

液体火箭发动机高压混合燃气涡轮绝热功计算方法

苏 展,高玉闪,秦艳平,张 航,张晓光,邢理想

(西安航天动力研究所,陕西 西安 710100)

摘要 在高压补燃循环液体火箭发动机的设计中,涡轮绝热功是影响发动机推力的重要设计参数,其计算的准确性直接影响涡轮设计的有效性。高压下,真实气体效应突出,对绝热功的计算有较大影响,必须考虑其作用。对比分析了 Soave-Redlich-Kwong (SRK)、Peng-Robinson (PR) 和 Redlich-Kwong- Peng-Robinson (RK-PR) 3 种立方型状态方程描述氧气、甲烷和氢气的热力学性质的准确性。结果表明 SRK 方程的准确性较高,与 NIST 数据最大误差不超过 2%。高压涡轮燃气为多元混合物,其绝热功的计算应考虑混合规则。假设涡轮等熵膨胀,分别推导了理想气体假设和考虑混合规则下的 SRK 方程的涡轮绝热功的计算公式,发现理想气体绝热功的计算与真实气体偏差近 10%。提出了一种可以在工程上计算各型号发动机高压涡轮绝热功的算法,即利用进出口平均压缩因子计算高压涡轮近似绝热功,该方法与理论方法的最大误差不超过 3%。

关键词 高压燃气涡轮;绝热功;立方型状态方程;混合规则

中图分类号 V430 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0065-07

Calculation method of insulation power of high pressure hybrid gas turbine for liquid rocket engine

SU Zhan, GAO Yushan, QIN Yanping, ZHANG Hang, ZHANG Xiaoguang, XING Lixiang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract In the design of liquid rocket engine, the thermal insulation work of the turbine is an important design parameter that affects the engine thrust, and the accuracy of the calculation directly affects the efficiency of the turbine design. Under high pressure, the effect of real gas is prominent, which affects the accuracy of adiabatic work calculation and must be taken into account. This paper compares and analyzes the accuracy of three cubic equation [Soave-Redlich-Kwong (SRK), Peng-Robinson (PR), Redlich-Kwong- Peng-Robinson (RK-PR)] of state describing the thermodynamic properties of oxygen, methane and hydrogen. The results show that the accuracy of SRK equation is the best, the maximum error with NIST's data is less than 2%. Besides, the high-pressure turbine's gas is a multi-component mixture, and the calculation of the adiabatic work should consider the mixing rule. Assuming the expansion of the turbine is isentropic, the formulas of the ideal gas hypothesis and the turbine adiabatic work considering the

收稿日期:2021-10-14;修回日期:2021-11-24

基金项目:国家自然科学基金(51775412)

作者简介:苏展(1996—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机系统仿真。

通信作者:高玉闪(1983—),男,博士,研究员,研究领域为液体火箭发动机总体设计、燃烧、传热学等。

equation under the mixing rule are derived respectively. And it is proved that the calculation's error of the ideal gas adiabatic work is much higher than the real gas. Finally, an algorithm for calculating the thermal insulation work of high-pressure turbo-engines is presented, which is calculating the approximate adiabatic work of high-pressure turbine by compressing factor, and the maximum error between the method and the theoretical method is less than 3%.

Key words high pressure gas turbine; adiabatic work; cubic state equation; mixed rule

0 引言

在高压补燃循环液体火箭发动机的研制中,燃气涡轮入口的压力和温度较高。典型的液体火箭发动机如 SSME 氢氧发动机在额定工况下,其 2 个富燃涡轮的入口压力均高于 30 MPa^[1]。燃气的物理性质与理想气体的性质差距较大,理想气体状态方程不能准确地描述燃气的物理性质,导致涡轮绝热功计算偏差较大,影响发动机推力调整计算的精度^[2]。目前,国内针对真实气体效应对高压涡轮绝热功的影响的研究较少,绝大多数推力调整计算未考虑燃气混合物对绝热功的影响^[3-5]。因此,为了分析在高压环境下,真实气体效应对涡轮混合燃气绝热功的影响,选用合适的状态方程描述液体火箭发动机涡轮燃气的性质,准确地计算液体火箭发动机涡轮绝热功,对液体火箭发动机设计和推力调节影响重大。

1 系统仿真模型

1.1 立方型状态方程的选择

液体火箭发动机涡轮燃气为多元混合气体,工程上常采用两参数的通用型立方型状态方程计算多元混合物的热物性。相对于查阅热力学性质图表和专用状态方程,通用型立方型状态方程所需的物性系数少,形式简单,一般情况下计算精度满足工程需求^[2]。不同的立方型状态方程针对不同的物质具有不同的计算精度,在多种立方型状态方程中,选择计算精度更高的方程,具有重要的实际意义。

本文选用 SRK^[6]、PR^[7] 和 RK-PR 这 3 种立方型状态方程进行计算。3 种立方型状态方程对计算纯烃和烃类混合物体系的气液相平衡具有较高精度。通过归纳总结,上述的立方型状态方程具有如下通用形式。

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a\alpha(T)}{(v+\sigma_1 b)(v+\sigma_2 b)} \quad (1)$$

式中: v 为摩尔体积; R 为通用气体常数。根据各个状

态方程的不同,式(1)中的各参数及表达式如下。

SRK 方程为

$$\begin{cases} \sigma_1 = 1 & \sigma_2 = 0 \\ a = 0.42748 \frac{(RT_c)^2}{p_c} \\ b = 0.08664 \frac{RT_c}{p_c} \\ a(T) = [1 + f_\omega(1 - T_r^{0.5})]^2 \\ f_\omega = 0.48508 + 1.5517\omega - 0.15613\omega^2 \end{cases} \quad (2)$$

PR 方程为

$$\begin{cases} \sigma_1 = 1 & \sigma_2 = 0 \\ a = 0.42748 \frac{(RT_c)^2}{p_c} \\ b = 0.08664 \frac{RT_c}{p_c} \\ a(T) = [1 + f_\omega(1 - T_r^{0.5})]^2 \\ f_\omega = 0.48508 + 1.5517\omega - 0.15613\omega^2 \end{cases} \quad (3)$$

RK-PR 方程为

$$\begin{cases} \sigma_1 = d_1 + d_2(d_3 - 1.168Z_c) d_4 + d_5(d_3 - 1.168Z_c) d_6 \\ \sigma_2 = \frac{1 - \sigma_1}{1 + \sigma_1} \\ a = \frac{3y^2 + 3yd + d^2 + d + 1}{(3y + d - 1)^2} \frac{(RT_c)^2}{p_c} \\ b = \frac{1}{3y + d - 1} \frac{RT_c}{p_c} \\ d = (1 + \sigma_1^2)/(1 + \sigma_1) \\ y = 1 + [2(1 + \sigma_1)]^{1/3} + \left(\frac{4}{1 + \sigma_1}\right)^{1/3} \\ a(T) = \left(\frac{3}{2 + T_r}\right)^k \\ K = (1.168Z_c A_1 + A_0)\omega^2 + (1.168Z_c B_1 + B_0)\omega^2 + (1.168Z_c C_1 + C_0)\omega^2 \end{cases} \quad (4)$$

式中: T_c 、 p_c 分别为气体的临界温度和临界压力;
 T_r 为相对温度,表征实际温度与临界温度的比值。
在 RK-PR 状态方程中,用于计算的 σ_1 和 k 的模型
常数见表 1。

表 1 RK-PR 中的 σ_1 和 k 的模型常数
Tab. 1 Model constants of σ_1 and k in RK-PR

| | σ_1 | | k |
|-------|-------------|-------|----------|
| d_1 | 0.428 363 | A_1 | -2.440 7 |
| d_2 | 18.496 215 | A_0 | 0.001 7 |
| d_3 | 0.338 426 | B_1 | 7.451 3 |
| d_4 | 0.660 000 | B_0 | 1.968 1 |
| d_5 | 789.723 105 | C_1 | 12.504 0 |
| d_6 | 2.512 392 | C_0 | -2.723 8 |

1.2 高压下流体热力学性质表达式

计算高压下流体的焓对计算高压燃气涡轮的
绝热功有重要意义。在理想气体热力学性质的基
础上,通过偏离函数引入高压修正,对高压下的流
体焓和定压比热等常用热力学性质进行计算,从而
获得高压环境下的真实流体热力学性质^[8-10]。其
中,偏离函数可表示为

$$F^d = F^0(T, p) - F(T, p) \quad (5)$$

式中上标 0 表示低压理想气体状态下的各变量值。
根据定义,高压流体的焓和熵的表达式分别为

$$\begin{aligned} H - H^0 &= (A - A^0) + T(S - S^0) + RT(Z - 1) \\ &= \int_{\infty}^V \left[\left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_V - \frac{R}{V} \right] dV + RT(Z - 1) \end{aligned} \quad (6)$$

$$S - S^0 = - \frac{\partial}{\partial T} (A - A^0)_V = \int_{\infty}^V \left[\left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_V - \frac{R}{V} \right] dV + R \ln \frac{V}{V^0} \quad (7)$$

将式(1)代入式(6)和式(7)可得

$$\begin{aligned} H &= H^0 + \frac{1}{(\sigma_1 - \sigma_2)b} \left\{ T \frac{\partial [aa(T)]}{\partial T} - aa(T) \right\} \cdot \\ &\quad \ln \left(\frac{M + \sigma_1 \rho b}{M + \sigma_2 \rho b} \right) + RT(Z - 1) \end{aligned} \quad (8)$$

$$S = S^0 + R \ln(V - b) + \frac{1}{(\sigma_1 - \sigma_2)b} \cdot$$

$$\left\{ \frac{\partial [aa(T)]}{\partial T} - aa(T) \right\} \ln \left(\frac{M + \sigma_1 \rho b}{M + \sigma_2 \rho b} \right) \quad (9)$$

在此基础上,可以得到定压比热

$$\begin{aligned} c_p &= c_{p,0} + \frac{T}{(\sigma_1 - \sigma_2)b} \frac{\partial^2 [aa(T)]}{\partial T^2} \cdot \\ &\quad \ln \left(\frac{M + \sigma_1 \rho b}{M + \sigma_2 \rho b} \right) + R(Z - 1) \end{aligned} \quad (10)$$

式中 $c_{p,0}$ 为理想气体定压比热,采用 7 系定压比热公
式计算^[11],其适用温度的范围为 200 ~ 6 000 K。为
验证立方型状态方程对高压环境下真实气体的焓
描述的准确性,以 NIST^[12] 数据库为基准,分别对 3
种状态方程的计算结果进行校核。图 1 分别给出了
温度为 500 K 时,氧气、甲烷和氢气的焓随压力的变
化曲线。

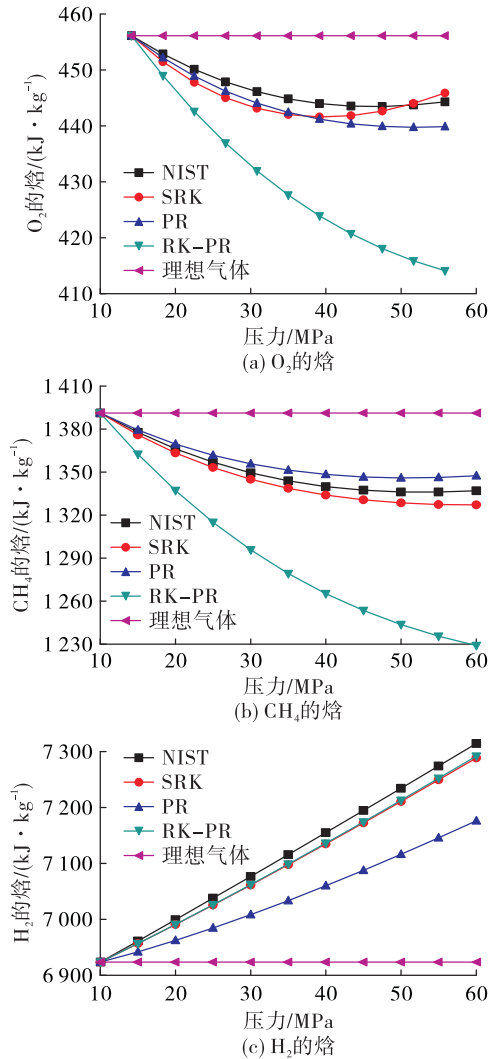


图 1 氧气、甲烷和氢气的焓随压力的变化曲线 ($T = 500$ K)

Fig. 1 Variation curves of enthalpy of oxygen, methane and hydrogen with pressure ($T = 500$ K)

由图 1 可得,在 30 MPa 以上时,氧气、甲烷和氢气的比焓与理想气体的比焓差距较大。在考虑的压力范围内,对于氧气和甲烷,SRK 方程描述的曲线与真实气体吻合较好,最大偏差不超过 2%;对于氢气,SRK 方程和 RK-PR 方程描述的曲线与真实气体吻合较好,与真实气体曲线的最大偏差不超过 1%。因此,基于 SRK 方程对氧气、甲烷和氢气的热力学性质的计算精度相对较高,满足工程运用需求。

1.3 混合规则

高压燃气燃气为多元气体混合物,单一气体假设在高压燃气绝热功的计算上,尤其是富燃燃气燃气绝热功的计算上具有一定的误差。因此,对于高压燃气燃气混合物的计算,要考虑把计算纯物质热物理性质的状态方程推广到混合物体系,需要选用合适的混合规则。目前,研究人员通过大量的试验研究,提出了多种混合规则经验公式^[13-16]。具体到立方型状态方程,通常采用单流体理论方法,将多种物质混合的混合物体系看作一种假想的具有虚假临界参数且性质均一的纯物质,混合物的热力学性质与纯物质具有一定的区别。对于所有两常数立方型状态方程 RK、SRK、PR 方程,均采用如下混合规则^[17-18]。

$$\begin{aligned} a\alpha &= \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N x_i x_j a_i \alpha_j \\ a_{ij} \alpha_{ij} &= \sqrt{a_i a_j \alpha_i \alpha_j} (1 - k_{ij}) \\ b &= \sum_{i=1}^N x_i b_i \quad \sigma_1 = \sum_{i=1}^N x_i \sigma_{1,i} \quad \sigma_2 = \sum_{i=1}^N x_i \sigma_{2,i} \\ k_{ij} &= 1 - \left[\frac{2(V_{ci} V_{cj})^{1/6}}{V_{ci}^{1/3} + V_{cj}^{1/3}} \right]^3 \end{aligned} \quad (11)$$

式中: V_{ci} 和 V_{cj} 为介质的临界体积; k_{ij} 为混合介质相互作用系数。

2 高压燃气燃气绝热功公式推导

2.1 理想气体绝热功

单位质量燃气燃气绝热功的计算公式为

$$L_r = \int_1^2 v dp = h_{r1} - h_{r2} \quad (12)$$

应用理想气体焓的计算公式可得

$$L_i = c_{pi} T_{01} (\varepsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (13)$$

其中

$$c_{pi} = \gamma R / \gamma - 1$$

$$\varepsilon = p_{02} / p_{01}$$

2.2 高压燃气燃气理论绝热功和近似绝热功

考虑真实气体效应,以 p 、 T 为变量,熵的微分形式可以写为^[19-21]

$$ds = c_p \frac{dT}{T} - \left(\frac{\partial v}{\partial T} \right)_p dp \quad (14)$$

引入压缩因子,真实气体状态方程可表示为

$$pv = ZRT \quad (15)$$

由式(14)和式(15)可得

$$\frac{dT}{T} = \left(\frac{ZR + RT \frac{\partial Z}{\partial T}}{c_p} \right) \frac{dp}{p} = \beta \frac{dp}{p} \quad (16)$$

等熵过程温度的变化可以简化为

$$T_{02} - T_{01} = T_{01} (\varepsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (17)$$

而焓的微分形式可以写为

$$dh = Tds + vdp \quad (18)$$

真实气体理论绝热功为

$$L_r = h_{r1} - h_{r2} \quad (19)$$

假定压缩因子保持常数不变,将式(15)代入式(19)可得

$$h_{r1} - h_{r2} = \int_{p_{01}}^{p_{02}} \frac{ZRT}{p} dp \quad (20)$$

假设温度、压力变化遵循理想气体关系,近似绝热功公式可化为

$$L_a = Z c_{pi} T_{01} (\varepsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) = Z L_i \quad (21)$$

2.3 高压燃气燃气绝热功理论与近似计算方法

通过 SRK 方程计算高压燃气燃气的真实气体绝热功和近似绝热功,具体步骤如下:

1) 已知入口的总压、总温,将 SRK 方程代入式(9)求出入口的熵;

2) 利用压比计算出口的总压,将燃气做功过程看做等熵过程,利用式(9)迭代计算出口总温;

3) 对于混合气体工质,利用式(8)求出燃气进出口混合燃气的焓值,利用式(19)求出真实气体理论绝热功;

4) 结合混合规则,通过式(15)求出燃气进出口燃气的压缩因子,利用式(21)计算出高压燃气燃气近似绝热功。

3 计算结果验证

3.1 SRK 方程计算精度验证

为了验证 SRK 方程对氧气、甲烷和氢气的热力学性质计算的准确性,考虑到高压燃气涡轮的实际工况,选取压力为 30 MPa,温度为 200 ~ 900 K 的氧气、甲烷和氢气进行了计算。比焓随温度的变化如图 2 所示,由图可得,运用 SRK 方程计算的 3 种气体比焓的变化曲线均与 NIST 数据曲线基本重合。

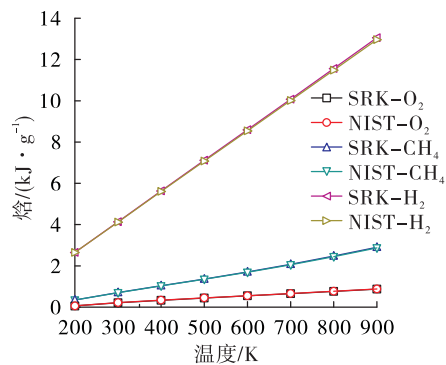


图 2 氧气、甲烷和氢气的焓随温度的变化 ($p=30\text{ MPa}$)

Fig. 2 Variation curves of enthalpy of oxygen, methane and hydrogen with temperature ($p=30\text{ MPa}$)

在新一代氢氧大范围变推力发动机和液氧/甲烷可重复使用发动机中,涡轮内燃气的温度均处于较高的温度区间。因此,选取涡轮燃气典型温度 500 K,压力为 30 ~ 60 MPa 的 3 种气体工质进行了热力学参数计算。计算结果如表 2 所示,SRK 方程对 3 种气体工质在高压下比焓的计算具有较高的准确性,对于氧气,比焓的最大相对误差为 0.36%;对于甲烷,比焓的最大相对误差为 0.24%;对于氢气,比焓的最大相对误差为 0.11%。在工程计算中具有较高的准确性。因此,SRK 方程能够满足高压补燃循环大范围变推液体火箭发动机涡轮绝热功的计算需要。

压缩因子随温度的变化如表 3 所示,随着温度的升高,3 种气体的压缩因子的变化趋势与 NIST 数据基本一致,且随着温度的升高,相对误差越来越小。其中,氧气压缩因子的最大偏差不得超过 1.5%,甲烷压缩因子最大偏差不得超过 2%,氢气压缩因子的最大偏差不得超过 0.7%。其计算精度可靠,满足工程运用需求。

表 2 氧气、甲烷和氢气的焓随压力的变化 ($T=500\text{ K}$)

Tab. 2 Variation of enthalpy of oxygen, methane and hydrogen with pressure ($T=500\text{ K}$)

| 压力/MPa | O ₂ 焓 | | | CH ₄ 焓 | | | H ₂ 焓 | | |
|--------|--------------------------------|---------------------------------|------------|---------------------------------|----------------------------------|------------|---------------------------------|----------------------------------|------------|
| | SRK /(J · g ⁻¹) | NIST /(J · g ⁻¹) | 相对 误差/% | SRK /(kJ · g ⁻¹) | NIST /(kJ · g ⁻¹) | 相对 误差/% | SRK /(kJ · g ⁻¹) | NIST /(kJ · g ⁻¹) | 相对 误差/% |
| 30 | 445.614 | 446.61 | -0.223 | 1.348 44 | 1.349 5 | -0.078 | 7.078 62 | 7.076 7 | 0.027 |
| 35 | 445.153 | 445.56 | -0.091 | 1.344 03 | 1.343 9 | 0.009 | 7.115 04 | 7.115 8 | -0.011 |
| 40 | 444.984 | 444.86 | 0.027 | 1.341 05 | 1.339 9 | 0.085 | 7.152 11 | 7.155 1 | -0.042 |
| 45 | 445.079 | 444.50 | 0.130 | 1.339 32 | 1.337 4 | 0.143 | 7.189 78 | 7.194 6 | -0.067 |
| 50 | 445.417 | 444.44 | 0.219 | 1.338 68 | 1.336 2 | 0.185 | 7.227 99 | 7.234 4 | -0.089 |
| 55 | 445.974 | 444.66 | 0.295 | 1.339 00 | 1.336 1 | 0.217 | 7.266 70 | 7.274 2 | -0.103 |
| 60 | 446.730 | 445.13 | 0.359 | 1.340 16 | 1.337 0 | 0.236 | 7.305 85 | 7.314 2 | -0.114 |

表 3 氧气、甲烷和氢气的压缩因子随温度的变化 ($p=30\text{ MPa}$)

Tab. 3 Variation of compression factor of oxygen, methane and hydrogen with pressure ($p=30\text{ MPa}$)

| 温度/K | O ₂ 压缩因子 | | | CH ₄ 压缩因子 | | | H ₂ 压缩因子 | | |
|------|---------------------|-------|--------|----------------------|-------|--------|---------------------|-------|--------|
| | SRK | NIST | 相对误差/% | SRK | NIST | 相对误差/% | SRK | NIST | 相对误差/% |
| 400 | 1.085 | 1.065 | 1.948 | 1.054 | 1.025 | 2.784 | 1.147 | 1.145 | 0.139 |
| 500 | 1.102 | 1.088 | 1.290 | 1.096 | 1.075 | 1.987 | 1.122 | 1.117 | 0.353 |
| 600 | 1.102 | 1.094 | 0.817 | 1.110 | 1.094 | 1.442 | 1.104 | 1.098 | 0.493 |
| 700 | 1.097 | 1.092 | 0.455 | 1.112 | 1.101 | 1.027 | 1.091 | 1.084 | 0.588 |
| 800 | 1.091 | 1.089 | 0.170 | 1.109 | 1.101 | 0.685 | 1.080 | 1.073 | 0.653 |
| 900 | 1.084 | 1.084 | -0.051 | 1.103 | 1.099 | 0.397 | 1.072 | 1.064 | 0.688 |

3.2 某发动机涡轮绝热功计算

以大范围变工况氢氧发动机 SSME 发动机燃气涡轮和液氧甲烷模型发动机的高压燃气涡轮为研究对象,验证近似公式的准确性。其中,SSME 发动机的 2 个富燃燃气涡轮入口压力分别为 33.2 MPa 和 33 MPa,入口温度分别为 738.7 K 和 994 K,涡轮的膨胀比为 1.53 和 1.5;液氧甲烷模型发动机的富燃燃气涡轮入口压力为 51.2 MPa,入口温度为 911 K,压比为 1.6。

分别采用 2.3 节的理论和近似 2 种方法进行计算,参照高压燃气涡轮的额定工作参数,近似计算中的压缩因子选择 3 种方案计算,分别为入口压缩因子 Z_1 、出口压缩因子 Z_2 和进出口平均压缩因子 Z_m 。

近似绝热功和理论绝热功对比见表 4。对于上述 3 种高压燃气涡轮,利用理想气体假设计算的绝热功均与真实气体效应下绝热功偏差较大,而近似公式与理论公式的计算结果较为吻合。即使真实气体效应较为突出的高压液氧甲烷燃气涡轮,选择合适的压缩因子,近似公式的计算结果偏差不得超过 1%。

表 4 近似绝热功和理论绝热功对比

| Tab. 4 Comparison between approximate adiabatic work and theoretical adiabatic work | | | | |
|---|--------|----------|----------|-------|
| 燃气涡轮 | 有效压缩因子 | 理论绝热功/kJ | 近似绝热功/kJ | 偏差/% |
| 氢氧燃气涡轮 1 | Z_1 | 912.6 | 905 101 | 0.82 |
| | Z_2 | | 889 459 | -2.53 |
| | Z_m | | 897 280 | -1.67 |
| | 1 | | 846 346 | -7.25 |
| 氢氧燃气涡轮 2 | Z_1 | 828.9 | 832 920 | 0.48 |
| | Z_2 | | 813 502 | -1.85 |
| | Z_m | | 823 211 | -0.68 |
| | 1 | | 764 029 | -7.82 |
| 液氧甲烷燃气涡轮 | Z_1 | 216.3 | 227 484 | 5.17 |
| | Z_2 | | 217 029 | 0.48 |
| | Z_m | | 222 257 | 2.90 |
| | 1 | | 199 466 | -7.65 |

另一方面,对于不同工质的高压燃气涡轮,不同压缩因子方案近似公式的计算结果精确性略有

不同。对于氢氧发动机,采用入口压缩因子所计算的绝热功与理论绝热功偏差最小;对于液氧甲烷发动机,采用出口压缩因子所计算的绝热功与理论绝热功偏差最小。而对于不同工质的高压燃气涡轮,采用进出口平均压缩因子计算的近似绝热功均具有较高的准确性,与理论绝热功的偏差不超过 3%。综合考虑 2 种不同工质的发动机,采用进出口平均压缩因子能够较为准确地计算出高压燃气涡轮的近似绝热功,且计算简便,可以作为工程上涡轮绝热功的近似算法。

为了验证采用进出口平均压缩因子近似计算高压涡轮绝热功的准确性,以液氧甲烷模型发动机为例,保持涡轮入口温度不变,分别计算了入口压力在 25 ~ 55 MPa 范围内变化时该模型发动机的富燃燃气涡轮的绝热功和混合燃气的出入口压缩因子的变化,计算结果如图 3 所示。

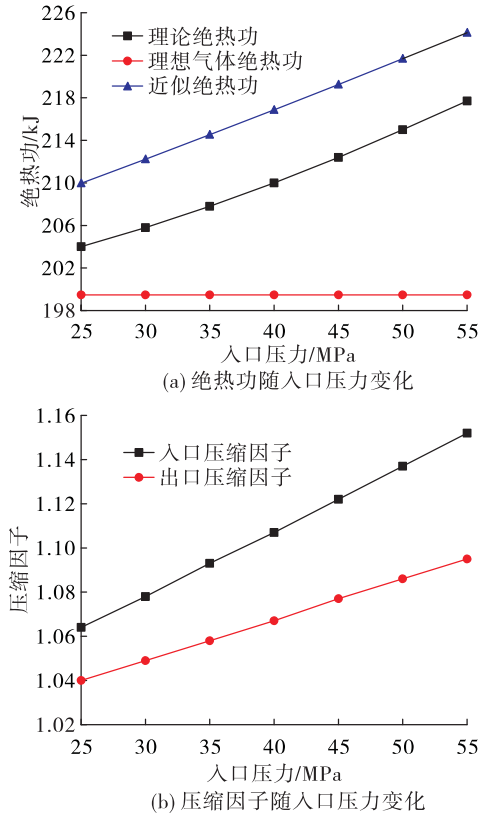


图 3 涡轮绝热功和压缩因子随入口压力的变化
Fig. 3 Variation of turbine adiabatic work and compression factor with inlet pressure

由图 3 可知,随着压力的升高,真实气体效应突出,高压燃气涡轮的绝热功呈增长趋势,采用进出

口平均压缩因子的近似计算公式与理论方法的计算结果趋势相同且偏差较低,不高于3%。理想气体假设下的涡轮绝热功只与温度有关,其大小不随压力的变化而变化。随着压力的升高,高压燃气涡轮的进出口压缩因子始终大于1,且随着入口压力的升高,进出口压缩因子均逐渐增大,与理想气体假设的偏差逐渐增大,使真实气体理论绝热功与理想气体假设下的绝热功偏差较大。

4 结论

1)对比SRK、PR和RK-PR 3种立方型状态方程对高压氧气、甲烷和氢气的热力学性质的计算精度,其中SRK方程对3种高压气体工质的计算精度满足工程需要,3种气体焓值的计算误差均在2%以内。

2)结合混合规则,提出了2种绝热功的精确算法和近似算法,且当选择合适的近似算法时,2种算法之间的误差不超过1%。

3)采用压缩因子计算液体火箭发动机高压燃气涡轮近似绝热功,计算简单且准确度较高。采用进出口平均压缩因子计算高压涡轮近似绝热功与理论绝热功偏差较小,可以作为一种工程上计算高压燃气涡轮绝热功的方法。

参考文献

- [1] NASA. Space shuttle main engine (SSME) [R]. NASA-BC98-04.
- [2] 朱洪波,公茂琼,张宇,等.两种立方型状态方程相平衡推算中相互作用系数的研究进展[J].低温工程,2005(5):7-12.
- [3] 王鹏武.全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析[J].火箭推进,2004,30(6):15-18.
WANG P W. Analysis of FFSCC LOX/methane rocket engine system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(6):15-18.
- [4] 刘登丰,黄仕启,周伟.登月舱用深度变推下降级发动机系统方案研究[J].火箭推进,2014,40(4):22-28.
LIU D F, HUANG S Q, ZHOU W. System study of deep throttling descent rocket engine for lunar lander [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(4):22-28.
- [5] 段小龙,刘站国,王拴虎,等.补燃循环液体火箭发动机大范围工况调节方案研究[J].火箭推进,2004,30(3):1-6.
DUAN X L, LIU Z G, WANG S H, et al. Throttling concept study of staged combustion cycle LRE [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(3):1-6.
- [6] 于志家,杨筱恬.用SRK方程与PR方程求算双组分混合气体热力学性质[J].化工高等教育,2013,30(1):59-62.
- [7] ROBINSON D B, PENG D Y. Phase equilibria and fluid properties in the chemical industry [J]. ACS Symposium Series, 1977(6):60.
- [8] 童景山.流体热物性学:基本理论与计算[M].北京:中国石化出版社,2008.
- [9] 秦艳平,马冬英,蒲星星,等.真实气体效应对高压涡轮理论绝热功的影响[C]//第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集.昆明:中国航天第三专业信息网,2019.
- [10] 牟斌,江雄,王建涛.低温增压真实气体效应下轴流压缩机功率计算[C]//第九届全国流体力学学术会议论文集.南京:中国力学学会流体力学专业委员会,2016.
- [11] MCBRIDE B J, GORDON S, RENO M A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species [R]. NASA TM-4513.
- [12] U. S. Secretary of Commerce. Thermophysical properties of fluid systems [EB/OL]. <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid>, 2022.
- [13] 汪萍,项曙光.立方型状态方程的混合规则在相平衡计算中的研究[J].河北化工,2004,27(2):47-50.
- [14] SCOTT R L. Physical chemistry: An advanced treatise [M]. New York: Academic Press, 1971.
- [15] 卢扬扬.用改进的PR状态方程研究高温高压湿空气的热物性[D].重庆:重庆大学,2009.
- [16] 梁燕波,童景山.甲烷-氮混合气体(天然气)低温下的 p - V - T 关系[J].天然气化工(C1化学与化工),2008,33(2):71-73.
- [17] ESPOSITO F, SPINELLI N, VELOTTA R, et al. Dead time correction of time distribution measurements [J]. Review of Scientific Instruments, 1991, 62(11):2822-2827.
- [18] WHITTEN C A. Correction procedures for variable intensity neutron time-of-flight measurements [J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment, 1991, 309(1/2):264-274.
- [19] ANSYS Inc. ANSYS CFX-solver theory guide [Z]. 2013.
- [20] INVERNIZZI C M. Thermodynamic fundamentals and applications [M]. London: Springer, 2013.
- [21] GORDON S, MCBRIDE B J, ZEHE M J. NASA glenn coefficients for calculating thermodynamics properties of individual species [R]. NASA TP-211556.