的直径; α 表示收敛半角; β 表示扩张半角; L 表示喷管总长。

1.5 计算网格及边界条件

发动机的喷管为轴对称结构,因此数值模拟过程中只需要模拟喷管的上半部分即可。采用四边形结构网格对数值模拟的计算区域进行划分,

并且为了得到更为准确的结果,对壁面进行加密处理,如图 2 所示。模拟过程中喷管的入口和出口分别采用压力入口和压力出口的边界条件,采用标准 $k-\epsilon$ 模型标准壁面函数,采用 pressure-implicit with splitting of operators (PISO) 算法对压力和速度进行耦合,喷管内的相变过程比较剧烈,两相间的相对运动和相互作用都比较强烈,计算过程比较难以收敛,所以本文采用非稳态求解器进行求解。

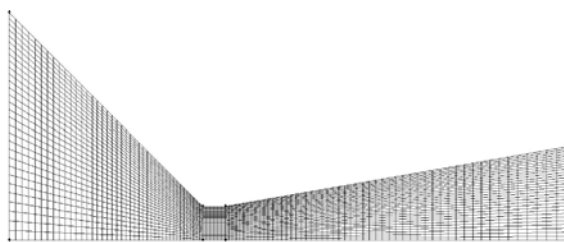


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

1.6 算例验证

文献[15]中作者采用 homogenous relaxation model (HRM),利用 CFD 软件对短直管中水的闪蒸问题进行了数值模拟,并与实验获得的数据进行了对比,为水的闪蒸问题提供了一种方法。运用本文的模型对文献[15]中问题进行模拟,并与其数值模拟和实验结果进行对比,验证本文模型的准确性。文献[15]中采用的几何模型如图 3 所示,直径为 25 mm,长度为 250 mm 的直管。入口部分为饱和水,压力为 4 MPa,温度为其饱和温度,出口为常温常压。



图 3 几何模型

Fig. 3 Geometric model

数值模拟计算所得结果和文献[15]中模拟结果及实验数据的对比如图 4 所示(p_0 为初始压力, D 为喷管直径)。

从图 4 可以看出,通过本文模型计算得到的结果大部分区域与实验结果吻合较好,要优于文献[15]中的结果,只是在尾部很小的一部分计算结果小于实验结果,虽然其结果存在一定的误差,但是其变化趋势基本一致,总体上,计算结果和实验结果数据基本吻合,表明数值计算方法是正确的、可信的,进而可以将该模型应用于发动机喷管

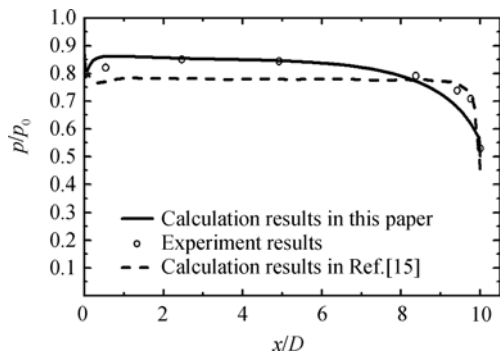


图4 壁面压力分布

Fig. 4 Pressure distribution on wall

内部流动的数值模拟中。

2 计算结果与分析

2.1 初始压力的影响

数值模拟的喷管的尺寸如下: $L=177.8\text{ mm}$, $d_i=80\text{ mm}$, $d_l=12\text{ mm}$, $d_e=61\text{ mm}$, $\alpha=45^\circ$, $\beta=9.93^\circ$ 。

为了研究不同初始压力 p_0 对发动机喷管内流场的影响规律, 喷管入口分别取初始压力为 4, 7.15, 10, 13, 16 MPa 的饱和水, 温度等于其初始压力对应的饱和温度, 出口为常温常压。通过数值模拟得到的质量流量 $\dot{m}$ 、推力 F 和喷管出口平均速度 v 的对比如图 5 所示。

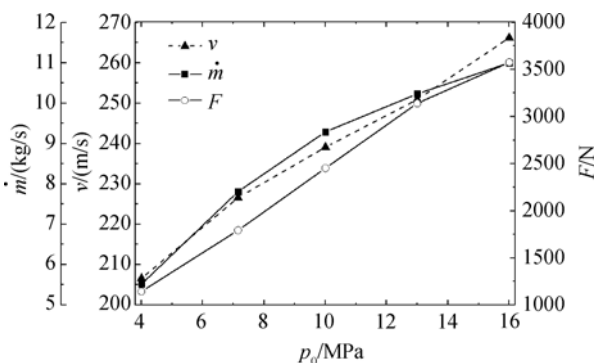


图5 不同初始压力下质量流量、推力和喷管出口平均速度的对比

Fig. 5 Comparison of mass flow rate, thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different initial pressures

从图 5 中可以看出, 随着初始压力的提高, 质量流量不断增大, 喷管出口平均速度也不断增大, 因而其推力也会逐渐增大。

对于常规火箭发动机来说

$$C_F = F / (p_0 A_t) \quad (12)$$

式中 C_F 表示推力系数, A_t 表示喷管喉部截面积。

对于热水火箭发动机, 计算 $F / (p_0 A_t)$ 得 2.53, 2.22, 2.17, 2.13, 1.98, 差别较大, 而且可以看出其值要比常规火箭发动机的推力系数大不少。

因此在设计热水火箭发动机的时候, 要获得大的推力, 应该尽量提高设计初始压力。

2.2 初始气体体积分数的影响

喷管的尺寸和第 2.1 节相同, 为了研究不同初始气体体积分对发动机喷管内流场的影响规律, 喷管初始压力为 7.15 MPa, 温度等于其初始压力对应的饱和温度, 初始气体体积分数分别取 0, 0.05, 0.06, 0.07, 0.10, 0.15, 出口为常温常压。通过数值模拟得到的推力和喷管出口平均速度的对比如图 6 所示, 不同初始气体体积分数时喷管出口压力 p_e 和质量流量如图 7 所示。

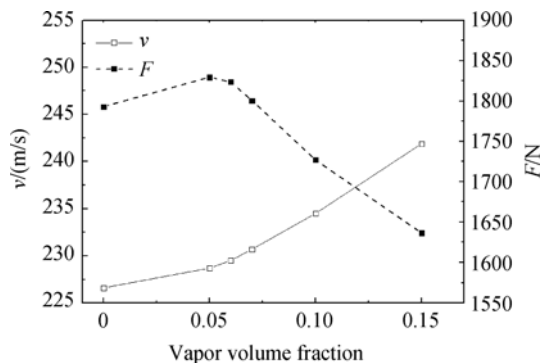


图6 不同初始气体体积分下推力和喷管出口平均速度对比

Fig. 6 Comparison of thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different initial vapor volume fractions

从图 6 中可以看出, 随着初始气体体积分数的增大, 喷管出口平均速度是在不断地增大, 但是其推力呈现出一个先增大后减小的趋势。

从图 7 可以看出, 随着初始气体体积分数的增大, 质量流量和喷管出口压力 p_e 都在逐渐减小。

随着初始气体体积分数的增大, 两相的可压缩性增加, 因此其速度会有增加的趋势。

质量流量 $\dot{m}$ 、混合密度 ρ_m 和推力 F 的计算公式如下:

$$\dot{m} = \rho_m v A_e \quad (13)$$

$$\rho_m = \varphi_g \rho_g + (1 - \varphi_g) \rho_l \quad (14)$$

$$F = \dot{m} v + (p_e - p_a) A_e \quad (15)$$

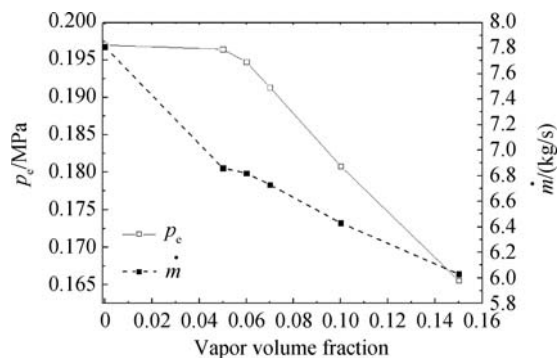


图7 不同初始气体体积分数下喷管出口压力和质量流量对比

Fig. 7 Comparison of pressure at nozzle outlet and mass flow rate with different initial vapor volume fractions

式中 p_a 表示外界环境压力, A_e 表示出口截面积。

从式(13)~式(15)可知,在同一个发动机中,质量流量和流体速度及两相混合密度关系很大,两相混合密度与气体体积分数密切相关,推力和质量流量、流体速度以及喷管出口压力关系很大。

随着初始气体体积分数的增大,两相混合密度是在逐渐减小的,因而其质量流量会逐渐降低,但是在入口气体体积分数较小的时候,流体速度增加引起的推力增加量要大于质量流量降低引起的推力减小量,因而其推力会增大;但是随着入口气体体积分数的不断增大,喷管出口压力和质量流量的减小都会造成推力的减小并且其值将逐渐大于流体速度的增加引起的推力变化,因而其推力会减小。

因而,在设计发动机的时候,适当提高初始气体体积分数,有助于提高推力,但是过高反而会影响推力。

2.3 过冷度的影响

在给定的发动机中,如果加水量过多,内部水就有可能达不到饱和态,此时内部的水为过冷水,与饱和温度之间的差值称为过冷度。喷管的尺寸和第2.1节相同,为了研究过冷度对发动机喷管内流场的影响规律,喷管的初始压力为7.15 MPa,过冷度 ΔT 分别为0, 20, 35, 55, 70 K,出口为常温常压。通过数值模拟得到的推力和喷管出口平均速度的对比如图8所示。

从图8中可以看出,随着过冷度的增加,喷管出口平均速度和推力不断减小。

由于过冷度的增加,流体的温度低从而使得通过喷管发生相变的蒸汽量较小,因而其可压缩性较差,故而喷管出口平均速度较低,进而其推力

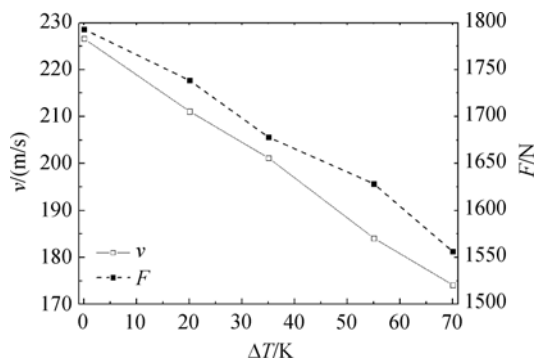


图8 不同过冷度下推力和喷管出口平均速度的对比

Fig. 8 Comparison of thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different supercoolings

较低。

因而在设计发动机的时候,使得发动机开始工作的时候内部水越接近于饱和态,推力越大。比如设计总体积 V 为 1m^3 的发动机,设定其压力为16 MPa,通过水和水蒸气性质表可知该压力饱和态的水密度 $\rho_1 = 584.8\text{kg/m}^3$,常温常压下水密度 $\rho_2 = 1000\text{kg/m}^3$,因此计算其加水百分比 κ 为

$$\kappa = [(\rho_1 V / \rho_2) / V] \times 100\% = 58.48\%$$

对于不同设计要求的发动机,其初始的加水百分比都可以通过上面的方法进行计算得出其最佳值。

2.4 扩张比的影响

喷管出口截面积与喉部截面积之比称为扩张比 ϵ ,扩张比的大小影响着发动机的比冲、结构质量和总体性能,因此是一个重要设计参量。为了研究不同扩张比对发动机喷管内流场的影响,改变扩张段的长度(喉部直径、扩张半角不变)使扩张比分别取为4.48, 7.563, 25.84, 39.06, 56,其他尺寸和第2.1节中相同,通过数值模拟得到的推力和喷管出口平均速度的对比如图9所示。

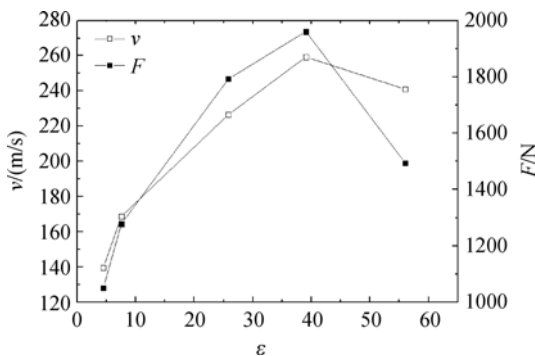


图9 不同扩张比下推力和喷管出口平均速度的对比

Fig. 9 Comparison of thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different expansion ratio

从图9可以看出,随着扩张比的不断增加,推力和喷管出口平均速度都会经历一个先增加后降低的过程。扩张比较小的时候,气液两相会处于欠膨胀的状态,因此适当的扩张比,有利于喷管内流场的充分发展,进而推力和喷管出口平均速度都会增加;但是若扩张比过大,气液两相则会处于过膨胀状态,造成推力的损失,因此其推力和喷管出口平均速度反而会降低。

因此,在发动机的喷管设计时,扩张比不应过大,应该选择最佳的扩张比,这样才能有效地提高发动机的性能。

2.5 收敛半角的影响

为了研究不同收敛半角对发动机内喷管流场的影响,保持喷管入口截面积和喉部截面积比值不变,收敛半角分别取为 $15^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 45^\circ$,扩张段和喉部尺寸和2.1节中相同,通过数值模拟得到的推力和喷管出口平均速度的对比如图10所示。

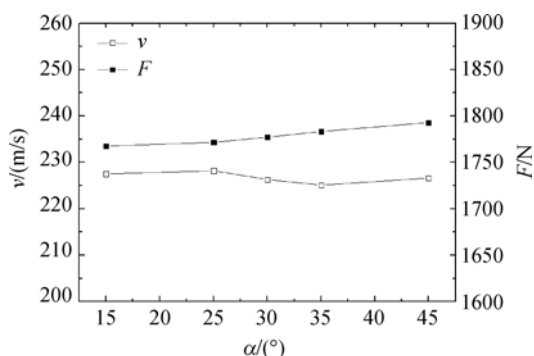


图10 不同收敛半角下推力和喷管出口平均速度的对比
Fig. 10 Comparison of thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different converging half-angles

从图10中可以看出,随着收敛半角的逐渐增大,喷管出口平均速度基本不变,推力也只是略有增加。因此总体来看,收敛半角对推力影响不大。

2.6 扩张半角的影响

为了研究不同扩张半角对发动机喷管内流场的影响,保持扩张比 ϵ 不变,扩张半角分别取为 $9.93^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 35^\circ$,收敛段和喉部尺寸和2.1节中相同,通过数值模拟得到的推力和喷管出口平均速度的对比如图11所示。

从图11中可以看出,随着扩张半角的逐渐增大,喷管出口平均速度在不断减小,推力也快速降低。因此,在设计发动机喷管时,应该根据实际需求选择相对较小的扩张半角。

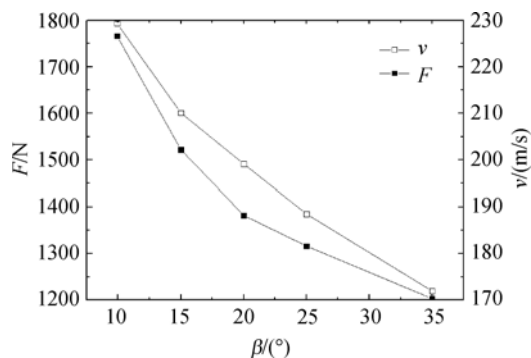


图11 不同扩张半角下推力和喷管出口平均速度的对比
Fig. 11 Comparison of thrust and averaged velocity at nozzle outlet with different expansion half-angles

3 结 论

1) 提高喷管入口的初始压力,可以提高推力;适当增加初始气体体积分数有利于提高推力,但是过高反而会降低推力;初始温度越接近于饱和温度,推力越大。

2) 随着扩张比的增加,推力和喷管出口平均速度会有一个先增大后减小的过程;收敛半角对推力影响不大;扩张半角越大,推力越小。

3) 在发动机的喷管设计的时候,根据推力的需要,选择适当的扩张比,适当减小扩张半角,选择最佳的加水量,可获得较为理想的推进效果。

参考文献:

- [1] 孙巍伟,李世鹏,魏志军,等.热水火箭发动机实验研究[J].推进技术,2013,34(6):853-859.
SUN Weiwei, LI Shipeng, WEI Zhijun, et al. Experimental investigation on hot water rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6): 853-859. (in Chinese)
- [2] Kolditz M, Adirim H, Pilz N. Overview of current hot water propulsion activities at Berlin University of Technology [R]. Sardinia: 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, 2004.
- [3] Pilz N, Adirim H, Lo R. Hot water propulsion for horizontal rocket assisted take-off systems for future reusable launch vehicles[R]. Sardinia: 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, 2004.
- [4] Lo R E, Adirim H. Hot water propulsion development status for earth and space applications[R]. AIAA-2006-4566, 2006.
- [5] Hollander S, Swider-Lyons K. Water-based propulsion for space applications[R]. AIAA-2005-4122, 2005.
- [6] Berge K D, Brucker H, Noack E, et al. German RLV activities-TETRA/X-38&-ASTRA [R]. Alabama: 1st AIAA/IAF Symposium on Future Reusable Launch Vehicles, 2002.

- [7] Miyatake O, Fujii T, Tanaka T, et al. Flash evaporation phenomena of pool water[J]. Heat Transfer, 1977, 6(2): 13-24.
- [8] Park B S, Lee S Y. An experimental investigation of the flash atomization mechanism[J]. Atomization and Sprays, 1994, 4(2): 159-179.
- [9] Kim J L, Lior N. Some critical transitionsion pool flash evaporation[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1997, 40(10): 236-237.
- [10] Miyatake O, Tomimura T, Ide Y, et al. An experimental study of spray flash evaporation[J]. Desalination, 1981, 36(2): 113-128.
- [11] Sher E, Bar-Kohany T, Rashkovan A. Flash-boiling atomization[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2008, 34(4): 417-439.
- [12] Johnson G, Massoudi M, Rajagopal K R. Flow of a fluid-solid mixture between flat plates[J]. Chemical Engineer Science, 1991, 46(7): 1713-1723.
- [13] Kumar S P, Prasad B, Venkatarathnam G, et al. Influence of surface evaporation on stratification in liquid hydrogen tanks of different aspect ratios[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007, 32(12): 1954-1960.
- [14] 瓦格纳, 克鲁泽. 水和水蒸气的性质[M]. 项红卫, 译. 北京: 科学出版社, 2003.
- [15] Schmidt D P, Gopalakrishnan S, Jasak H. Multi-dimensional simulation of thermal non-equilibrium channel flow[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2010, 36(4): 284-292.