

取样探针流动参数对燃气组分误差影响的数值仿真

陈英涛¹, 梁子键¹, 沙鹏鹏², 梁书伟¹

(1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川绵阳 621000)

摘要: 燃气组分精准取样是航空发动机燃烧室性能试验分析的关键因素。为了研究燃气取样探针在取样时带来的组分误差及其影响, 在取样气体化学反应冻结的基础上, 采用组分输运模型结合流固耦合传热的数值仿真方法, 构建了 3 维探针多组分燃气流动特性求解模型, 分析了在不同余气系数下, 由取样探针内部流动参数变化引起的燃气组分体积分数误差及其带来的燃烧效率误差影响。结果表明: 探针流动参数变化会引起 2% 以上的相对取样误差。当余气系数为 1.14 时, CO₂ 相对取样误差为 2.35%, CO 相对取样误差为 2.34%; 当余气系数为 2.06 时, CO₂ 相对取样误差为 2.04%。在低余气系数环境下取样时, 燃气组分取样精度降低, 取样误差对燃烧效率误差的影响超过 0.1%; 随着余气系数的提高, 燃气组分取样精度提高, 不完全燃烧产物减少, 此时取样误差对燃烧效率误差影响可以忽略。

关键词: 取样探针; 流动特性; 取样误差; 数值仿真; 燃烧效率; 燃气组分; 航空发动机

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.020

Numerical Simulation of the Influence of Sampling Probe Flow Parameters on Gas Component Error

CHEN Ying-tao¹, LIANG Zi-jian¹, SHA Peng-peng², LIANG Shu-wei¹

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Accurate sampling of gas components is a key factor in aeroengine combustion chamber performance analysis. In order to study the gas component error and its influence caused by gas sampling probe during sampling, a three-dimensional probe multi-component gas flow characteristics solution model was constructed by using a component transport model combined with a numerical simulation method of fluid-solid coupling heat transfer based on the chemical reaction quenching of sampled gases. The error of gas component volume fraction caused by the change of flow parameters of the sampling probe and its influence on combustion efficiency error were analyzed under different excess air coefficients. The results show that the change of probe flow parameters can cause more than 2% relative sampling error. When the excess air coefficient is 1.14, the relative sampling error of CO₂ is 2.35%, and that error of CO is 2.34%; When the excess air coefficient is 2.06, the relative sampling error of CO₂ is 2.04%. When sampling in low excess air coefficient environments, the sampling accuracy of gas components decreases, and the influence of sampling error on combustion efficiency error exceeds 0.1%. With the increase of excess air coefficient, the sampling accuracy of gas component improves, the incomplete combustion products decrease, and the influence of sampling error on combustion efficiency error can be ignored.

Key words: sampling probe; flow characteristic; sampling error; numerical simulation; combustion efficiency; gas component; aeroengine

0 引言

燃气分析是通过取样系统采集高焓燃气, 再经过仪器测定燃气组分数据推算发动机燃烧室燃烧效率、燃烧温度等各项性能参数的测量方法, 是考察发动机

性能的重要手段之一^[1-3]。探针取样法是一种可靠的燃气提取方法, 具有操作简便、配套设备价格低廉等优点, 该方法利用取样探针对燃烧室燃气进行抽吸取样^[4]。在高焓燃气中取样最关键的一步是使采集的样气组分及精度与取样前保持一致, 即需获得具有真实

收稿日期: 2022-07-12 基金项目: 辽宁省教育厅项目(JYT2020063)资助

作者简介: 陈英涛(1975), 男, 博士, 副教授。

引用格式: 陈英涛, 梁子键, 沙鹏鹏, 等. 取样探针流动参数对燃气组分误差影响的数值仿真[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 143-150. CHEN Yingtao, LIANG Zijian, SHA Pengpeng, et al. Numerical simulation of the influence of sampling probe flow parameters on gas component error[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 143-150.

性、代表性的样气^[5-6]。

探针内部流道较短,高焓燃气流经探针的速度非常快,为了使样气的温度迅速降至基本不发生化学反应的范围,探针头部通常采用扩张通道加配水冷系统促使样气迅速降温,同时水冷系统也能保证探针在较高温度环境下持续取样^[7-8]。取样时除了受化学反应影响使探针取样精度降低外,探针内流动参数的变化也会导致取样精度降低,最终引起各项性能参数计算的误差。

Cloket等^[9]和Chiappetta等^[10]给出了探针内化学反应冻结的设计准则,并基于细小通道(0.075~2.000 mm)尺度建立了超声速流动模型;Mitani等^[11-12]利用简化模型对超声速流动下的探针内部化学反应冻结做了研究,表明只要具有合适的条件,可以实现在超声速流动下的管内化学反应冻结,证实了在超声速气流中取样的可行性;伍军等^[13]利用探针采样-气相色谱分析测量系统对超燃冲压发动机燃烧室出口组分进行了测量,并估算了测点表观燃烧效率;刘洪铠等^[14]设计了1支6点取样探针,对取样探针内外流动进行了数值仿真计算,并在燃气发生器出口的超声速环境下开展了校核试验;张杰等^[15]设计了1套6点暂冲式燃气取样系统,测量了发动机燃烧室出口O₂、CO、CO₂的体积分数;林然等^[16]利用探针采样-气相色谱分析系统对直联式超燃试验台下的燃烧室出口燃气组分进行了取样分析,测得了包括N₂、O₂、CO、CO₂、H₂、CH₄等在内的多种气体组分;李锋等^[17]用1维流动模型对Ma=2的来流下取样探针的流场特性进行了分析,并对燃气化学反应快速冻结进行了评估;郑必可等^[18]对高焓超声速气流下的2级扩张段内流场进行了分析,并给出了探头处Ma及静温变化规律。

本文基于水冷式取样探针,计算了在不发生化学反应的前提下实际气体模型取样时主要组分的体积分数变化,为进一步提高探针的测量精度提供理论依据。

1 理论分析

1.1 多组分流理论分析

航空煤油分子式可由C₁₂H₂₄表达,其燃烧产物主要由N₂、O₂、H₂O、CO₂、CO、UHC、H₂、NO、NO₂等组成。试验测量的燃气中未检测到H₂且UHC、NO、NO₂体积分数极小,在仿真时燃气组分主要考虑N₂、O₂、H₂O、

CO₂、CO,其中CO₂、CO的取样误差产生的影响最大,是主要分析组分。

在fluent中采用组分输运模型计算上述主要组分在取样前后的体积分数误差。组分输运模型中主要考虑质量传递即组分由高体积分数区向低体积分数区的转移,质量传递包括对流作用与扩散作用。由于参与数值计算的组分较多,为简化计算过程,减少计算量,本文不采用麦克斯韦斯蒂芬方程(Maxwell—Stefan)计算组分扩散,该方程会使计算量相当大,分子扩散系数选用菲克扩散系数的平均值计算,其中组分输运层流中的质量扩散为

$$\vec{J}_i = \rho D_{i,m} \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (1)$$

式中: ρ 为混合物密度; $D_{i,m}$ 为菲克扩散系数; ∇Y_i 为体积分数梯度; $D_{T,i}$ 为索瑞系数; T 为温度; ∇T 为温度梯度。

等式右侧首项为菲克(Fick)扩散项,表示由物质的体积分数差引起的顺扩散,组分间体积分数梯度越大扩散通量就越大。末项为索瑞(Soret)效应项,表示由温差引起的顺扩散,组分间温度梯度越大扩散通量越大。考虑到探针内部流动状态,温度对扩散的影响不可忽略,在仿真时应计算该项的影响。

组分输运湍流中的质量扩散为

$$\vec{J}_i = -(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (2)$$

式中: Sc_t 为湍流施密特数; μ_t 为湍动黏度。该式相比组分输运层流质量扩散计算式增加了湍动能项。

多组分流能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{\text{eff}} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (3)$$

式中: K_{eff} 为有效导热系数; $h_j J_j$ 为各物质输运引起的能量变化; $\tau_{\text{eff}} \cdot v$ 为黏性引起的能量耗散; S_h 为源项。

式(3)相比一般形式的能量方程,新增了扩散项及黏性耗散项。扩散项主要考虑了各项组分自身带有的焓值,表示由于组分扩散引起的自身能量变化,黏性耗散项表示由黏性损耗引起的能量变化。

1.2 实际气体特性理论分析

对于温度大于常温、压强小于7 MPa的双原子分子,可将其近似成理想气体,而对于3原子分子如CO₂一般不能作为理想气体处理,燃气中CO₂、CO的取样

精度对燃气分析影响较大,因此考虑燃气组分的真实气体性质以减小计算误差,本文采用雷德利克-郎(R-K)方程来近似描述真实气体行为,该方程是基于范德华方程改进的,更接近于实际情况且适用的压力及温度范围也比较宽泛。

$$P = \frac{RT}{V - b} - \frac{a}{T^{1/2}V(V + b)} \quad (4)$$

式中: P 为气体的压强; V 为气体的摩尔体积; T 为气体的温度; R 为气体常数; a 为与气体相关的常数,用于修正分子间的引力; b 为与气体相关的常数,用于修正体积。

常数 a 、 b 利用流体的临界常数来估算

$$a = \frac{\omega_a R^2 T_c^{2.5}}{P_c} \quad (5)$$

$$b = \frac{\omega_b RT_c}{P_c} \quad (6)$$

式中: T_c 为描述气体的临界温度; P_c 为描述气体的临界压力; ω_a 、 ω_b 为与物质种类无关的纯数字,其中 ω_a 值为 0.42748, ω_b 值为 0.08664。

1.3 气体压缩特性理论分析

随着流体流速的不断提高,压缩性的影响愈来愈大,当 $Ma > 0.3$ 时会引起流体压力、密度、温度显著变化,这时就需考虑流体的压缩性。当流动中同时出现亚声速流动和超声速流动时,便会出现膨胀波和激波等现象,膨胀波和激波是超声速气流特有的现象,超声速气流加速时产生膨胀波,减速时产生激波。

超声速气流绕外凸曲面流动时,可将壁面拐点拆分为无数个微元外折角,无数个微元转角就会产生无数道向外发散的膨胀波^[19],超声速气流经过一道道膨胀波时流动参数也将会连续的改变并转折一定的角度,最终波后近壁面气流方向会与斜壁面平行。

探针扩张通道上下壁面均向外转折一定角度,此时还会出现波的相交及反射现象。扩张通道内膨胀波的相交及反射如图 1 所示。从图中可见,当超声速气流经过 A 、 B 点时均产生一束膨胀波,图中用虚线表示,其平均马赫波相交于 O ,超声速气流经过膨胀波 AO 、 BO 后分别向外转折一定角度 α ,使气流沿波后壁面平行方向流动,由于 AOC 区与 BOD 区的气流方向不平行而在 O 点再次膨

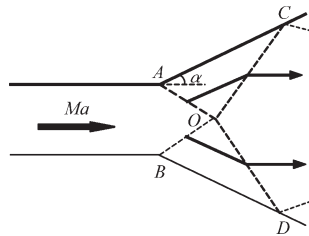


图 1 扩张通道内膨胀波的相交及反射

胀,产生膨胀波 CO 与 DO ,气流流经第 2 道膨胀波后会向内弯折 α 角度,直到波后区域内气流方向一致、压强平衡为止,故膨胀波相交必定产生膨胀波,同理可以分析在 C 点及 D 点也均会出现 1 道膨胀波促使气流平行于壁面流动,即膨胀波在壁面上的反射也一定为膨胀波。激波的反射、相交效果与膨胀波类似,不同的是膨胀波越反射越发散,而激波可以在壁面间多次反射。

2 探针取样数值分析

2.1 求解模型

取样探针流动特性求解模型如图 2 所示。从图中可见,求解模型由探针、燃气及冷却水组成。其中探针主要结构由保护外壳、探头、6 组管道及水冷系统组成。探针及内部水冷模型如图 3 所示。从图中可见,为保证探针结构紧凑,达到增强换热等的要求,6 组管道在探针腔体内进行 90° 弯折处理,横向延伸后汇总进入分析系统;水冷系统设有 1 个入水口及 1 个出水口,2 个集水箱,入口端集水箱内冷却水不与探针管道接触,出口端集水箱内铺设 6 组管道,箱体之间由一长条形狭小通道相连,该通道位于探头下方,冷却水流经该通道时射流冲击该部加强换热,冷却系统采用循环冷却方法提高降温效果。

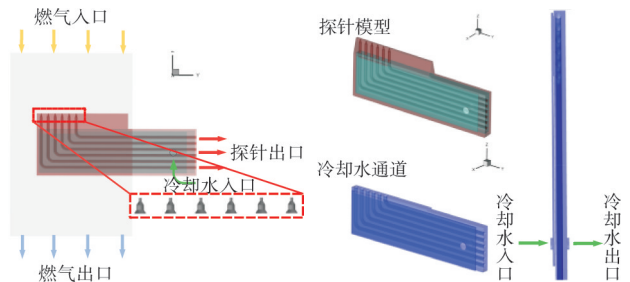


图 2 取样探针流动特性 图 3 探针及内部水冷模型求解模型

为使燃气快速降温,取样探头内部流道采用 2 级扩张结构,探头结构如图 4 所示,其结构参数见表 1。

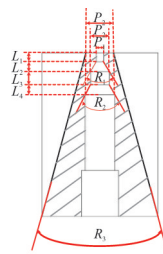


图 4 探头结构

表 1 探头结构参数 mm/(°)

结构参数	数值
L_1, L_2, L_4	1
L_3	1.5
P_1	0.8
P_2	2
P_3	3.2
R_1, R_2	60 ± 1
R_3	30

取样探头共设6组进气口,每组入口直径均为0.8 mm,每组间隔8 mm。

2.2 网格划分

求解模型网格划分如图5所示。从图中可见,模型采用以六边形网格为主体混合四边形网格的方法划分,模型分为固体域与流体域,其中流体域由冷却水及燃气2部分组成,燃气包括外部燃气及管内燃气。为了更精确地反映管道内部流场,对管内流体网格尤其是探头扩张通道处网格进行加密处理,并对流体域施加4层边界层。整体网格数为216万,网格无关性验证如图6所示,经计算该网格数下流动参数变化不超过0.2%,故选用该网格数量进行数值计算。

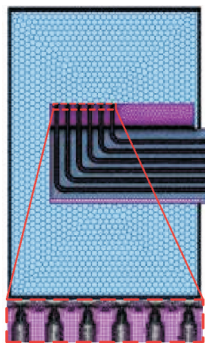


图5 求解模型网格划分

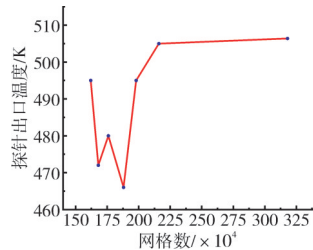


图6 网格无关性验证

2.3 边界条件

边界条件即取样探头工作气动参数,见表2。常温环境为22℃,常压为标准大气压;由于取样时燃气温度、压强、速度变化范围较大,对气体流动和性质影响不可忽略,故采用R-K真实气体模型;计算精度采用双精度计算模型;传热采用流固耦合计算方法;激活无化学反应的组分输运模型,在材料库中添加 N_2 、 O_2 、 H_2O (气)、 CO 、 CO_2 等5种流体材料并进行混合设置;湍流模型采用realizable k - ϵ 模型;方程解法采用耦合算法。

表2 边界条件

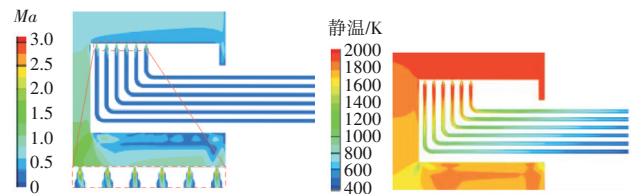
工作介质	气流总压 / MPa	气流总温 / K	探针出口静压 / kPa	进水压力
多组分燃气	0.95	2000	200	可调

3 燃气流动特性及组分体积分数变化分析

3.1 内部流道流动特性变化

探针取样时燃气 Ma 及静温分布如图7所示。从图中可见,探针内样气的 Ma 和静温变化趋势相反,进入平直段后均逐渐降低。这主要是因为燃气被抽入

探针后速度达到声速及以上,在探头扩张通道处产生马赫波使气流膨胀或压缩,进而影响了燃气的流动参数。进入平直段后,由于气体内聚力及流体层间动量交换的影响,燃气速度逐渐降低,相应地温度逐渐上升,为确保温度、压强降至合理范围,水冷系统运作使管路壁面对流换热带走大量热量,燃气持续冷却降温。



(a) Ma 分布

(b) 静温分布

图7 探针取样时燃气 Ma 及静温分布

探头内部流动迹线如图8所示。从图中可见,在第1级扩张段内速度先突跃增大而后突跃减小,且流动方向先外延后内缩,这主要是由于超声速燃气流经外折壁面时对原来的均匀来流产生了扰动,激发了膨胀波,燃气流经过膨胀波后流速必然增大,且流动方向沿波后壁面方向,相应地燃气流的压强、温度、密度减小。第1次膨胀后燃气主流进入平直段,为了使气流方向与壁面方向一致,在内折壁面处产生斜激波使燃气流压缩减速,同时气流方向内缩。燃气流的第2次流动特性突变主要是受到第1道膨胀波、激波反射的影响,同时从图中可见,探头扩张段远离主流位置处产生了涡流,这主要是因为壁面拐角及流动惯性引发了较大的黏性效应,波后主流流动不再附体而产生局部分离,并且涡流的产生在物面上削弱了波的反射强度,可以看到燃气流速度第2次突变的幅度比第1次有所减小。在2级扩张段内涡流的影响更为明显,主流脱离壁面,直接干扰到该区新马赫波的形成。

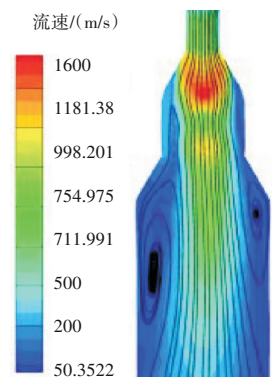


图8 探头内部流动迹线

探头扩张段燃气 Ma 及静温随距入口距离的变化如图9所示。从图中可见,燃气在进入扩张段前受摩擦作用及几何作用发生了壅塞效应,在进入扩张段后首先受到第1道膨胀波的影响, Ma 突增,最高峰值约

为 $Ma=3$; 随后受到激波的影响, Ma 突减至接近声速的水平; 之后受到壁面反射的二次膨胀波影响 Ma 小幅增至 1.7 左右; 而后受到壁面反射的二次弱激波影响小幅减至 1.4 左右; 最后进入平直段受摩擦作用 Ma 持续减小。静温的变化趋势同 Ma 相反, 且扩张段内温度最低降至 850 K 以下, 进入平直段时虽有短暂温度回升, 但很快被管壁对流换热带走大量热量, 出口平均温度在 500 K 左右, 可以认为化学反应被冻结。

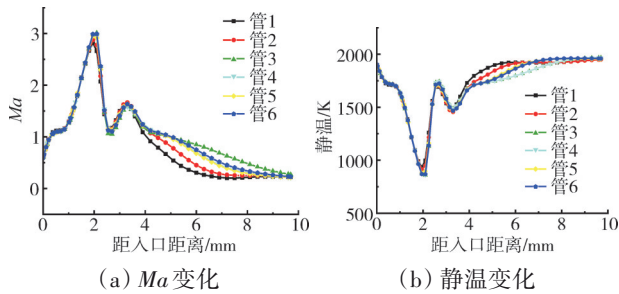


图 9 探头扩张段 Ma 和静温随距入口距离的变化

3.2 探针取样对燃气主要组分精度的影响

CO_2 摩尔分数分布如图 10 所示。从图中可见, 结合内部流道流动特性变化分析可知, 探头处 CO_2 摩尔分数变化趋势与样气密度变化趋势一致, 这主要是因为在不发生化学反应的前提下由质量守恒可得各组分质量不发生变化, 样气密度的改变直接影响了燃气体积, 最终影响了各组分的摩尔分数。进入平直段后受冷却水循环降温作用, 样气受冷, 分子的运动减慢且分子间间距变小, 密度增大, 此时 CO_2 摩尔分数随温度的降低而增大, 由于管的排列方式及长度有差异, 每根管路的冷却具有不均匀性, 因此每根管路中组分体积分数变化大小均不同, 平均来看出口燃气的体积分数要略低于抽样前的, 由 R-K 方程可知, 气体密度受压强及温度的影响, 故控制燃气的压强、温度至合理范围是减小组分体积分数取样误差的重点。

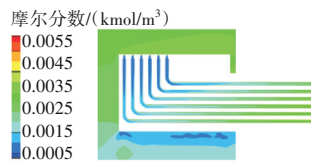


图 10 CO_2 摩尔分数分布

燃气组分比例在试验数据的基础上设定, 主要考察取样后燃气组分 CO_2 及 CO 体积分数的变化情况。共提取了 4 组试验结果, 分别为当余气系数为 1.14、1.25、1.61、2.06 时的 4 种情况, 命名为工况 1、2、3、4。由于探针出口压力是给定的, 根据 R-K 方程可知, 控制探针出口样气温度是控制组分摩尔分数的关键, 该问题可以转化为水的流量控制, 因此对不同计算工况

分别测试了当冷却水压力为 0.5、1.0、1.5、2.0、2.5 MPa 时 CO_2 体积分数的变化情况, 冷却水压对 CO_2 取样误差的影响规律如图 11 所示。从图中可见, 不同流量的水对样气中 CO_2 体积分数的取样误差影响不同, 当 CO_2 及 CO 的体积分数相对较高时, 降低冷却水水压会使其取样精度提高, 当 CO_2 尤其是 CO 的体积分数降低时, 增加冷却水水压会使其取样精度提高。

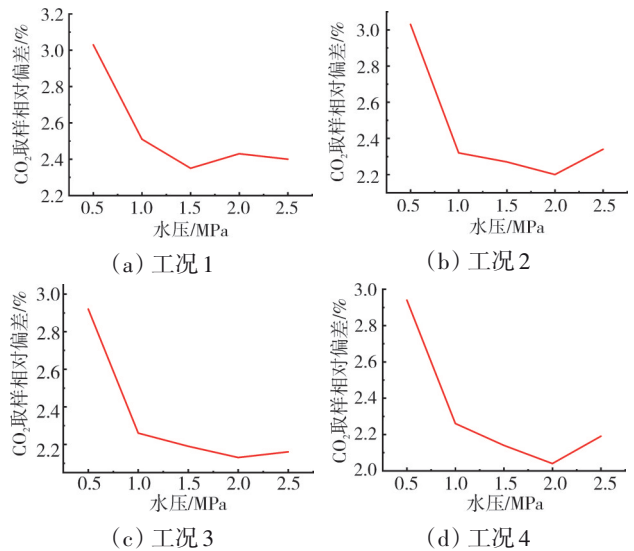


图 11 冷却水压对 CO_2 取样误差的影响规律

各工况最优入水压力及 CO_2 和 CO 取样后产生的体积分数相对误差见表 3。从表中可见, 当余气系数较小时, CO_2 及 CO 取样产生的体积分数误差最大, 此时取样精度最低; 随着余气系数的增大, CO_2 及 CO 的取样误差随之减小, 取样精度提高。确定每组工况最优取样条件后, 对 4 组工况中 CO_2 及 CO 取样前后的体积分数数据进行统计对比, 如图 12 所示。

表 3 CO_2 和 CO 取样后体积分数相对误差

工况	最优水压/MPa	相对误差/%	
		CO_2 取样	CO 取样
1	1.5	2.35	2.34
2	2.0	2.20	2.20
3	2.0	2.13	
4	2.0	2.04	

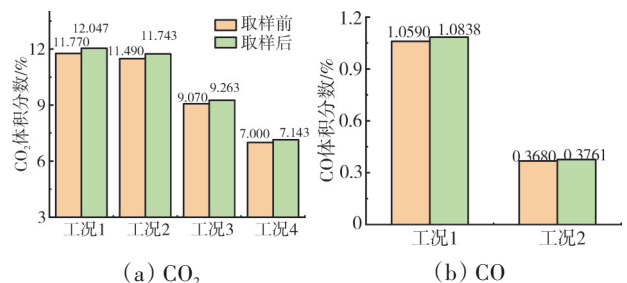


图 12 CO_2 和 CO 取样前后体积分数变化统计

3.3 燃气组分取样精度对燃烧效率的影响

试验中工况1~4并未检出H₂且UHC含量不高于0.01%,微量次要组分体积分数变化对计算结果产生的影响较小,可以忽略,主要考虑CO₂及CO取样误差带来的影响。由于工况3及工况4中检测到的CO体积分数极低(低于0.04%),故忽略这2种工况下CO体积分数变化的影响。消去H₂部分影响后,CO₂体积分数取样误差对燃烧效率的影响为^[20]

$$\Delta\eta = \frac{(0.469\varphi_{\text{CO}} + 1.319\varphi_{\text{CH}_4})\Delta\varphi_{\text{CO}_2}}{(\varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CH}_4})^2} \quad (7)$$

式中: $\Delta\eta$ 为燃烧效率变化值; φ_i 为不同气体组分体积分数。

CO取样误差对燃烧效率的影响为^[20]

$$\Delta\eta = \frac{(0.469\varphi_{\text{CO}_2} - 0.85\varphi_{\text{CH}_4})\Delta\varphi_{\text{CO}}}{(\varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CH}_4})^2} \quad (8)$$

组分取样精度对燃烧效率总的影响^[21]为

$$\Delta\delta = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta\delta_i^2} \quad (9)$$

式中: $\Delta\delta_i$ 为不同气体组分引起的燃烧效率差值。

上述各工况的燃烧效率误差见表4。

表4 燃烧效率误差 %

工况	燃烧效率误差		
	CO ₂ 引起的	CO引起的	总的
1	0.0863	0.0835	0.1200
2	0.0328	0.0306	0.0450
3	0.0068		0.0068
4	0.0079		0.0079

基于本次试验工况及取样环境可知,采用探针取样法取样时,CO₂取样误差引起的燃烧效率误差不大于0.0863%,CO取样误差引起的燃烧效率误差不大于0.0835%,总的燃烧效率误差不大于0.12%;从工况1、2的结果可见,当取样前CO₂体积分数变化不大时,CO体积分数的倍增会使组分取样精度引起的燃烧效率误差大幅增加,即不完全燃烧时燃气组分取样精度对总的燃烧效率误差影响最大;从工况3、4的结果可见,随着余气系数的增大,CO₂及CO取样误差引起的燃烧效率误差大幅降低,对燃烧效率的影响可以忽略,此时燃气组分取样精度对总的燃烧效率误差影响较小。

4 取样精度提升方法

基于当前研究及结论可知,提高受流动影响的探针取样精度可行性高且操作较为简便,在保证化学反应冻结的基础上,提出以下几点可行的取样精度提高方法。

(1)调节探针冷却水压。合适的冷却水压可以有效提高探针的取样精度,结合R-K方程可知气体的体积同时受到温度及压强的控制,冷却水压力的调节要结合管路的出口压力进行设置,出口压力确定后可利用算法程序、数值仿真等手段取得最优点冷却水压。

(2)调节探针管路出口压强。同上述方法原理一致,在实际操作中当冷却水压无法调节至预期范围时,可对出口压强进行调节,此外出口处压强可用气压计实时监测调节,该方法的可行性更高。

(3)改进探针内部管路排布。由于探针内部管路受到总体结构、工作环境等因素的制约,多为线性、同平面式排布。从仿真结果中可见,此类排布下各个管路长度不同,样气的冷却效果也有着较大的差异,长管的冷却效果要更好,取样精度更易提高,在有限的空间内改变管路的排布方式使总的冷却效果更佳是一种可以深入探索、研究的方法。

(4)改进扩张通道结构。扩张通道可使样气快速膨胀降温,样气的快速降温不仅能使内部化学反应迅速冻结,还减轻了后续冷却工作的负担,二者均可以提高样气的取样精度。但部分探针在实际工作中并不能达到预期目标,从仿真结果中可见,该处气流受结构设计、气体黏性等综合影响产生了涡流,主流脱体马赫波减弱,改进该处结构加强膨胀冷却效果是可靠的方法之一。

(5)改进取样器唇口形状。取样器唇口形状的设计较为关键:一是在超声速来流环境下取样时可以有效地减轻脱体激波的干扰;二是避免气流进入管路前受到迎流壁面反射流的干扰。保证气流稳定地进入探针内会使取样精度得到提高,该方法具有一定的可行性。

除上述方法外,仍有很多可以探索的精度提高路线,如替换冷却剂、改变冷却结构、增加扰流装置、数字控制调节、探针科学排布等。

5 结论

(1) 在亚声速燃气流中取样时, 对于具有扩张通道结构的探针, 在其扩张段会出现膨胀波、激波及波的相交反射现象, 燃气的速度、压强、温度及密度突然升降, 燃气组分摩尔分数也随之变化。

(2) 在亚声速燃气流中取样时, 流动受探头扩张段壁面拐角处产生的涡流影响较大, 主流发生脱体现象, 影响燃气流的二次膨胀降温效果。

(3) 通过分析不同工况下参数对组分取样精度的影响发现, 当余气系数为 1.14~2.06 时, 余气系数越小, CO_2 及 CO 的取样精度越低。

(4) 通过分析不同工况下组分取样精度对燃烧效率误差的影响发现, 当余气系数减小至 1.14 时, 组分取样精度逐渐降低, 对燃烧效率误差影响随之增大; 当余气系数增大但不超过 2.06 时, 组分取样精度逐渐提高, 对燃烧效率误差影响随之减小。

参考文献:

- [1] 李亚娟, 王明瑞, 葛新, 等. 基于燃气分析法的航空发动机燃烧室性能研究[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 37-41.
LI Yajuan, WANG Mingrui, GE Xin, et al. Research on aeroengine combustor performance based on gas analysis method[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 37-41. (in Chinese)
- [2] 李乐, 索建秦, 于涵, 等. 燃气分析系统优化设计及应用研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(1): 104-113.
LI Le, SUO Jianqin, YU Han, et al. Optimal design and application of gas analysis system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(1): 104-113. (in Chinese)
- [3] Willamson R C, Stanforth C M. Measurement of jet engine combustion temperature by the use of thermocouples and gas analysis[R]. SAE-1969-690433.
- [4] 林然, 陈立红, 张新宇. 气体取样分析在超燃冲压发动机实验中的应用[C]//第十一届全国激波与激波管学术会议论文集. 四川绵阳: 中国力学学会, 2004: 258-261.
LIN Ran, CHEN Lihong, ZHANG Xinyu. Application of gas sampling analysis in scramjet experiment[C]//Proceedings of the 11th National Symposium on Shock Wave. Mianyang Sichuan: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2004: 258-261. (in Chinese)
- [5] 王正洲, 胡源, 范维澄. 燃烧过程的气体取样及燃烧产物的组分分析[J]. 火灾科学, 1998(2): 61-69.
WANG Zhengzhou, HU Yuan, FAN Weicheng. Gas sampling and combustion products analysis in a combustion process[J]. Fire Safety Science, 1998(2): 61-69. (in Chinese)
- [6] 杨越, 薛鑫, 惠鑫, 等. 高油气比下燃气分析测温探针反应冻结性能研究[J]. 燃烧科学与技术, 2022, 28(2): 214-219.
YANG Yue, XUE Xin, HUI Xin, et al. Quenching of reaction in a gas-sampling probe for temperature measurement in high fuel-to-air ratio combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2022, 28(2): 214-219. (in Chinese)
- [7] 韩冰, 王明瑞, 李亚娟, 等. 燃气分析法在高温升全环燃烧室出口温度场试验中的应用[J]. 航空发动机, 2017, 43(5): 79-84.
HAN Bing, WANG Mingrui, LI Yajuan, et al. Application of gas analysis method on high temperature rise full annular combustor outlet temperature field test[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 79-84. (in Chinese)
- [8] La Rosa Blanco E, Peck J, Miake-Lye R C, et al. Minimizing sampling loss in trace gas emission measurements for aircraft engines by using a chemical quick-quench probe[R]. ASME 2010-GT-22195.
- [9] Colket M B, Chiappetta L, Guile R N, et al. Internal aerodynamics of gas sampling probes[J]. Combustion and Flame, 1982, 44(1-3): 3-14.
- [10] Chiappetta L, Colket M B. Design considerations for aerodynamically quenching gas sampling probes[J]. Journal of Heat Transfer, 1984, 106(2): 460-466.
- [11] Mitani T. Quenching of reaction in gas-sampling probes to measure scramjet engine performance[J]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26(2): 2917-2924.
- [12] Mitani T, Takahashi M, Tomioka S, et al. Measurements of scramjet engine performance by gas sampling[R]. AIAA-98-1590.
- [13] 伍军, 李宏斌, 谭宇, 等. 超燃冲压发动机燃烧室出口气流组分采样分析[C]//第十六届全国激波与激波管学术会议论文集. 河南洛阳: 中国空气动力研究与发展中心吸气式高超声速技术研究中心, 2014: 8.
WU Jun, LI Hongbin, TAN Yu, et al. Gas sampling and at the analysis scramjet combustor exit[C]//Proceedings of the 16th National Conference on Shock Waves and Shock Tube. Luoyang Henan: China Aerodynamics Research and Development Center Aspirated Hypersonic Technology Research Center, 2014: 8. (in Chinese)
- [14] 刘洪凯, 张杰, 冯大强, 等. 超燃冲压发动机燃气取样探针设计与试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(5): 57-62.
LIU Hongkai, ZHANG Jie, FENG Daqiang, et al. Design and experimental verification of gas sampling probe for scramjet engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(5): 57-62. (in Chinese)
- [15] 张杰, 朱涛, 王军, 等. 暂冲式燃气取样系统设计与验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(1): 47-53.
ZHANG Jie, ZHU Tao, WANG Jun, et al. Design and verification of intermittent gas sampling system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(1): 47-53. (in Chinese)
- [16] 林然, 陈立红, 张新宇. 直联式超燃实验台超声速燃气取样分析[J]. 实验流体力学, 2006(1): 67-71.
LIN Ran, CHEN Lihong, ZHANG Xinyu. Analysis and application of gas sampling in the direct-connect supersonic combustor testing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006(1): 67-71. (in Chinese)

- Chinese)
- [17] 李锋, 毕麟, 彭浪清, 等. 超燃冲压发动机燃烧效率取样探针设计[J]. 吉首大学学报(自然科学版), 2006, 27(2): 43-45.
LI Feng, BI Lin, PENG Langqing, et al. The design of combustion efficiency sampling-probe in scramjet engine[J]. Journal of Jishou University (Natural Science Edition), 2006, 27(2): 43-45. (in Chinese)
- [18] 郑必可, 陈立红, 林然, 等. 高焓超声速气体取样分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 967-971.
ZHENG Bike, CHEN Lihong, LIN Ran, et al. Gas sampling & analysis in the high enthalpy flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 967-971. (in Chinese)
- [19] 孔珑. 流体力学[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2011: 90-105.
KONG Long. Fluid mechanics[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2011: 90-105. (in Chinese)
- [20] 王明瑞, 肖阳, 韩冰, 等. 航空燃气涡轮发动机燃气分析测试及计算方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2568-2574.
WANG Mingrui, XIAO Yang, HAN Bing, et al. Gas analysis test and calculation method of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2568-2574. (in Chinese)
- [21] 李亚娟, 王明瑞, 韩冰, 等. 燃气分析法测试燃气轮机主燃烧室燃烧效率、气态污染物误差分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1051-1057.
LI Yajuan, WANG Mingrui, HAN Bing, et al. Gas turbine primary combustor error analysis of combustion efficiency and exhaust emission using gas analysis method[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1051-1057. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)