

一种新颖的基于总能量守恒的化学平衡流算法

江 凡, 陈 阳, 樊雪松, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 在推进剂燃烧的建模上, 传统的热力计算方法一般基于总焓守恒求解定压绝热燃烧温度和平衡组分, 不能考虑壁面传热; 在燃气流动的建模上, 通常采用的冻结流模型认为本地的组分及热物理性质与燃烧室瞬时一致, 忽略了这些参数因来流气体与本网格滞留气体掺混带来的随时间的缓变效应。提出了一种新颖的可以考虑壁面传热的基于总能量守恒的化学平衡流计算方法, 运用 Fortran2008 语言, 采用面向对象编程方法建立了化学平衡流燃气发生器管道的模块化仿真模型, 并将该模型应用到一个包含 42 个组件的涡轮试验台气路系统的建模与仿真中。与早期模型仿真结果及试验数据的对比发现, 新模型的仿真结果有一定改进, 更加接近试验数据。

关键词: 热力计算; 化学平衡流; 总能量守恒; 涡轮试验台系统; 数值仿真

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0024-08

A novel chemical equilibrium flow algorithm based on total energy conservation

JIANG Fan, CHEN Yang, FAN Xuesong, CAI Guobiao
(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: As for the modeling of propellant combustion, the traditional thermodynamic algorithms generally use the total enthalpy conservation to solve constant-pressure adiabatic combustion temperature and equilibrium compositions, which can not consider the wall heat transfer. As for the modeling of combustion-gas flow, the frozen-flow model is usually employed with the assumption that local compositions and the thermophysical properties are instantaneous consistent with those in the combustion chamber, which ignores the slowly-varying effect of these parameters caused by the mixing process of the incoming flow and the residual gas in local grid. In view of the abovementioned weaknesses, a novel chemical equilibrium flow algorithm based on total energy conservation is proposed, which can consider the wall heat transfer. By using Fortran 2008 language and object-oriented programming method, a modular simulation model of chemical equilibrium flow gas generator pipe is established, and is applied to the modeling and simulation of a turbine test rig gas

收稿日期: 2016-09-26; 修回日期: 2016-11-27

基金项目: 国家自然科学基金(11101023)

作者简介: 江凡 (1991—), 男, 硕士, 研究领域为液体推进系统动力学与仿真

system with 42 components. In comparison with the earlier simulation results and experimental data, the simulation results of the new model make a certain improvement and are closer to the experimental data.

Keywords: thermodynamic calculation; chemical equilibrium flow; total energy conservation; turbine test rig system; numerical simulation

0 引言

系统仿真^[1-7]是研究发动机工作特性的重要方法, 目前 NASA 的推进系统数值仿真 NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) 项目代表着当今发动机系统仿真的最高水平^[1-2]。Amesim^[3], GFSSP^[4]及 Matlab/Simulink^[5-6]等系统仿真软件在发动机系统仿真领域应用较多, 为了在系统仿真的准确性和运算速度之间做到合理的平衡, 通常采用一维甚至零维的仿真模型。

在发动机燃烧室及喷管内流场仿真计算中, 热力计算^[8-11]是一种重要方法, 流动计算中冻结流模型^[12-14], 化学非平衡流模型^[15-17]应用较多。

传统的热力计算方法一般采用总焓守恒求解, 不能考虑传热。例如高玉闪使用布林克莱法对氢/氧推进剂进行热力计算, 确定各组分的摩尔数和燃烧产物温度^[9]。Kayadelen 采用化学平衡常数法研究 $C_6H_5O_7N_8$ 类型燃料水喷注燃烧现象, 并基于总焓守恒求解绝热燃烧温度^[10]。Kady 在二维的 N-S 方程中, 采用化学平衡常数法基于总焓守恒求解燃烧室温度^[11]。

吕翔针对以 H_2O_2 (L) /JP-10 (L) 为推进剂的 RBCC 发动机, 建立了火箭燃烧室热力计算模型, 并采用冻结流假设进行喷管热力计算^[14]。汪球采用 5 组分 17 步反应机理, 研究高焓激波风洞中典型状态下气流的热化学非平衡流动特性^[15]。Wei 采用 Ar 元素的相关反应, 研究 Ar 等离子在喷管非平衡流动中的膨胀过程^[16]。

冻结流模型认为组分及物性不变, 当地网格的组分和热物理性质参数与上游瞬时一致, 忽略了这些参数因来流气体与本网格滞留气体掺混带来的随时间的缓变效应; 化学非平衡流从化学反应动力学出发, 考虑反应机理, 虽然更加精细,

但是会带来刚性问题, 在系统级仿真中使计算效率大大降低, 并且其准确性取决于所采用反应机理的详细程度和适用范围, 例如高温机理无法模拟低温燃烧。相对于上述 2 种模型, 平衡流^[18]模型燃烧产物的组分摩尔分数及热物性参数由当地网格参数求解, 且不会明显降低计算效率。

运用模块化建模思想^[7,12], 文献 [13] 针对涡轮试验台气路系统建立了包含 42 个组件的数值仿真模型, 加热器及其出口段 (燃烧装置, 以下简称加热器) 燃烧区采用壁面绝热的基于总焓守恒的热力计算方法, 流动区采用冻结流模型。加热器总温的动态仿真结果与试验数据一致, 但加热器后续管道中的管流总温明显高于试验数据。

针对以往研究中的不足, 本文提出了一种基于总能量守恒的热力计算方法, 并从平衡流物理化学实质出发, 进一步提出了一套新颖的基于总能量守恒的化学平衡流计算方法, 采用该方法改进文献 [12-13] 中的加热器模型, 并通过与试验数据的对比, 验证新方法的有效性。

1 涡轮试验台装置

图 1 所示为由 42 个组件组成的涡轮试验台气路系统的仿真模型, 模块化建模^[13]时划分为 2 个流体源 (FS1-2), 20 个气体管道 (GP1-20), 5 个气体容积 (GVol1-5), 1 个气体掺混器 (GMA1), 9 个气体阀门 (GV1-9), 1 个气体喷注器 (GI1), 1 个气体稳定器 (GSA1), 1 个化学平衡流燃气发生器管道 (CEFGGP1), 1 个气涡轮 (GTurbo1) 和 1 个转子 (Rotor1)。 T_{113}/T_{114} (2 个传感器在同一横截面不同位置测量总温, 后面类似)、 T_{151}/T_{152} 及 T_{133}/T_{136} 分别为加热器下游、放气旁路管道 GP16 及主路测量段管道 GP17 总温测点。

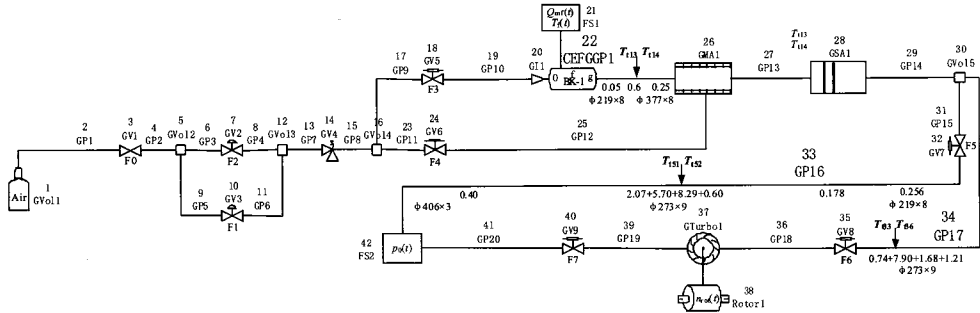


图1 涡轮试验台数值仿真模型

Fig. 1 Numerical simulation model of turbine test rig gas system

加热器 (CEFGGP1)、管道 GP16、GP17 的长度 (单位: m)、外径、壁厚 (单位: mm) 如图 1 所示, 其他元件结构参数参见文献 [13], 管道类元件每 100 mm 划分一个网格, 气体阀门与气体容积元件划分为 2 个标准网格, 总长 200 mm。FS1 和 FS2 分别为入口流体源和出口流体源。其中, 管道 GP15, 阀门 GV7 及管道 GP16 组成放气旁路, 管道 GP17, 阀门 GV8 及管道 GP18 组成涡轮主路工作段为涡轮输送高温高压燃气, 最终带动转子做功。

试验和算例设置、调节时序情况参见文献 [13], 仿真时给定一个初始流场和温度场分布, 待冷流稳定后, 10 s 时刻在加热器中 (CEFG-GP1) 点火, 整个仿真过程持续 260 s, 重点关注燃烧装置在 20~260 s 的仿真结果。FS1~2 两个流体源边界条件采用试验测量数据, 即燃油质量流

量 Q_m 、大气压强 p_0 的时间-参数数列形式的试验测量数据。整个系统工作状态随阀门开度及流体源边界条件而变化。本文针对其中的加热器 (CEFGGP1) 开展研究工作。

2 加热器的平衡流模型

平衡流模型假设认为在流动过程中, 物质化学反应速率无限快, 燃烧物质时刻处于一种组分和能量的化学平衡状态。

2.1 网格划分和基本假设

加热器型号为 BK-1 型单管燃烧室, 分别以空气、RP-3 煤油为氧化剂和燃料。如图 2 所示为根据加热器建立的化学平衡流燃气发生器管道模块的网格图, 将加热器划分为掺混点火区与流动燃烧区。氧化剂和燃料进入掺混点火区发生化学反应, 然后燃烧物质流入到流动燃烧区。

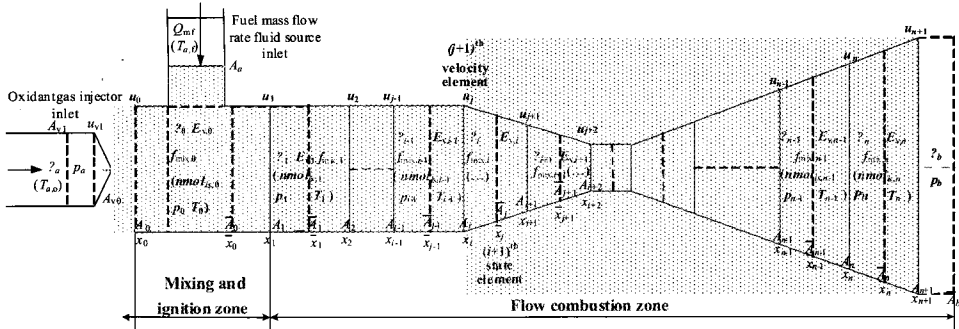


图2 化学平衡流燃气发生器管道有限体积网格

Fig. 2 Finite control volume grids of chemical equilibrium flow gas generator pipe

相较于文献 [12-13] 中的加热器模型, 基于总能量守恒的平衡流模型有以下不同的假设:

1) 掺混点火区采用总能量微分方程代替压强微分方程, 燃烧过程不再是绝热的, 可以考虑

壁面传热;

2) 流动燃烧区组分和物性不再冻结不变, 而是随当地网格的混合比等状态参数而变化。

这 2 点假设的不同会带来新模型中温度及压强算法的不同。

2.2 基于总能量守恒的平衡流模型

掺混点火区能量方程:

$$\frac{dE_{v,0}}{dt} = \frac{1}{V_0} \left[(E_{v,0}^{in} + p_0^{in}) u_0 A_0 - \dot{q}_0 S_0 - (E_{v,0}^{out} + p_0^{out}) u_1 A \right] \quad (1)$$

相较于文献 [12-13] 中, 式 (1) 有传热项 $\dot{q}_0 S_0$ 。 $E_{v,0}^{in}$ 为掺混点火区入口空气和煤油总能量, 包含空气和煤油的化学能, 并分别采用空气、煤油入口端温度 $T_{a,0}$, T_{af} 计算空气和煤油的焓值:

$$h_{is} = \Delta h_{T, is} + c_{p, is} (T_{a, is} - T_s) \quad (2)$$

式中: $\Delta h_{T, is}$ 为推进剂的标准生成焓; $c_{p, is}$ 为定压比热; T_s 为基准温度。

连续方程:

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0} \left(\dot{m}_g - \rho_0^{out} u_1 A_1 - \rho_0 \frac{dV_0}{dt} \right) \quad (3)$$

式中 \dot{m}_g 为燃气质量生成率。

混合物分数方程:

$$\frac{df_{mix,0}}{dt} = \frac{1}{\rho_0 V_0} \left[\rho_0^{in} u_0 A_0 (f_{mix,0}^{o,in} - f_{mix,0}) + \rho_0^{in} (f_{mix,0}^{f,in} - f_{mix,0}) - \rho_0^{out} u_1 A_1 (f_{mix,0}^{out} - f_{mix,0}) \right] \quad (4)$$

其中

$$f_{mix,0}^{o,in} = \begin{cases} 0 & \text{if } u_0 \geq 0 \\ f_{mix,0} & \text{if } u_0 < 0 \end{cases}$$

$$f_{mix,0}^{f,in} = \begin{cases} 1 & \text{if } u_0 \geq 0 \\ f_{mix,0} & \text{if } u_0 < 0 \end{cases}$$

流动燃烧区能量方程:

$$\frac{dE_{v,i}}{dt} = \frac{1}{V_i} \left[(E_{v,i}^{in} + p_i^{in}) u_i A_i - \dot{q}_i S_i - (E_{v,i}^{out} + p_i^{out}) u_{i+1} A_{i+1} \right] \quad (5)$$

连续方程: $i=1, \dots, n$

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \frac{1}{V_i} (\rho_i^{in} u_i A_i - \rho_i^{out} u_{i+1} A_{i+1}) \quad (6)$$

混合物分数方程: $i=1, \dots, n$

$$\frac{df_{mix,i}}{dt} = \frac{1}{\rho_i V_i} \left[\rho_i^{in} u_i A_i (f_{mix,i}^{in} - f_{mix,i}) - \rho_i^{out} u_{i+1} A_{i+1} (f_{mix,i}^{out} - f_{mix,i}) \right] \quad (7)$$

动量方程: $j=1, 2, \dots, n+1$

$$\frac{dW_j}{dt} = \rho_{j-1} (u_j^{in})^2 \bar{A}_{j-1} - \rho_j (u_j^{out})^2 \bar{A}_j + (p_{j-1} - p_j) A_j - f_{R,j} \frac{\rho_{j-1} V_{j-1} + \rho_j V_j}{2} \quad (8)$$

其中

$$\{\rho_i, p_i, E_{v,i}, f_{mix,i}, u_j\} \in Var$$

式中边界参数 Var^{in} 和 Var^{out} 采用迎风格式。

速度:

$$u_j = \frac{2W_j}{\rho_{j-1} V_{j-1} + \rho_j V_j} \quad (9)$$

网格 i 的单位体积总能量:

$$E_{v,i} = \rho_i e_i + \frac{1}{2} \rho_i \left(\frac{u_i + u_{i+1}}{2} \right)^2 \quad (10)$$

单位质量的内能:

$$e_i = h_i - \frac{p_i}{\rho_i} \quad (11)$$

理想气体状态方程:

$$p_i = \rho_i R_i T_i \quad (12)$$

平均气体常数:

$$R_i = R_0 \cdot nmol_{g,i} \quad (13)$$

式中: $nmol_{g,i}$ 为 i 网格 1 kg 物质的气体总摩尔数; R_0 为通用气体常数。内能、焓和总能量都考虑物质化学能。

联立式 (10) ~ 式 (12) 得:

$$T_i = \left(h_i - E_{v,i} / \rho_i + \frac{1}{2} \left(\frac{u_i + u_{i+1}}{2} \right)^2 \right) / R_i \quad (14)$$

其中 h_i 为 i 网格所有组分的焓值总和:

$$h_i = \sum_{is=1}^{ns} nmol_{is,i} \cdot h_{is,i} \quad (15)$$

式中: $nmol_{is,i}$ 为 i 网格 1 kg 物质中组分 is 的摩尔数; ns 为组分总数; $h_{is,i}$ 为 1 摩尔第 is 种组分的焓值 (J/mol), 是温度的单值函数, 可由 NASA 七系数或九系数拟合公式得到^[18]。

上述方程为常微分方程的初值问题, 沿时间

推进求解时步骤如下:

1) 流动燃烧区常微分方程变量 $E_{v,i}$, ρ_i , f_{\max} 及 W_j 由式 (5) ~ 式 (8) 沿时间积分求解, u_j 由式 (9) 得到, 这些参数对于本时层的代数方程求解来说成为定值。对于代数方程变量来说: h_i 是温度 T_i 和组分摩尔数 $nmol_{is,i}$ 的函数, 而需要热力计算得到的 $nmol_{is,i}$; R_i 又是 $f_{\max,i}$, p_i 的函数, 因此需联立式 (12) ~ 式 (15) 迭代求解温度 T_i 。掺混点火区 $E_{v,0}$, ρ_0 及 $f_{\max,0}$ 由式 (1)、式 (3) 及式 (4) 沿时间积分求解, u_0 由上游组件决定, 其他步骤相同。

2) 不论冷流、热流, 均在式 (14) 中采用二分法求解 i 网格的温度 T_i , 二者不同之处在于焓值 h_i 和组分数 $nmol_{is,i}$ 的计算。

热流时选取试算温度 T_{middle} , 在平衡组分初值库中, 由当前时层混合比 $r_{\text{of}}=1/f_{\max,i}-1$ 预估 T_{middle} 下平衡组分初值 $nmol_{g,i}$, 由式 (12) 和式 (13) 得到试算压强 p_{middle} , 采用基于化学平衡常数法或最小吉布斯自由能法的热力计算方法求解 T_{middle} 和 p_{middle} 下平衡组分值, 由式 (15) 计算燃烧混合气的焓 h_i , 并采用式 (13) 更新 R_i , 最终根据式 (14) 采用二分法迭代求解温度 T_i 。

冷流时, 忽略煤油对冷流的贡献, 只考虑空气流动。视空气为一定比例的 Ar 、 O_2 及 N_2 三种组分的混合物, 则 $nmol_{is,i}$ 和 $nmol_{g,i}$ 为定值, 因此 h_i 是温度的单值函数, 联立式 (13) 和式 (15), 最终根据式 (14) 采用二分法迭代求解温度 T_i 。

3) 得到网格温度 T_i 后, 由式 (12) 求压强 $p_{i,0}$ 。

4) 热流时由热力计算得到最终的燃烧产物组分数及热物性参数; 冷流时, 各物质组分即为空气组分, 物性参数由上游相连组件参数赋值。

3 模型应用效果

文献 [13] 采用 Fortran95 语言和面向过程的编程方法, 建立了涡轮试验台气路系统的模块化仿真模型。其中加热器模型燃烧区采用壁面绝热的基于总焓守恒的热力计算模型, 流动区采用基于总能量 (不包含化学能) 守恒的冻结流模型, 传热模型采用文献 [19] 在圆柱坐标系下建立的一种计算管壁传热的轴对称二维有限体积模型。此方案称为旧方案。

本文采用 Fortran2008 语言编程, 将试验台系统所涉及的主要模块面向对象化, 并采用新的平衡流模型对加热器进行改进, 掺混点火区和流动燃烧区采用基于总能量 (包含化学能) 守恒的平衡流模型并考虑传热, 此方案称为新方案。

加热器和气体管道壁面传热采用轴对称二维传热模型, 气体阀门、喷注器、气体稳定器及气涡轮为径向一维传热模型, 气体容积为零维传热模型, 气体掺混器为绝热模型。

在编程过程中还进行了其他许多改进以优化代码, 例如改进了热力计算过程中确定温度的二分法方案, 基本思想是采用上一时层的温度确定本时层温度二分法求解初值, 在收敛精度提高到 0.01 K 的情况下反而减小了二分法迭代步数。数值试算表明, 面向对象化和二分法改进使得计算速度提高了约 20%。

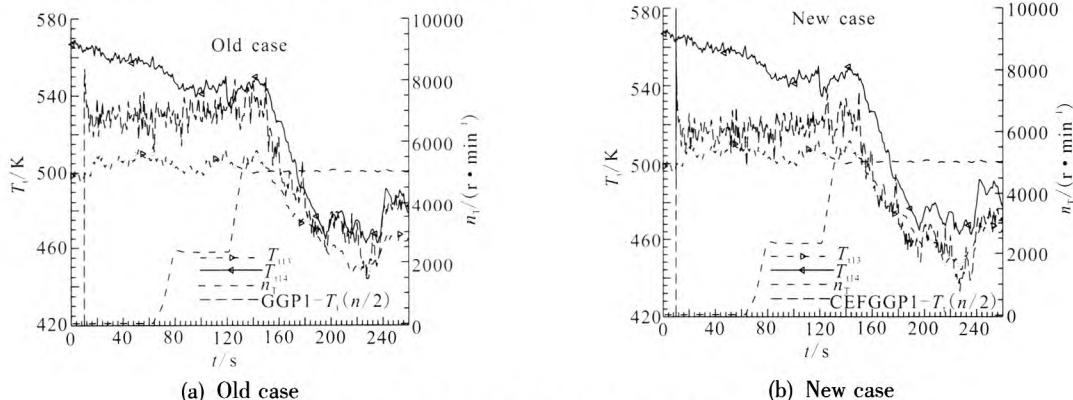


图3 加热器下游总温仿真结果与试验数据的对比

Fig. 3 Comparison of heater-downstream total temperature simulation results with test data

如图 3~图 5 所示为采用化学平衡常数法的 2 种方案仿真结果与 3 个测点处试验数据的对比。

图 3 中 n_T 为转子转速, $GGP-T_t(n/2)$ 、 $CEFGGP-$

$T_t(n/2)$ 分别为旧方案和新方案加热器下游中间网格处总温。图 4 中 $GP16-T_t(n/2)$ 、 $GP16-T_t(n-1)$ 分别为管道 GP16 中间网格与末端网格总温。图 5 中以此类推。

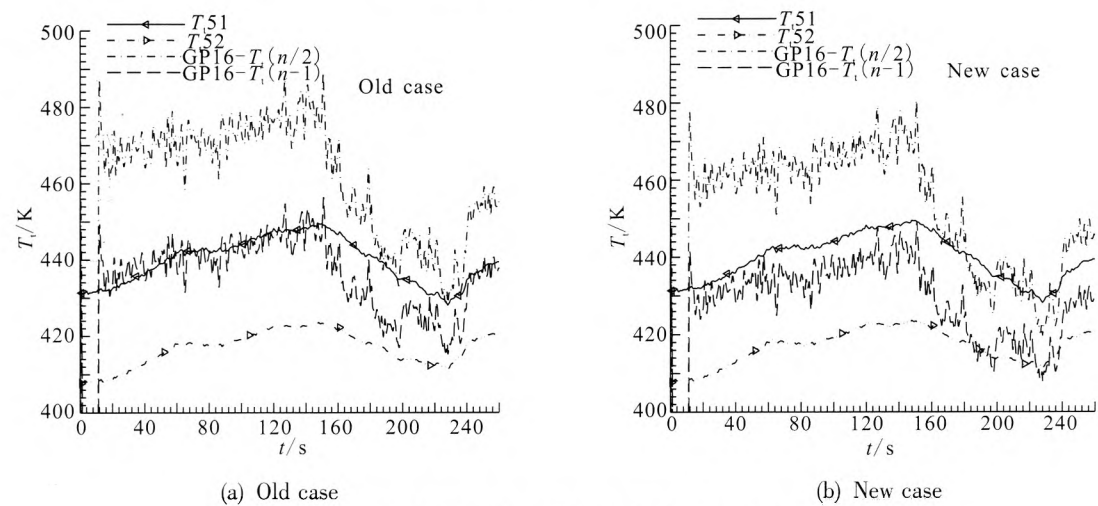


图 4 放气旁路总温仿真结果与试验数据的对比

Fig. 4 Comparison of bypass measurement-section total temperature simulation results with test data

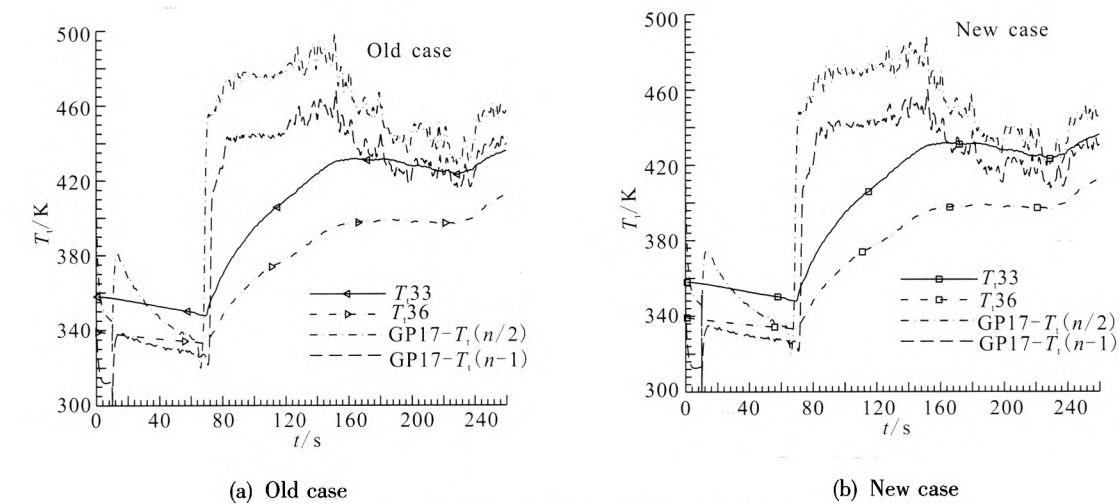


图 5 主路测量段总温仿真结果与试验数据的对比

Fig. 5 Comparison of main-line measurement-section total temperature simulation results with test data

根据涡轮试验台气路系统运行工况, 在 30 s, 120 s 及 260 s 分别截取 3 个测点的总温数据, 并与试验数据进行对比, 如表 1 和表 2 所示。

从表 1 可以看出, 新方案的加热器下游总温相对于旧方案有一定下降, 在 30 s, 120 s 及 260 s 时, 分别下降 12.94 K, 12.31 K 及 12.4 K。尽管如此, 从图 3 可以看出, 2 种方案的总温仿真曲

线整体上都落在了加热器下游同一测点 2 个传感器 T_{t13} 和 T_{t14} 测得的总温曲线的范围内, 说明新旧方案在加热器下游总温计算上都与试验相符。

加热器总温下降一方面是掺混点火区采用式 (1) 求解总能量, 在计算空气、煤油焓值时, 采用加热器入口温度计算; 而旧方案中, 统一采用煤油初温 T_{ini} 计算, $T_{ini}=282$ K 是煤油实测温度的

表 1 试验数据与新旧方案总温仿真结果

Tab. 1 Test data and total temperature simulation results of new and old cases

试验	时间/s	$T_{113}/T_{114}/K$	$T_{151}/T_{152}/K$	$T_{139}/T_{136}/K$
旧方案	30	501.86/556.99	434.47/411.16	354.13/336.21
	120	507.16/538.99	448.29/422.7	409.62/378.18
	260	465.9/477.77	439.38/420.72	435.84/411.79
	时间/s	加热器中间 网格总温/K	管道 GP16 中间 网格总温/K	管道 GP17 末端 网格总温/K
	30	523.90	472.20	334.29
	120	534.32	476.15	444.54
	260	479.67	454.64	439.82
	时间/s	加热器中间 网格总温/K	管道 GP16 中间 网格总温/K	管道 GP17 末端 网格总温/K
	30	510.96	464.14	331.80
新方案	120	522.01	468.35	441.39
	260	467.27	445.23	430.91

表 2 新旧方案总温仿真结果与试验数据的对比结果

Tab. 2 Comparison of total temperature simulation results of new and old cases with test data

仿真结果与试验数据对比	时间/s	加热器中间网格总温/K	管道 GP16 中间网格总温/K	管道 GP17 末端网格总温/K
旧方案	30	符合试验	超出试验上限 37.73	低于试验下限 1.92
	120	符合试验	超出试验上限 27.86	超出试验上限 34.92
	260	超出试验上限 1.9	超出试验上限 15.26	超出试验上限 3.98
新方案	30	符合试验	超出试验上限 31.42	低于试验下限 4.41
	120	符合试验	超出试验上限 31.42	超出试验上限 31.77
	260	符合试验	超出试验上限 5.85	符合试验

平均值。可见采用加热器入口温度更加接近实际，空气入口温度在仿真涉及的 260 s 过程中约为 270 K，相对于 T_{in1} 小 12 K，引起仿真得到的加热器总温下降约 10 K。另一方面，掺混点火区考虑壁面传热，导致燃气总温又下降 2~3 K。最终加热器总温相较原始方案约有 12~13 K 的下降。

加热器总温下降引起了后续管道总温的下降，如表 1 所示，在这 3 个时刻点，新方案放气旁路管道 GP16 总温相对于旧方案分别有 8.06 K，7.8 K 及 9.41 K 下降；主路测量段管道 GP17 总温则分别有 2.49 K，3.15 K 及 8.91 K 下降。

从图 4 可以看出，与试验数据总温 T_{151} 和 T_{152} 对比，新方案中放气旁路总温仿真结果更加接近

试验曲线。如图5显示与试验数据总温 T_{133} 和 T_{136} 对比,新方案中主路测量段总温仿真结果更加接近试验曲线;只是在62.9 s时刻GV8阀门开启后,在约70~150 s时间段内,仿真结果总温突然上升,试验总温缓慢上升,二者趋势仍不一致。分析原因为:鉴于当前算例中后续组件仍然采用冻结流模型,组分及热物理性质参数根据加热器末端网格计算结果直接赋值,导致后续组件网格中的这些参数是突变的,而实际情况应该是物性随时间缓变的。后续针对该差异,进一步细化加热器后续管道模型,更好地描述气路系统中温度沿流动方向的分层现象。

4 结论

通过上述分析与比较,得出以下结论:

1) 新方案加热器掺混点火区分别采用空气、煤油入口端温度代替原始方案中的煤油初温计算空气和煤油焓值,更加接近物理化学实际,且导致加热器下游总温下降约10 K。

2) 加热器掺混点火区采用基于总能量守恒的平衡流模型,相对于传统基于总焓守恒的方法,物理意义更加接近实际。其中,考虑壁面传热导致加热器下游总温计算结果较原始方案降低2~3 K。

3) 加热器下游总温降低,导致后续组件中放气旁路总温、主路测量段总温仿真曲线也整体降低,更加接近试验曲线。

4) 通过大量的文献调研,尚未发现考虑壁面传热的基于包含化学能总能量守恒的类似方法,因此本文提出的方法具有一定的新颖性,在燃烧室及燃气流动装置建模与仿真领域具有一定的工程应用价值。

5) 后续考虑对加热器后续管道进行平衡流模型改造,以期能够实现当地网格组分及物性参数的缓变效应,更好地描述涡轮试验台气路系统中温度沿流动方向的分层现象。

参考文献:

[1] HEATH C M. Characterization of swirl-venturi lean direct

injection designs for aviation gas turbine combustion[J]. Journal of propulsion and power, 2014, 30(5): 1334-1356.

[2] CHAPMAN J W. A process for the creation of T-MATS propulsion system models from NPSS data: AIAA 2014-3931[R]. USA: AIAA, 2014.

[3] 晏政,刘泽军,程玉强,等. 航天器推进系统模块化建模方法[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(4): 28-32.

[4] BANDYOPADHYAY A, MAJUMDAR A. Network flow simulation of fluid transients in rocket propulsion systems[J]. Journal of propulsion and power, 2014, 30(6): 1646-1653.

[5] OSIPOV V V, DAIGLE M J, MURATOV C B, et al. Dynamical model of rocket propellant loading with liquid hydrogen [J]. Journal of spacecraft and rockets, 2011, 48(6): 987-998.

[6] FREDERICK D K. A new method for constructing fast models of jet engines in Simulink: AIAA 2009-5419 [R]. USA: AIAA, 2009.

[7] 陶金伟,黄金泉,周文祥. 航空发动机组态建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2372-2378.

[8] 杨亚晶,何茂刚,徐厚达. 水冲压发动机的热力性能分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 240-245.

[9] 高玉闪,杜正刚,金平,等. 热沉式燃烧室热载分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2619-2624.

[10] KAYADELEN H K, UST Y. Prediction of equilibrium products and thermodynamic properties in H_2O injected combustion for $Ca H\beta O\gamma N\delta$ type fuels[J]. Fuel, 2013, 113: 389-401.

[11] AL KADY M A, OWIS F M. Numerical simulation of nozzle flow with chemical equilibrium[J]. Journal of engineering and applied sciences, 2013, 8(5): 11-18.

[12] 陈阳,唐振宇,蔡国飙,等. 涡轮试验台燃烧装置建模与仿真(I)基于混合物分数的分区模型[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 981-986.

[13] CHEN Y, CAI G B, ZHANG Z Z, et al. Multi-field coupling dynamic modeling and simulation of turbine test rig gas system[J]. Simulation modelling practice and theory, 2014, 44(4): 95-118.

[14] 吕翔,何国强,刘佩进,等. RBCC发动机性能分析模型改进方法研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 387-390.

[15] 汪球,赵伟,滕宏辉,等. 高焓激波风洞喷管流场非平衡特性研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 66-71.

[16] WEI F Z, WANG H X, MURPHY A B, et al. Numerical modelling of the nonequilibrium expansion process of argon plasma flow through a nozzle[J]. Journal of physics D applied physics, 2013, 46(50): 505205. (下转第7页)

构建了液氧煤油动力体系, 开展了液氧甲烷发动机研究, 具备了可重复使用发动机研制的基础。

3) 可重复使用液体火箭发动机涉及多项关键技术, 应持续开展研究工作。

参考文献:

- [1] 曹志杰. 国外可重复使用运载器近期进展[J]. 国际太空, 2005 (10): 20-25.
- [2] DAVIS J A, CAMPBELL R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system: AIAA 97-3318 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [3] Anon. High performance Russian NK-33 LOX/Kerosene liquid rocket engine: AIAA 94-3397[R]. USA: AIAA, 1994.
- [4] ROBERT E M, ANTHONY P T. A status report on the development of the Kistler aerospace K-1 reusable launch vehicle: AIAA 2001-2069[R]. USA: AIAA, 2001.
- [5] 于霞, 孙伶俐, 单文杰. 国外可重复使用运载器发展现状和趋势[J]. 国际太空, 2012 (12): 2-6.
- [6] GORACKE B D, LEVACK D J. Tripropellant engine drive cycle considerations for the SSTD application: AIAA 95-2950[R]. USA: AIAA, 1995.
- [7] 禹天福, 李亚裕. 液氧甲烷发动机的应用前景[J]. 航天制造技术, 2007, 4(2): 1-4.
- [8] 李斌, 张小平, 马冬英. 我国新一代载人火箭液氧煤油发动机[J]. 载人航天, 2014, 20(5): 427-431.
- [9] 高朝辉, 刘宇, 肖肖, 等. 垂直着陆重复使用运载火箭对动力技术的挑战[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 1-6.
- GAO Zhaohui, LIU Yu, XIAO xiao, et al. Challenge to propulsion technology for vertical landing reusable launch vehicle[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(3): 1-6.
- [10] 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2006, 284(4): 1-4.
- [11] BURKHARDT H, SIPPEL M, HERBERTZ A, et al. Effects of the choice between kerosene and methane on size and performance of reusable liquid booster stages: AIAA 2003-5122[R]. USA: AIAA, 2003.
- [17] SOLSVIK J, HAUG-WARBERG T, JAKOBSEN H A. Implementation of chemical reaction equilibrium by Gibbs and Helmholtz energies in tubular reactor models: application to the steam-methane reforming process[J]. Chemical engineering science, 2016, 140: 261-278.
- [18] GORDON S, MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications: NASA RP-1311[R]. USA: NASA, 1996.
- [19] 陈阳, 高芳, 张振鹏, 等. 准一维可压缩瞬变管流的有限体积模型(II)管壁温度场的有限体积模型[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 317-322.

(编辑: 王建喜)

(上接第 31 页)

(编辑: 马 杰)