

考虑煤油裂解效应的超声速燃烧室再生冷却过程分析*

王 曦, 仲峰泉, 陈立红, 张新宇

(中国科学院力学研究所/高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 为了分析宽马赫数飞行条件下超声速燃烧室再生冷却性能以及考虑燃料高温裂解效应对冷却的影响, 发展了具有一定通用性的超声速燃烧室再生冷却系统气-固-液传热分析模型, 对燃烧室内流、冷却剂流动以及冷却结构进行了气-固-液传热耦合计算。燃烧室内流计算模型无需实验测量的静压数据以及总温/释热分布假设, 通过直接求解质量、动量、能量守恒微分方程并结合燃料混合及燃烧模型来获得内流参数分布。同时对燃烧室壁面传热进行了计算, 将冷却结构内冷却剂的流动、换热与燃烧室内流耦合, 并且着重考虑了煤油作为冷却剂, 其物态随温度、压力变化以及高温时出现的热/催化裂解吸热化学反应。基于实验数据发展了煤油热/催化裂解总包反应模型, 对煤油热裂解和催化裂解两种过程的化学吸热性能进行了对比, 研究了热/催化裂解效应对再生冷却的影响。

关键词: 超声速燃烧室; 耦合传热; 再生冷却; 超临界态; 催化裂解

中图分类号: V235.213 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 01-0047-07

A Coupled Heat Transfer Analysis with Effects of Catalytic Cracking of Kerosene for Actively Cooled Supersonic Combustor

WANG Xi, ZHONG Feng-quan, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics/Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to establish assessment and optimization method of combustor regenerative cooling system, one-dimensional heat transfer analysis coupling the supersonic combustor flow, the coolant flow and the cooling wall was developed. Without pressure data obtained from experiments and assumption for the distribution of total temperature and heat release, the flow properties of the combustor were obtained by directly solving the mass, momentum and energy differential equations with fuel mixing and reaction modeling. The flow and heat transfer properties of the coolant at varied states were solved and coupled with the combustor flow by calculating the heat conduction through the cooling wall. The thermal and catalytic cracking of the aviation kerosene were considered in the present model and their effects on the cooling were studied. It is found that at flow conditions of Mach 6 flight, the cracking effect on the cooling is obvious in the downstream half part of the combustor and the hot-wall temperature is further reduced due to the endothermicity of the kerosene cracking. Compared with thermal cracking, catalytic cracking increases the cooling effectiveness even further.

Key words: Supersonic combustor; Coupled heat transfer; Regenerative cooling; Supercritical state; Catalytic cracking

* 收稿日期: 2012-03-28; 修订日期: 2012-07-19。

基金项目: 国家自然科学基金 (10902115; 11172309)。

作者简介: 王 曦 (1987—), 女, 博士生, 研究领域为冲压发动机主动冷却系统分析与优化。

E-mail: xiwang@mail.ustc.edu.cn

1 引言

超燃冲压发动机热防护是高超声速飞行器研究中的关键问题之一。高马赫数飞行时(如 $Ma \geq 6$)，由于发动机燃烧室燃气高总温与壁面高热流等特点，需要对燃烧室结构进行主动冷却。目前，以机载燃料作为冷却剂的再生冷却技术是国际上公认的有效冷却方式之一^[1]。再生冷却过程大致为：燃料先通过燃烧室结构内的冷却通道，以对流换热和裂解吸热方式吸收热量、冷却燃烧室结构；吸热升温后燃料再以超临界态或裂解态喷入燃烧室燃烧，使得从壁面吸收的热量可以回收利用。

再生冷却是一个复杂的气-固-液传热耦合过程，涉及燃烧室流动与燃烧、冷却剂热物性变化、流动与换热特性、冷却结构特性等众多因素。其中，碳氢燃料作为冷却剂在吸热升温过程中会经历多物态变化：液态、超临界态、裂解态。在一定条件下，燃料高温裂解反应呈现吸热特征，因此可利用裂解反应吸热量作为额外的热沉，以提高燃料的整体换热性能。此外，燃料热裂解和催化裂解的吸热效果也有很大不同。燃料热裂解产物含有较多的甲烷、乙烷等饱和烃，限制了裂解吸热量^[2,3]；而催化裂解可以降低裂解起始温度，并且提高化学吸热量^[4]。据笔者所知，目前国内关于发动机及燃烧室再生冷却的传热分析模型^[5,6]均没有考虑燃料高温裂解效应对冷却过程的影响；此外，大多数分析模型在求解发动机内流参数时结合了实验测量静压数据或总温/释热分布假设，使模型的普适性受到很大限制。

本文通过求解一维可压缩流动方程组并结合燃料的混合、燃烧模型以及壁面摩擦、热损失模型获得了内流参数分布。并且对燃烧释热导致隔离段内形成激波串结构和边界层分离而影响流动进行了模型修正。在求解冷却剂流动与换热时，考虑了碳氢燃料随温升的多物态变化和超临界传热特性。同时，根据裂解实验数据^[7,8]获得了煤油热/催化裂解总包反应以及反应速率常数随温度的变化规律，并将热/催化裂解模型嵌入冷却流动计算中。最后，根据壁面总热量守恒，将燃烧室内流、冷却剂流动以及冷却壁热传导耦合求解。

本文发展了具有一定普适性的超声速燃烧室再生冷却传热分析模型，着重研究了燃料热/催化裂解效应对冷却过程的影响，可用于宽马赫数飞行条件下的发动机燃烧室再生冷却性能评估和冷却系统设计

优化。

2 气-固-液耦合传热分析模型

2.1 发动机内流参数计算

2.1.1 基本方程

可压缩气体微分基本方程基于以下三个假设：流动参数只在流向发生变化；稳态流动及传热；气体为热完全气体。

控制方程的推导参考了文献[9]，具体形式如下

(1) 质量方程

$$\frac{1}{m} \frac{dm}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dU}{dx} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

式中 dm/dx 和 dA/dx 分别表示燃料添质和燃烧室变截面效应。

(2) 动量方程

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} + \frac{\gamma Ma^2}{2U^2} \frac{dU^2}{dx} + \frac{2\gamma Ma^2 c_f}{D} + \frac{\gamma Ma^2}{m} \frac{dm}{dx} = 0 \quad (2)$$

式中摩擦系数 C_f 用高速边界层流动的摩阻关系式^[10]并结合 Eckert 提出的参考焓值法^[11]计算， D 是等效水力直径。

(3) 状态方程

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dx} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} + \frac{1}{T} \frac{dT}{dx} - \frac{1}{MW} \frac{dMW}{dx} \quad (3)$$

MW 为混合物的平均分子量， dMW/dx 反应了由于燃烧产生的气体混合物组分变化。

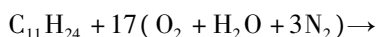
(4) 能量方程

$$\frac{d\left(h + \frac{U^2}{2}\right)}{dx} = -\frac{dQ}{dx} + \frac{dh_{pr}}{dx} - \left[\left(h + \frac{U^2}{2}\right) \frac{1}{m} \frac{dm}{dx} - \left(h_{added} + \frac{U_{added}^2}{2}\right) \frac{1}{m} \frac{dm}{dx} \right] \quad (4)$$

式中 $dQ = q_w P_w dx / \dot{m}$ ，热流密度 q_w 用 Eckert 参考焓值法计算^[11]，需说明的是 q_w 的求解需要已知内壁温度 T_{w1} ，而求解 T_{w1} 需和冷却结构热传导以及冷却剂对流传热计算耦合起来，具体过程将在后面 2.2 节介绍。 h_{pr} 是反应释热量，由燃烧总包反应模型确定。 h_{added} 和 U_{added} 分别表示燃料的喷注焓值与流向速度分量。另外，计算中考虑了气体混合物热力学参数随温度的变化。

2.1.2 燃料混合与燃烧模型

本文以正十一烷作为煤油的化学替代模型，其分子量以及热力学参数特性与大庆 3 号煤油比较接近。燃烧反应采用正十一烷的总包反应模型：





在氢引或者火花塞等强迫点火条件下,燃料的点火延迟时间将显著缩短,所以燃烧速率在很大程度上受到燃料与空气混合程度的影响。因此,本文采用混合控制燃烧的概念^[9,12]来确定燃烧速率,并通过预先设定燃烧效率来模拟燃料的未充分燃烧。

再生冷却系统中,燃料在喷注之前将从燃烧室壁面吸热,燃料的喷注状态为气态或超临界态。因此,本文未考虑液态燃料的雾化蒸发过程。燃料与空气的混合模型采用“混合效率”^[13]的概念。因此,与主流空气混合充分、可供反应的燃料流量由式(6)决定

$$\dot{m}_f = \eta_m \dot{m}_{f0} \quad (6)$$

式中 η_m 是混合效率, \dot{m}_{f0} 是燃料总流量。混合效率的取值由 0 到 1,取值范围为喷射点到混合完成的流向长度,即混合长度。混合长度采用文献[14]提出的经验公式,适用于超声速气流中气态燃料的垂直喷射

$$\frac{L_m}{b} \cong 0.179 C_m e^{1.72\phi_0} \quad \phi_0 \leq 1 \quad (7)$$

式中 L_m 是混合长度, b 是燃料喷射的横向尺度; C_m 是混合系数; ϕ_0 是总当量比。

垂直射流的混合效率分布采用经验公式^[15]

$$\eta_m = \left\{ \frac{x}{L_m} + \frac{1}{(50 + 1000\alpha)} \right\}^\alpha \quad (8)$$

式中 η_m 是混合效率, x 为轴向方向距喷射点的长度, α 取 0.6,反映了混合速率大小。

2.1.3 隔离段参数修正

由于燃烧释热使压力升高,导致隔离段内出现斜激波串或正激波以及边界层分离现象。而一维微分方程组无法模拟这个物理过程。因此需进一步对隔离段内静压和马赫数进行修正。

首先采用 Waltrup 和 Billig 提出的激波串长度确定公式^[16]

$$\frac{L}{H} = \frac{\sqrt{\frac{\theta}{H}}}{\sqrt[4]{Re_\theta}} \cdot \frac{\left\{ 50 \left(\frac{P_e}{P_i} - 1 \right) + 170 \left(\frac{P_e}{P_i} - 1 \right)^2 \right\}}{(M_i^2 - 1)} \quad (9)$$

式中 L 是激波串长度, H 是隔离段入口高度, θ 是入口边界层的动量厚度, Re_θ 是由 θ 定义的雷诺数,角标 i, e 分别表示隔离段入口和出口的物性参数。

确定激波串长度后,采用 Waltrup 和 Billig 提出的静压分布关系式^[16]对静压进行修正

$$\frac{p(x)}{p_u} = 1 + \left(\frac{p_d}{p_u} - 1 \right) (3 - 2\chi) \chi^2 \quad \chi = \frac{x - x_u}{x_d - x_u} \quad (10)$$

式中角标 u 代表修正段的起始点,角标 d 代表隔离段出口处的物理量, x 则代表修正段内任一点距起始点的距离。气流马赫数分布则通过质量和冲量守恒关系获得。

这里要说明的是,通过激波串模型确定隔离段压力、马赫数分布后,需要再次求解流动方程组(1)~(4)获得喷嘴点下游流动参数分布。激波串模型与常微分方程组的计算形成迭代过程。计算结果表明,经过 1~2 次循环迭代,隔离段激波串模型与常微分方程组的求解将匹配。

2.2 冷却剂传热计算以及气-固-液传热耦合

燃烧室壁面热流和温度分布的求解耦合了燃气流动、冷却壁热传导和冷却剂换热过程,气-固-液传热耦合方法具体如下:

燃烧室壁面热流采用参考焓值法^[11]计算

$$q_w = St^* \rho^* U_c (h_{aw} - h_w) \quad (11)$$

式中 h_{aw} 是绝热壁温对应的焓值, h_w 是冷却壁温对应的焓值, St^* 为超声速湍流边界层斯坦顿数,确定公式如下^[17]

$$St^* = 0.0287 / (Pr^{*2/5} Re^{*1/5}) \quad (12)$$

式中 $*$ 代表参考点,采用式(12)确定

$$h^* = \frac{h_e + h_w}{2} + 0.22r \frac{U_c^2}{2} \quad (13)$$

式中 r 是恢复系数,对于湍流有 $r = \sqrt[3]{Pr^*}$ 。可以看出,计算热流 q_w 需要壁面焓值 h_w ,即壁面温度 T_{wi} 来确定。

本文考虑了产物中 H_2O 及 CO_2 产生的热辐射对壁面热流的影响,热辐射公式如下

$$q_w^r = \sigma \varepsilon T_i^4 \quad (14)$$

由于冷却后燃烧室壁面温度较低,因此式(14)忽略了壁面对燃气的热辐射。式中 σ 为黑体辐射常数, ε 为 H_2O 和 CO_2 总的发射率, T_i 为燃气的当地静温。通过计算发现,飞行马赫数 6 条件下,由燃气中 H_2O 和 CO_2 辐射产生的壁面热流占总热流的 5%~10%。

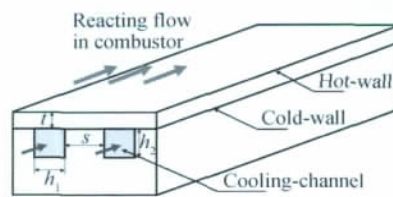


Fig. 1 Schematic diagram of the cooling configuration

再生冷却基本结构如图1所示。结构采用高合3128。冷却通道为1.5mm×1.5mm的方形孔,沿燃烧室展向均匀分布,并沿流向延伸,孔-孔间距 s 为3mm。将燃烧室内壁称为热壁,冷却通道上壁面称为冷壁,盖板厚度 t 为1.2mm。

冷却壁内热传导过程可以通过一维热传导或者多维热传导模型求解,对于一维模型有

$$q_w = k_w \frac{T_{w1} - T_{w2}}{t} \quad (15)$$

式中 T_{w1} 为热壁温度, T_{w2} 为冷壁温度, t 为图1所示的冷却薄壁厚。 k_w 为固壁材料的导热系数,为热壁、冷壁平均壁温的函数。

冷却通道内燃料换热为

$$q_{w2} = q_{w2}^c + q_{w2}^e \quad (16)$$

式中 q_{w2}^c 为对流传热项,由式(15)确定, q_{w2}^e 为裂解导致的化学吸热,由2.3介绍的总包反应模型确定。

$$q_{w2}^c = h_f (T_{w2} - T_f) \quad (17)$$

式中煤油的对流传热系数 h_f 由努塞尔数 $Nu = h_f k_f / d$ 确定; Nu 随雷诺数、普朗特数及壁面参数的变化规律基于煤油加热圆管的实验数据^[18]。考虑到实际冷却结构的非圆形截面以及热流的单侧加载,本文采用的努塞尔数是基于对圆管实验数据的修正,即

$$Nu = C Nu_{\text{circular}} \quad (18)$$

根据三维冷却结构中煤油传热实验结果^[19],修正系数 C 取0.7。冷却通道内流动通过求解一维动量和能量方程

$$\dot{m}_f \frac{du_f}{dx} = -A_f \frac{dp_f}{dx} - \tau_w \cdot L \quad (19)$$

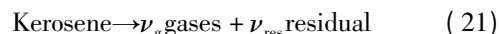
$$\dot{m}_f \frac{d\left(h + \frac{1}{2}u^2\right)_f}{dx} = q_w L \quad (20)$$

式中 $\dot{m}_f = \rho_f u_f A_f$ 为冷却剂流量; τ_w 是壁面剪切应力,通过对流传热规律以及雷诺相似准则确定; L 是冷却通道横截面周长。

将式(11)、(13)、(14)、(16)耦合迭代求解可以获得燃烧室热壁温度 T_{w1} 和热流 q_{w1} ,冷壁温度 T_{w2} 以及煤油温度 T_f 分布。本模型的计算考虑了煤油热力学参数及输运参数随温度、压力的变化。采用大庆3号煤油的10组分替代模型^[18],利用广义对应法则(ECS)结合考虑真实气体效应的Benedict-Webb-Rubin(BWR)状态方程计算其物性参数随温度、压力的变化^[20]。

2.3 煤油热/催化裂解反应模型

当煤油温度超过其裂解起始温度后(约为800K^[7,8])需要考虑煤油热/催化裂解反应对其流动与换热性能的影响。煤油热/催化裂解过程采用了文献[7]提出的总包反应模拟



模型中将裂解产物分为两部分:气态产物(gases)、液态及其他含碳产物(residual)。热裂解实验显示^[7],气态产物主要包括 CH_4 、 C_2H_6 、 C_3H_8 、 C_2H_4 和 C_3H_6 ;residual产物则可以用 C_xH_y 表示, x,y 由基于实验数据的理论分析给出,具体理论推导类似文献[7]给出的推导过程。对于催化裂解,本文根据文献[8]给出的实验数据,确定了气态产物组分和residual产物分子式以及反应速率常数。图2给出了热/催化裂解反应速率随温度的变化;可将热/催化裂解反应速率按温度区间分段拟合合成Arrhenius形式

$$k = A e^{-\frac{E_a}{RT}} \quad (22)$$

如图2所示,热/催化裂解反应速率常数随温度变化存在很大差别:催化裂解的反应活化能(即反应速率曲线的斜率)和裂解起始温度均比热裂解的低,说明催化剂促进了裂解反应。

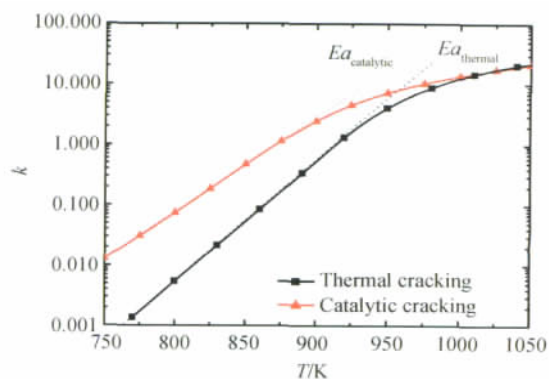


Fig. 2 Reaction rates as function of temperature for thermal and catalytic cracking

将热/催化裂解反应模型嵌入到冷却剂流动计算中。这里采用了裂解度^[7]的概念,即生成的气态产物质量占初始煤油质量之比

$$\chi_{g,m} = \frac{n_{\text{gas}} \mu_{\text{gas}}}{n_{\text{kerosene}} \mu_{\text{kerosene}} + n_{\text{gas}} \mu_{\text{gas}} + n_{\text{residual}} \mu_{\text{residual}}} \quad (23)$$

式中 n 表示摩尔数, μ 表示平均分子质量。煤油裂解度的变化通过计算气态产物和剩余产物的生成率来获得。

获得煤油当地裂解度后,裂解形成混合物的定压

比热、密度、导热系数等参数均通过基于质量分数和摩尔分数的混合法则确定。煤油裂解的化学吸热量则根据在相似流动条件下热/催化裂解实验数据^[7,8]拟合的吸热量随裂解度变化曲线来确定。

3 典型算例结果及讨论

首先对分析模型进行验证。

如图 3 所示,燃烧室包括:长 100mm 的隔离段;长 620mm,340mm 的两段燃烧段(扩张角 1.5°及 3.5°);长 275mm 的尾喷管。采用两路喷油,第一、第二喷油当量比分别为 0.67 和 0.49。隔离段入口总温 1600K,空气流量 1.74kg/s,对应飞行马赫数 6 的工作。

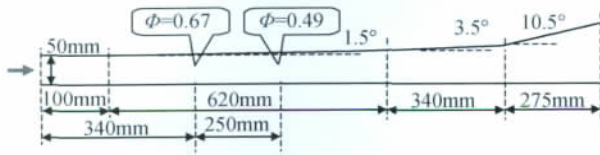


Fig. 3 Schematic diagram of combustor configuration

图 4 比较了分析给出的燃烧室静压分布与实验测量结果。可以看出,计算结果与实验数据吻合的较好,说明燃烧室内流计算模型的可靠性。

同时采用文献 [21] 给出的燃烧室构型及壁面热流测量数据对传热模型进行了验证。燃烧室入口马赫数为 2.35,总温 1800K,煤油喷注温度 750K,当量比为 0.68。燃烧室由四段组成,长度及扩张角可参见文献 [21]。图 5 中将计算的壁面热流与实验数据进行了比较,两种结果基本吻合,验证了传热模型的准确性。

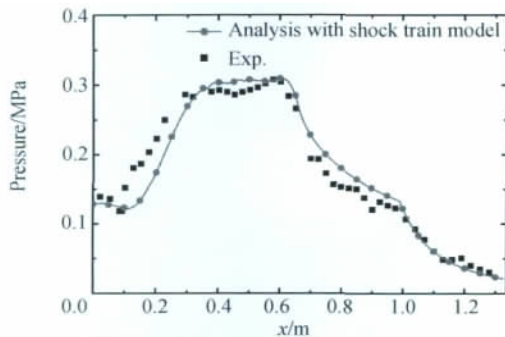


Fig. 4 Static pressure comparison between analysis result and experiment data

需说明的是,下面的计算与分析过程均是针对第一种燃烧室构型进行的。图 6 是计算给出的燃烧室

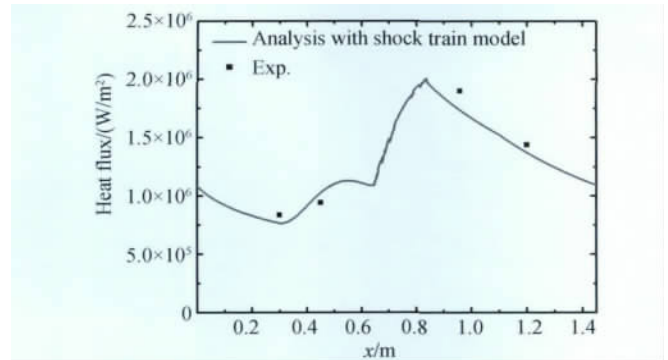


Fig. 5 Wall heat flux comparison between analysis result and experiment data

平均(横截面内平均值)总温分布。燃烧室总温由 1600K 升高到 2550K;总温上升区(释热区)从 $x = 270\text{mm}$ 至 650mm 。同时,图中也显示了壁面冷却产生热损失而导致释热段前后总温有小幅度下降。

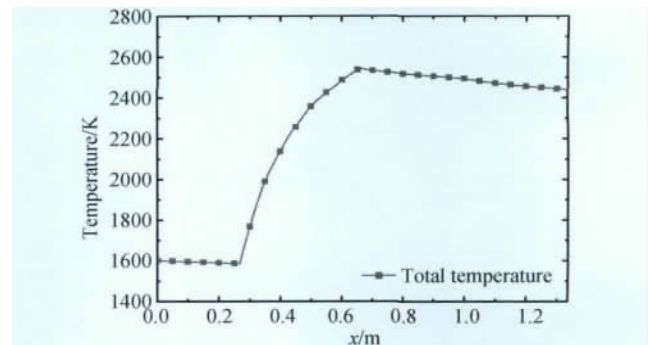


Fig. 6 Distribution of total temperature along combustor length

图 7 给出了超临界煤油在未考虑裂解效应时热壁温度、冷壁温度以及油温分布。煤油作为冷却剂的用量与燃烧当量比匹配。考虑到煤油在冷却燃烧室之前可能对进气道等其他部件进行冷却,因此煤油入口温度设为 373K。如图所示,热壁温度 T_{w1} 与冷壁温度 T_{w2} 的变化趋势基本一致,两者均在燃烧释热区的末端 ($x \sim 0.6\text{m}$) 出现峰值。油温沿流向不断上升,在出口处达 1074K,显著超过了煤油裂解起始温度,这说明传热分析无法忽略高温裂解效应。

图 8 比较了未考虑裂解效应、考虑热裂解、考虑催化裂解时热壁温度及油温分布。从图中可以看出,燃料裂解反应主要发生在燃烧室后半段 ($x \geq 0.7\text{m}$),裂解反应将提高煤油的吸热性能,从而使热壁温度降低。与未考虑裂解的结果比较,热裂解及催化裂解分别使燃烧室后半段壁温最大降低了 180K 和 205K。比较图 8 所示的三种条件下煤油出口温度可看出,催

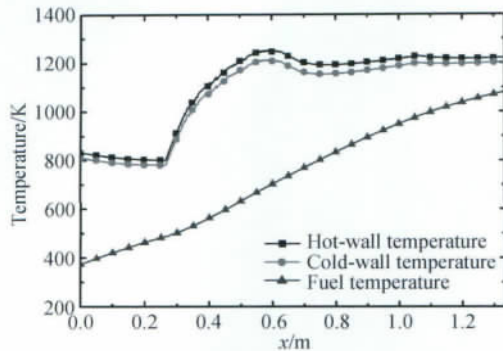


Fig. 7 Results of hot-wall temperature, cold-wall temperature and fuel temperature without cracking model

化裂解对应的出口油温最低,这也说明催化裂解使煤油总吸热性能提高。图9比较了三种情况下燃烧室壁面热流分布。相对于未考虑裂解的结果,煤油裂解导致其换热性能增强,因此燃烧室后半段壁面热流有所增大。这里需说明的是一维模型给出的热流分布是沿燃烧室壁面周向的平均值,因此燃烧室局部热流将高于平均值。

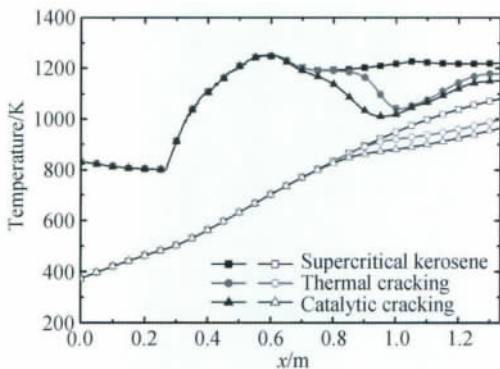


Fig. 8 Results of hot-wall temperature and fuel temperature with thermal or catalytic model and without model

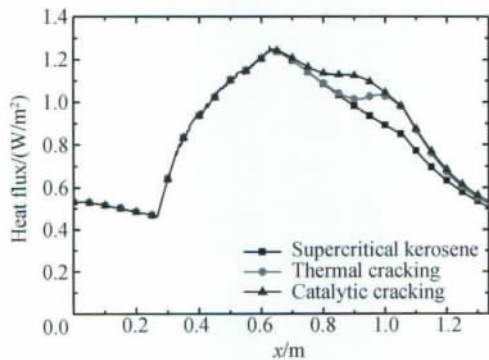


Fig. 9 Heat flux distribution with thermal or catalytic model and without model

图10给出了未考虑裂解、热裂解、催化裂解时冷却通道中雷诺数的变化。如图所示,煤油随着吸热升温,其粘性系数下降,从而使得雷诺数不断增大。与入口数值相比,雷诺数增大幅度接近两个数量级。在燃烧室后半段,煤油出现裂解后,裂解混合物的粘性系数有所上升,使雷诺数有一定减小。其中,由于催化裂解起始温度偏低,因此其对应的雷诺数减小更为明显。

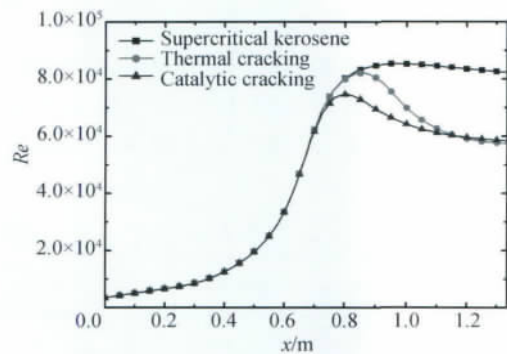


Fig. 10 Reynolds number distribution along cooling channel with thermal or catalytic model and without model

图11比较了三种情况下煤油流速变化。三种情况下,煤油流速均不断增大,这是由于煤油吸热升温后由液态转变为超临界态而导致的密度急剧减小。煤油发生裂解反应后,气态小分子产物不断增多,这将导致密度进一步减小、流速进一步增大。如图所示,热/催化裂解煤油的出口流速均接近20m/s。高流速将导致压力损失非常显著,因此冷却设计时需要充分考虑流动压力损失。

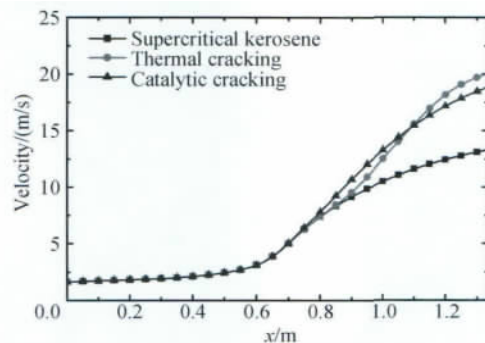


Fig. 11 Results of coolant velocity with thermal or catalytic model and without model

4 结论

本文发展了用于分析超声速燃烧室再生冷却系统的气-固-液耦合传热模型,将燃烧室内流、冷却剂

流动以及冷却结构耦合计算。通过直接求解可压缩流动方程组及燃料混合与燃烧模型求解燃烧室内流参数,同时对隔离段内可能出现的激波串与边界层分离进行了模型修正。冷却剂流动考虑了燃料流动与换热过程中出现的多物态变化以及高温热/催化裂解效应对冷却的影响。依据热/催化裂解实验数据,发展了国产3号航空煤油的热/催化裂解总包反应模型,确定了反应速率常数与温度的关系。

本文考察了飞行马赫数6条件下,热/催化裂解对燃料流动与换热性能的影响。研究发现:煤油的裂解效应出现在燃烧室后半段,裂解效应将导致后半段热壁温度明显降低,同时壁面热流有所增加。比较两种裂解效应,催化裂解比热裂解更有效地提高了冷却性能。两种裂解都将导致煤油流速急剧增大,在本文给出的算例条件下,出口流速均达到接近20m/s,这将显著增加冷却通道压力损失。

本文建立的气-固-液耦合传热模型,可用于分析宽马赫数范围超声速燃烧室冷却性能,并且为冷却结构优化设计和冷却布局优化提供参考。

参考文献:

- [1] Sobel D R, Spadaccini L J. Hydrocarbon Fuel Cooling Technologies for Advanced Propulsion [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1997, 119 (2).
- [2] Fabuss B M, Smith J O, Satterfield C N. Rapid Thermal Cracking of n-Hexadecane at Elevated Pressures [J]. *Industrial and Engineering Chemistry Process Design and Development*, 1962, 1(4): 293-299.
- [3] Edwards T, Anderson S D. Results of High Temperature JP-7 Cracking Assessment [R]. *AIAA 93-0806*.
- [4] Edwards T. Cracking and Deposition Behavior of Supercritical Hydrocarbon Aviation Fuels [J]. *Combustion Sciences and Technologies*, 2006, 178(1-3): 307-334.
- [5] 仲峰泉, 范学军, 俞刚. 带主动冷却的超声速燃烧室传热分析 [J]. *推进技术*, 2009, 30 (5). (ZHONG Feng-quan, FAN Xue-jun, YU Gang. Heat Transfer Analysis for Actively Cooled Supersonic Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30 (5).)
- [6] Gamble E J, Gutierrez J, Giel D et al. Development of a Scramjet/Ramjet Heat Exchanger Analysis Tool (SRHE-AT™) [R]. *AIAA 2008-4614*.
- [7] Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Thermal Cracking of Aviation Kerosene for Scramjet Applications [J]. *Science in China E*, 2009, 52(9).
- [8] Fan X J, Zhong F Q, Yu G, et al. Catalytic Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene under Supercritical Conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(6): 1226-1232.
- [9] Birzer C, Doolan C J. Quasi One-Dimensional Model of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(6): 1220-1225.
- [10] White F M. *Viscous Fluid Flow* [M]. New York: McGraw-Hill, 1974.
- [11] Eckert E R G. Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow Over Surfaces With Constant Pressure and Temperature [R]. *Transactions of the ASME*, 1956.
- [12] Spalding D B. Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames [C]. *American: In 13th Symp. on Combustion*, 1970.
- [13] Anderson G Y. An Examination of Injector/Combustor Design Effects on Scramjet Performance [C]. *Sheffield: Proceedings of the 2nd International Symposium on Air Breathing Engines*, 1974.
- [14] Pulsonetti M V, Erdos J, Early K. An Engineering Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite Rate Chemistry [R]. *AIAA 1988-3258*.
- [15] Rogers R C. Mixing of Hydrogen Injected from Multiple Injectors Normal to a Supersonic Airstream [R]. *NASA TN D-6476*, 1971.
- [16] Waltrup P J, Billig F S. Prediction of Precombustion Wall Pressure Distributions in Scramjet Engines [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1973, 10(9).
- [17] Heiser W H, Pratt D T. *Hypersonic Airbreathing Propulsion* [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994.
- [18] Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions [J]. *Journal of Thermophysics & Heat Transfer*, 2009, 23(3): 543-550.
- [19] 王永鹏, 范学军, 仲峰泉, 等. 三维冷却结构中航空煤油对流传热特性实验研究 [C]. 无锡: 第三届高超声速科技学术会议, 2010.
- [20] 范学军, 俞刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析 [J]. *推进技术*, 2006, 27(2). (FAN Xue-jun, YU Gang. Analysis of Thermophysical Properties of Daqing RP-3 Aviation Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2).)
- [21] 李龙, 范学军, 仲峰泉, 等. 高温壁面热流与温度一体化测量传感器 [C]. 黄山: 第二届高超声速科技学术会议, 2009.

(编辑: 梅 瑛)