

# 涡轮基组合循环发动机超级燃烧室 燃烧性能试验

朱志新<sup>1</sup>, 何小民<sup>1</sup>, 薛冲<sup>1</sup>, 洪亮<sup>1</sup>, 秦伟林<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院  
江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;  
2. 中国航天科工集团 北京动力机械研究所  
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

**摘要:** 对涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机超级燃烧室进行了试验研究。首先设计了超级燃烧室模型及相关的试验系统,并在此基础上开展了不同进口速度系数、温度和油气比下点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率等燃烧室性能的试验研究。研究表明:随着内涵进口速度系数(0.10~0.25)的增加,点火当量比先减小后增加,熄火当量比逐渐增加,燃烧效率提高;随着内涵进口温度(573~873 K)的增加,点火当量比和熄火当量比减小,燃烧效率提高;随外涵进口速度系数、温度的增加,燃烧效率提高。试验中获得最小点火当量比为0.984,最小熄火当量比为0.6。

**关键词:** 涡轮基组合循环; 超级燃烧室; 火焰稳定器; 燃烧试验; 燃烧性能  
**中图分类号:** V236 **文献标志码:** A

## Experiment on performance of a hyper-combustor utilized in turbine based combined cycle engine

ZHU Zhi-xin<sup>1</sup>, HE Xiao-min<sup>1</sup>, XUE Chong<sup>1</sup>,  
HONG Liang<sup>1</sup>, QIN Wei-lin<sup>2</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,  
College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute,  
China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Experiments were conducted on a hyper-combustor of the turbine based combined cycle engine. First a model hyper-combustor rig and experimental system were designed, and then experiments were conducted to study the combustion performance including ignition characteristic, lean blowout characteristic and combustion efficiency under different inlet velocity coefficient, inlet temperature and fuel/air ratio (FAR). The test results show that the ignition equivalence ratio firstly decreases and then increases, lean blowout equivalence ratio and combustion efficiency increase with the turbo duct inlet velocity coefficient increasing from 0.10 to 0.25. The ignition and lean blowout equivalence ratio decrease and combustion efficiency increases when the turbo duct inlet temperature increasing from 573 K to 873 K. Similarly the combustion efficiency increases when the bypass duct inlet

收稿日期:2014-03-12

基金项目:江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ13\_0179)

作者简介:朱志新(1987-),男,江苏如皋人,博士生,主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。

velocity coefficient or temperature increases. The minimum ignition and lean blowout equivalence ratio obtained from the experiment is 0.984 and 0.6 respectively.

**Key words:** turbine based combined cycle; hyper-combustor; flame holder; combustion experiment; combustion performance

随着军事需求的不断提高,飞行器的飞行包线不断拓宽(高度  $H=0\sim 40$  km, 飞行马赫数  $Ma=0\sim 5$ ),单一类型的发动机已无法独立完成推进任务,为此,国际上提出涡喷/涡扇发动机、冲压发动机组合动力构想——涡轮基组合循环(TBCC)发动机<sup>[1-2]</sup>. TBCC实现变循环工作的关键部件之一是超级燃烧室,在低马赫数  $Ma=0\sim 3$  飞行作为加力燃烧室增加推力,在高马赫数  $Ma=2.5\sim 5$  飞行作为冲压燃烧室使用. 与常规加力燃烧室不同,该燃烧室在变循环工作过程中涵道比不断变化,内、外涵进口流量、速度、温度变化大,这就给超级燃烧室的点火设计、火焰稳定设计提出了更高的要求<sup>[3-4]</sup>. 其中一个重要要求也是基本要求就是必须保证超级燃烧室在各工况下均能稳定可靠的工作.

超级燃烧室内气流速度远远高于湍流火焰传播速度<sup>[5]</sup>,为稳定火焰,必须在其内部布置火焰稳定装置,稳定装置设计好坏、布局合理性与否直接影响到超级燃烧室的燃烧性能. 近些年,国外针对TBCC超级燃烧室做了一些研究,取得了一定的进展. 文献[6]针对日本高超声速运输计划(HYPR)中的HST(hypersonic transport)推进系统项目试验研究了3种不同的稳定器组件结构形式及布局方式,获得了燃烧效率、NO<sub>x</sub>排放、点火特性、总压损失等试验结果,比较得出了一种综合性能较好的结构布局形式进入下一步详细设计阶段. 文献[7-8]针对日本HYPR90-C发动机设

计了一种环形值班稳定器近轴线布置,10根径向V型稳定器周向均匀分布的稳定器组件形式,试验证明了该稳定器结构布局的可行性,但具体试验结果未公布. 文献[9-12]在涡轮/冲压组合发动机中运用凹腔作为发动机燃烧室的值班稳定器,并开展了数值模拟和试验研究,验证了新型凹腔火焰稳定器的可行性. 国内TBCC发动机处于初始研究阶段,对TBCC超级燃烧室方案及性能方面的研究较少. 因此有必要针对TBCC超级燃烧室工作的特殊性开展相应的研究工作.

本文以TBCC超级燃烧室为研究对象,设计了带有钝体式火焰稳定器组件的超级燃烧室和相关的试验系统<sup>[13-18]</sup>. 本文的研究目的是在该超级燃烧室上试验研究燃烧室内、外涵道进口速度系数、温度和油气比等参数对燃烧室点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率特性等性能的影响,获得油气及进口参数对超级燃烧室性能影响的变化规律,为TBCC发动机超级燃烧室的研究提供参考.

## 1 燃烧室模型、试验系统、研究内容

### 1.1 燃烧室模型

研究中设计了TBCC超级燃烧室全环件模型方案,图1为该方案的原理示意图. 超级燃烧室总长为1200 mm,主要包括内涵道扩压器、外涵出口可变面积引射器、环形薄膜蒸发式值班稳定器、

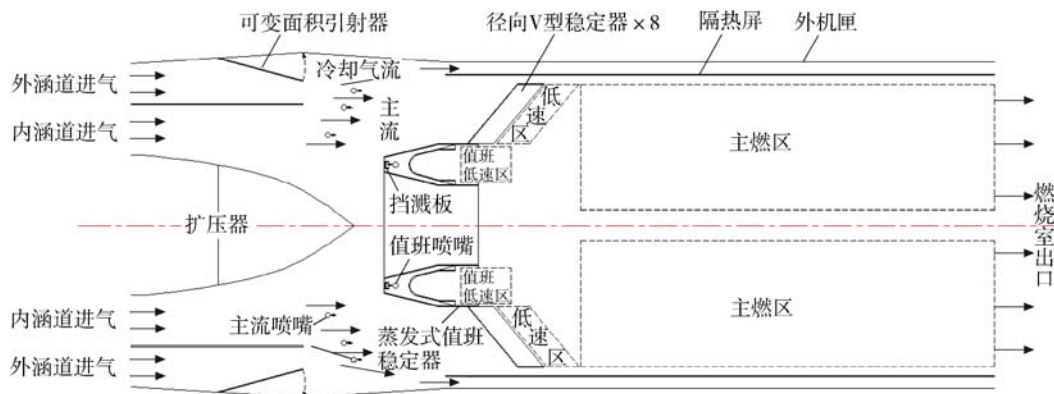


图1 TBCC超级燃烧室原理图

Fig. 1 Schematics of TBCC hyper-combustor

径向 V 型稳定器、供油系统、隔热屏等。外涵出口可变面积引射器的位置根据超级燃烧室的不同工况(加力模式—模态转换—冲压模式)进行调节,以满足燃烧室内、外涵道的静压平衡。环形薄膜蒸发式值班稳定器放置在内涵扩压器下游中心轴线附近,承担着超级燃烧室的“软点火”、火焰稳定和小推力下燃烧的作用。8 根径向 V 型稳定器固定在值班稳定器上,后掠角为 40°。蒸发式值班稳定器尾缘形成低速回流区,并与径向 V 型稳定器尾缘的低速区连成一体。主流供油采用直射式喷嘴,喷油方式为侧喷,喷油孔夹角 180°。蒸发式值班稳定器的供油为直射式喷嘴,喷油方式为挡溅板逆喷。图 2 为超级燃烧室模型实物照片,燃烧室设计成三角形,角度为 45°。整个模型由薄膜蒸发式值班稳定器、单根径向 V 型稳定器、主流和值班区供油系统,点火器及测试系统等组成。点火器采用高能电嘴点火器,固定在燃烧室侧壁上,图 3 为火焰稳定器模型照片。



图 2 TBCC 超级燃烧室试验模型

Fig. 2 Experimental model of TBCC hyper-combustor



图 3 火焰稳定器模型

Fig. 3 Flame holder model

### 1.2 试验系统

图 4 为超级燃烧室试验系统示意图,试验系

统包括超级燃烧室试验件、电加热器、燃气加热器、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统。供气系统含 3 台压气机(最大压力为 0.8 MPa,最大流量为 1.2 kg/s),空气分为两路流动,一路为外涵道进气,气流经电加热器加温,最高可加温至 523 K;一路为内涵道进气,气流经过燃气加热器加温,最高加温到 873 K,两路空气流量均采用孔板流量计测量。供油系统包括油箱、油泵、油管、压力表,控制阀门等,燃油流量经过标定,通过精密压力表测量。测试系统包括测试设备、补偿导线和数据采集设备等,燃烧室内、外涵道进口温度均采用单只镍铬-镍硅热电偶测量;外涵道点火压力脉动量通过单只压力变送器测量;燃烧室出口温度采用 9 点水冷式双铂铑热电偶温度靶测量。

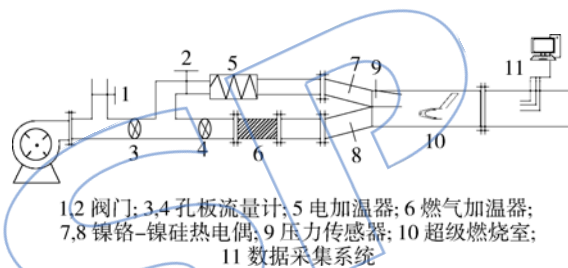


图 4 超级燃烧室试验系统示意图

Fig. 4 Experimental system of hyper-combustor

### 1.3 研究内容

研究中主要开展不同燃烧室内、外涵道进口速度系数(分别对应扩压器出口和可变面积引射器出口)、温度和总油气比下的燃烧室点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率特性等试验研究,掌握超级燃烧室的性能变化规律。

试验中的主要改变参数如下:

进口空气温度:内涵  $T_1 = 573 \sim 873 \text{ K}$ ,外涵  $T_2 = 343 \sim 483 \text{ K}$

进口速度系数:内涵  $\lambda_1 = 0.10 \sim 0.25$ ,外涵  $\lambda_2 = 0.15 \sim 0.33$

总油气比:  $R = 0.027 \sim 0.045$

试验中通过控制燃油流量来改变燃烧室的总油气比,燃烧室的点火、熄火通过开在燃烧室侧面的观察窗判断。

### 1.4 误差分析

试验中的测量主要包括超级燃烧室进口空气流量的测量、燃油流量的测量、进出口温度的测量和点火压力的测量等,在这些测量过程中均存在测量误差,在此,对误差中的系统误差进行估计。

空气流量由孔板流量计测量,试验中孔板流

量计的精度等级 0.5 级, 误差范围 ±0.075%; 燃油流量通过控制台上的压力表获得, 压力表型号 YB-150, 精度 0.25; 超级燃烧室进出口温度由热电偶测量, 测量进口温度热电偶为 K 型镍铬-镍硅标准热电偶, 测量温度范围为 0~1100 °C, 允许误差 ±0.4% t (t 为所测量的温度), 测量出口温度的热电偶为 B 型铂铑 30-铂铑 6 标准热电偶, 测量范围为 600~1700 °C, 允许误差 ±0.25% t; 燃烧室外涵道点火前后压力由压力传感器 MIK-P300 测量, 测量范围为 0~70 kPa, 精度等级 0.5.

由于热电偶在测量来流温度时, 测量端存在与周围其他物体的对流换热和辐射传热, 因此热电偶测量气流温度存在导热误差和辐射误差. 因为辐射传热与绝对温度的 4 次方成正比, 在测量高温气流温度时, 辐射误差远大于导热误差, 因此可以只考虑辐射误差, 此时气流实际温度的计算公式如下:

$$T_f = T + \frac{\epsilon\sigma_0}{\alpha} \left[ \left( \frac{T}{100} \right)^4 - \left( \frac{T_w}{100} \right)^4 \right]$$

其中 T 为热电偶测得的温度(K),  $T_w$  为与热电偶接触的壁面温度(K),  $\epsilon$  为热电偶辐射率,  $\alpha$  为表面传热系数,  $\sigma_0$  为辐射常数; 数据处理中燃烧室出口各测量点的温度均按照上述公式进行修正.

## 2 试验结果及分析

### 2.1 点火特性

超级燃烧室点火过程可分为两步: 首先值班稳定器供油点火, 然后值班稳定器内产生的高温燃气引燃主流. 一般地, 值班稳定器点火成功后, 主流都能顺利点燃, 因而值班稳定器的点火性能即可代表整个超级燃烧室的点火性能. 影响燃烧室值班稳定器点火性能的因素主要有进口气流速度、温度、压力、点火能量、点火位置等. 由于值班稳定器放置在内涵道侧, 来流为内涵气(加力模式和模态转换模式为涡轮出口燃气; 冲压模式为外涵引气), 因此试验中仅研究燃烧室内涵道进口气流速度和温度对点火性能的影响. 值班稳定器当地点火当量比  $\phi_{ig}$ 、点火压力脉动量  $\sigma$  的计算公式如下:

$$\phi_{ig} = \frac{m_{fuel}}{f_a \cdot m_{air}}, \quad \sigma = \frac{p_1 - p_0}{p_0} \times 100\%$$

其中  $m_{fuel}$  为燃烧室点火时的燃油流量,  $m_{air}$  为值班稳定器进气量,  $f_a$  为化学恰当油气比,  $p_0, p_1$  分别为点火前后外涵道进口气流压力.

图 5、图 6 分别显示出了当地点火当量比  $\phi_{ig}$ 、

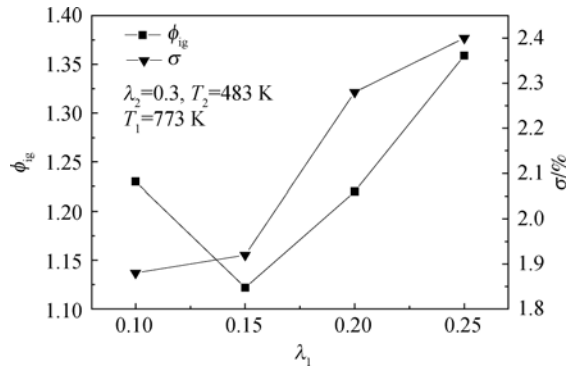


图 5  $\phi_{ig}, \sigma$  随  $\lambda_1$  的变化关系

Fig. 5 Ignition equivalence ratio & ignition pressure fluctuation versus turbo duct inlet velocity coefficient

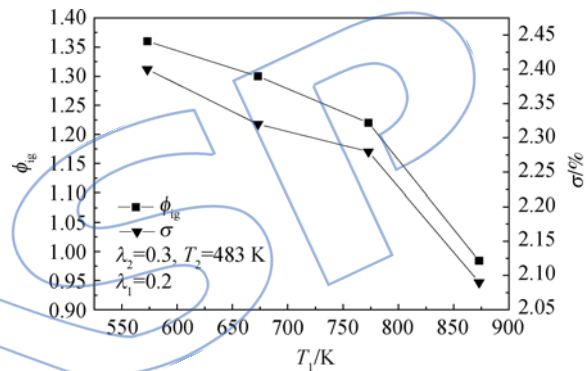


图 6  $\phi_{ig}, \sigma$  随  $T_1$  的变化关系

Fig. 6 Ignition equivalence ratio & ignition pressure fluctuation versus turbo duct inlet temperature

点火压力脉动量  $\sigma$  随内涵道进口速度系数  $\lambda_1$  及内涵进口温度  $T_1$  的变化关系, 图中的点表示特定的进口速度系数下, 试验中成功点火的值班稳定器当地点火当量比及对应点火压力脉动量.

从图 5 中可以看出: 在外涵进口速度、温度不变下, 内涵进口温度  $T_1 = 773$  K 时, 随着内涵进口速度系数 ( $\lambda_1 = 0.10 \sim 0.25$ ) 的增加,  $\phi_{ig}$  先减小后增大, 当  $\lambda_1$  从 0.10 增加到 0.15,  $\phi_{ig}$  从 1.23 变至 1.12, 继续增加速度系数,  $\phi_{ig}$  从 1.12 变至 1.36, 增加了 21%. 进口速度较低时, 试验中对应  $\lambda_1 = 0.10$ , 燃烧室气流速度低, 湍流度小, 不利于燃油的雾化和油气掺混, 点火困难. 当  $\lambda_1$  增加到 0.15 时, 气流速度提高, 油气相互作用增强, 燃油的雾化和油气掺混得到改善, 点火变得容易.  $\lambda_1$  继续增加, 燃油在值班稳定器内的驻留时间缩短, 燃油蒸发量减小, 这些不利因素超过了气流速度提高对点火带来的有利作用, 使点火变得困难. 燃烧室点火压力脉动

量  $\sigma$  随着  $\lambda_1$  的增加从 1.88% 增加到 2.4%，增加了 27.6%。

从图 6 中可以看出: 在外涵道进口参数不变, 内涵道进口速度系数  $\lambda_1 = 0.2$  情况下, 随着内涵进口温度 ( $T_1 = 573 \sim 873\text{K}$ ) 的提高,  $\phi_{ig}$  从 1.36 变至 0.984, 降低 27.6% 左右, 点火成功率增加. 这是因为进口气流温度的提高有利于值班稳定器内燃油的蒸发和雾化, 增加了可燃混合物浓度, 从而提高了初始反应速率. 相应地,  $\phi_{ig}$  降低, 燃烧室点火压力脉动量  $\sigma$  从 2.4% 降低到 2.1%。

研究获得的  $\phi_{ig}, \sigma$  表明该燃烧室具有良好的点火性能, 很好地满足了 TBCC 发动机超级燃烧室的要求. 试验中获得的最小点火当量比为 0.984, 对应内涵进口速度系数为 0.2, 进口温度为 873 K。

### 2.2 贫油熄火特性

贫油熄火性能是超级燃烧室重点关注的性能参数之一. 超级燃烧室工作范围宽, 进口气动热力参数变化大, 对贫油熄火性能影响较大. 在做燃烧室贫油熄火试验时, 固定燃烧室进口参数不变, 逐渐减小值班稳定器的供油量, 直至熄火, 记录此时的供油量, 并根据如下公式计算得出值班稳定器当地贫油熄火当量比  $\phi_{lbo}$

$$\phi_{lbo} = \frac{m_{fuel}}{f_a \cdot m_{air}}$$

其中  $m_{fuel}$  为值班稳定器贫油熄火时的供油量,  $m_{air}$  为值班稳定器进气量,  $f_a$  为化学恰当油气比。

图 7 示出了  $\phi_{lbo}$  随  $\lambda_1$  和  $T_1$  的变化关系. 图中的每一个点对应在特定速度系数或温度下, 燃烧室贫油熄火的当量比, 在贫油熄火曲线的右方, 均能保证燃烧室稳定燃烧。

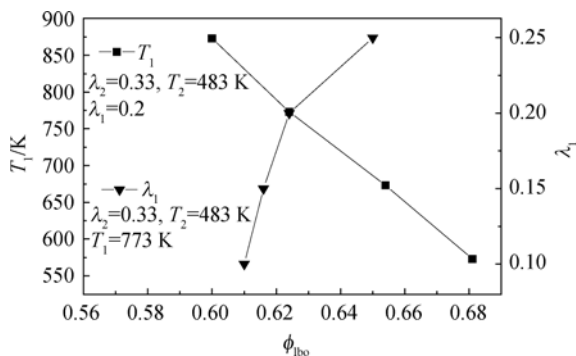


图 7  $\phi_{lbo}$  随  $\lambda_1, T_1$  的变化关系

Fig. 7 Lean blowout equivalence ratio versus turbo duct inlet parameters

从图 7 中可以看出:

1) 在内、外涵进口温度、外涵进口速度不变下,  $\lambda_1$  从 0.10 增加到 0.25, 燃烧室贫油熄火当量比  $\phi_{lbo}$  从 0.61 变化到 0.65, 增加了 6.6%。这是因为在稳定燃烧场中, 提高气流速度将会打破原先的湍流火焰传播速度与气流速度相等的平衡状态, 严重时会导致吹熄, 因此为了稳定火焰, 提高燃烧场中的当量比, 可以提供更多反应热量, 提高化学反应速率和火焰传播速度, 使之与提高的来流速度相等, 达到再一次的火焰稳定, 因此随着  $\lambda_1$  的提高,  $\phi_{lbo}$  增加。

2) 在内、外涵进口速度、外涵进口温度不变情况下,  $T_1$  从 573 K 增加到 873 K,  $\phi_{lbo}$  从 0.681 变至 0.6, 减小了 11.9%, 燃烧室变得不容易熄火. 内涵进口温度的增加, 提高了化学反应速率, 改善了稳定器的火焰稳定性能。

试验中获得的燃烧室最小贫油熄火当量比为 0.6, 对应内涵进口速度系数为 0.2, 进口温度为 873 K。

### 2.3 燃烧效率

燃烧效率是燃烧室设计的一个非常重要的性能参数. 本文通过布置在燃烧室出口处的 9 点双铂铑热电偶测量不同进口参数下的燃烧室出口温度分布, 应用加力燃烧室等温燃烧焓差法计算燃烧效率. 等温燃烧焓差法计算公式如下:

$$\eta = \frac{f_1(iT_2 - iT_1) + c_p T_2 - c_p T_1 + f_{ab}(iT_2 - iT_0)}{f_{ab} H_f}$$

式中  $f_1, f_{ab}$  分别表示燃烧室进口截面平均油气比和燃烧室供油油气比;  $c_p T_1, c_p T_2$  分别为燃烧室进、出口截面平均温度为  $T_2$  和  $T_1$  的空气焓;  $iT_2, iT_1, iT_0$  分别表示温度为  $T_2, T_1$  和 288.16 K 的“等温燃烧焓差”;  $H_f$  表示燃料燃烧低热值。

图 8(a) 和图 8(b) 分别为外涵进口速度、温度变化时, 燃烧室燃烧效率  $\eta$  随燃烧室总油气比  $R$  的变化关系. 试验结果表明: ①随着  $R$  的增加,  $\eta$  降低, 在  $\lambda_2 = 0.33, R = 0.045$  时, 燃烧效率为 82%,  $R = 0.034$  时, 效率达到 90 以上; ②随着外涵进口速度系数的增加, 燃烧效率增加, 分析认为气流速度增加带来两个方面的作用, 一方面, 气流速度增加, 燃油在燃烧室内的驻留时间缩短, 部分燃油可能未来得及完全燃烧就被排出燃烧室, 这对燃烧是不利的, 另一方面, 气流速度增加, 湍流强度增强, 油气掺混作用加强, 同时气流速度增加, 作用在油珠表面的气动力增强, 提高了燃油的雾化蒸发效果, 这对燃烧是有利的, 从试验结果来

看,气流速度增加带来的有利作用占主导地位;  
 ③随着外涵进口温度增加,燃烧效率增加,但在423~483 K之间燃烧效率增加的更快一些,原因在于进口温度的增加,有利于燃油的雾化、蒸发,增加了可燃混合物浓度,提高了化学反应速率,当来流温度提高到航空煤油(RP-3)的馏程(413~513 K)内时,温度的提高对燃油的蒸发改善较为明显。

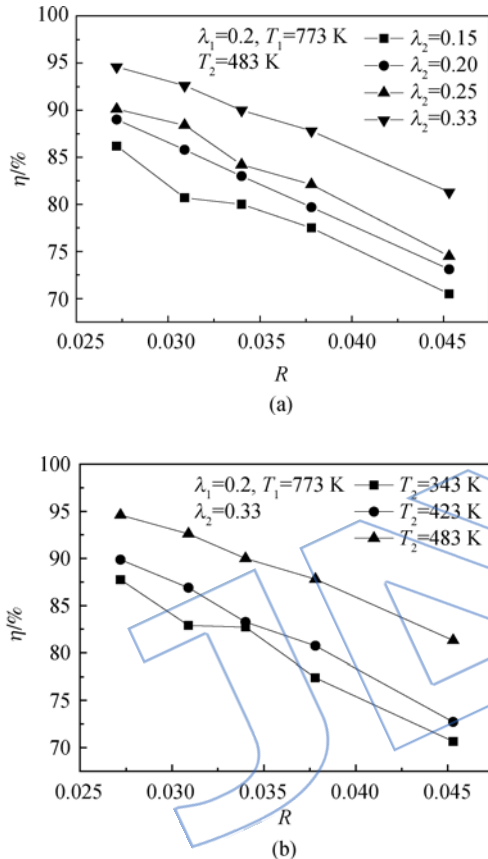


图8 外涵进口参数改变时燃烧效率随总油气比的变化  
 Fig.8 Combustion efficiency versus total fuel/air ratio under different bypass duct inlet parameters

图9(a)和图9(b)分别为内涵进口温度、进口速度变化时,燃烧效率随燃烧室总油气比的变化关系。由图可知:①随着内涵进口温度的升高,燃烧效率增加,当温度达到773 K以上时,效率基本保持不变,原因在于进口温度增加,改善了燃油的雾化和蒸发,加快了化学反应速率,当来流温度提高到773 K以上时,燃油基本全部蒸发,再提高温度对效率的提高并不明显;②随内涵进口速度系数的增加,燃烧效率增加,但速度系数在0.10~0.15区间效率增加得更快一些,分析认为,一方面来流速度低,滞留时间长,对燃油的蒸发有利,另一方面流速低,湍流强度小,不利于油气的掺

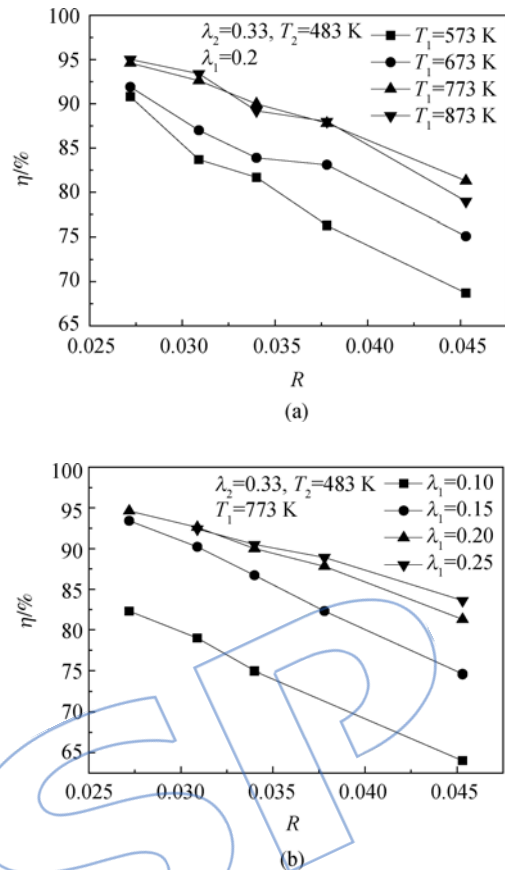


图9 内涵进口参数改变时燃烧效率随总油气比的变化  
 Fig.9 Combustion efficiency versus total fuel/air ratio under different turbo duct inlet parameters

混,还有可能是小模型件的局限性,速度低,燃油穿透深度大,容易打到燃烧室侧壁,这些都会带来油气分布不均匀,燃烧效率低的问题。

### 3 结论

研究中设计了TBCC超级燃烧室模型和相关的试验系统,开展了不同进口速度系数、温度和油气比下的点火特性、贫油熄火特性和燃烧效率等燃烧室性能的试验研究,获得了如下一些结论:

- 1) 内涵进口温度为773 K时,值班点火当量比随内涵进口速度系数(0.10~0.25)的增加先减小后增加,在0.15时取得最小值1.12;内涵进口速度系数为0.2时,点火当量比随进口温度(573~873 K)的增加而减小,在873 K时为0.984,点火压力脉动均低于4%,满足设计要求;
- 2) 内涵进口速度系数为0.2时,贫油熄火当量比随内涵进口温度的增加而减小,内涵进口温度为773 K时,熄火当量比随进口速度系数的增加有所增加,试验中获得最小贫油熄火当量比为0.6,对应内涵进口速度系数为0.2,进口温度为873 K;

3) 各状态点下,燃烧效率随总油气比的增加而降低,当内涵进口速度系数、温度分别为0.2和773 K,外涵进口速度系数、温度分别为0.33和483 K时,总油气比为0.045下的燃烧效率为82%;

4) 研究中获得的燃烧室各项性能变化规律为TBCC超级燃烧室的研究提供了参考。

## 参考文献:

- [1] 陈大光. 高超声速飞行与TBCC方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3):10-13.  
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3):10-13. (in Chinese)
- [2] 陈敏, 唐海龙, 朱大明, 等. 高超声速串联式组合动力装置方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3):265-268.  
CHEN Min, TANG Hailong, ZHU Daming, et al. Hypersonic combined cycle engine concept with tandem layout[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3):265-268. (in Chinese)
- [3] Ichimaru O, Ishizuka M, Murashima K. Overview of the Japanese national project for super/hypersonic transport propulsion system[R]. ASME92-GT-252, 1992.
- [4] Thomas S, Walker J F, Pittman J L. Overview of the turbine based combined cycle discipline[R]. Atlanta, G A, U. S.; NASA, 2009 Annual Meeting, E-17625, 2009.
- [5] 岑可法, 姚强, 骆仲泐, 等. 高等燃烧学[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2000.
- [6] Miyagi H, Miyagawa H, Monji T, et al. Combine cycle engine research on Japanese HYPR project[R]. AIAA 95-2751, 1995.
- [7] Testsuji F, Kiyoshi I. HYPR90-T turbo engine research for HST combined cycle engine[R]. SAE-951991, 1995.
- [8] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[R]. AIAA-98-3278, 1998.
- [9] Bartolotta P A, Shafer D G. High speed turbines; development of a turbine accelerator(RTA) for space access[R]. AIAA 2003-6943, 2003.
- [10] Lee J H, Buehrle R. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA/TM-2005-213803, 2005.
- [11] Davoudzadeh F, Buehrle R, Liu N S, et al. Numerical simulation of the RTA combustion rig[R]. MASA/TM-2005-213899, 2005.
- [12] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator[R]. AIAA 2005-3250, 2005.
- [13] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第11册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [14] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1):30-34.  
JIN Li, TAN Yonghua. Study on flameholders[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1):30-34. (in Chinese)
- [15] 杜一庆. 高温、低阻、高效加力燃烧室火焰稳定器机理研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2005.  
DU Yiqing. Mechanism investigation on aircraft afterburner flameholder of high efficiency, low drag and high temperature resistance[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2005. (in Chinese)
- [16] 许军民. 冲压发动机燃烧室火焰稳定器试验研究和数值模拟[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2007.  
XU Junmin. Experimental and numerical simulation of flameholders in a ramjet combustor[D]. Xi'an: Xidian University, 2007. (in Chinese)
- [17] 张彭岗. 典型稳定器和先进值班稳定器试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
ZHANG Penggang. Experimental research on typical and advanced pilot flameholder in afterburner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [18] 叶超. 冲压燃烧室关键部件方案设计与性能验证试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
YE Chao. Design of key components and performance assessment test for ramjet combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)