

来流总温对双模态燃烧室模态转换边界的影响

浮强, 宋文艳, 石德永, 王艳华

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对煤油燃料双模态超声速燃烧室,开展了来流总温对燃烧室模态转换边界影响的试验研究。试验采用甲烷燃烧加热直连式试验系统,隔离段进口马赫数保持2.0不变,总压为1.05 MPa,来流总温分别为885、1085、1285 K。试验中采集了燃烧室沿程壁面压力,并采用一维分析方法得到了燃烧室的工作模态。试验结果表明:来流总温不同时,燃烧室壁面峰值压力位置相同,同时压力峰值与隔离段壁面压力分布和激波串起始位置存在一一对应关系;来流总温上升导致燃烧室超燃-亚燃模态转换时的当量油气比上升;在燃烧室当量油气比不变的条件下,来流总温上升能够导致燃烧室壁面压力下降,隔离段内激波串长度缩短。

关键词: 超燃冲压动机; 双模态; 燃烧室; 模态转换边界; 煤油燃料

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Effects of incoming flow total temperature on mode transition boundary in dual mode scramjet combustor

FU Qiang, SONG Wenyan, SHI Deyong, WANG Yanhua

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To estimate the effects of incoming flow total temperatures on mode transition boundary in a kerosene-fueled dual mode combustor, an test study was conducted using a direct-connected methane combustion heating test facility. The values of incoming flow total pressure at the isolator inlet should be kept at 1.05 MPa, the Mach number was about 2.0, the incoming flow total temperatures were 885, 1085, 1285 K, respectively. Combustor wall pressures were measured by pressure sensors; the mode of combustion was identified by calculating the Mach number at the isolator exit using a one-dimensional model. Test results indicated that, the locations of the combustor peak wall pressure were the same at different incoming flow total temperatures; there was a one-to-one relationship between the combustor peak pressure value, isolator near wall pressure distribution and shock train leading edge location; with the increase of incoming flow total temperature, the equivalence ratio of mode transition from supersonic to subsonic combustion rose up; under the same kerosene equivalence ratio, as the incoming flow total temperature increased, the combustor wall pressure dropped, the length of shock train got shorter.

收稿日期: 2018-11-07

基金项目: 国家自然科学基金(51506177)

作者简介: 浮强(1989—),男,博士生,主要研究方向为超燃冲压发动机研究。E-mail: fqnwpu@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 宋文艳(1967—),女,教授、博士生导师,博士,主要研究方向为超燃冲压发动机研究。

E-mail: wenyan_song@nwpu.edu.cn

引用格式: 浮强,宋文艳,石德永,等. 来流总温对双模态燃烧室模态转换边界的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1119-1126.
FU Qiang, SONG Wenyan, SHI Deyong, et al. Effects of incoming flow total temperature on mode transition boundary in dual mode scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1119-1126.

Key words: scramjet; dual mode; combustor; mode transition boundary; kerosene fuel

双模态超燃冲压发动机在宽飞行马赫数范围内能够同时拥有亚燃和超燃冲压发动机的性能优势,因此得到了各国研究者的广泛关注^[1-5]。在不同飞行条件下,燃烧室与隔离段之间发生不同的相互作用,导致双模态超燃冲压发动机燃烧室工作于不同的燃烧模态,不同的燃烧模态涉及不同燃烧机制,模态转换的边界和影响模态转换的因素成为了研究的重点^[1,6]。

由于隔离段内激波串在双模态超燃冲压发动机的模态转换起到了关键作用。国外对隔离段内激波串结构的特征开展了大量研究,Matsuo 等人^[7]和 Gnani 等人^[8]为此做了系统性的回顾。另外,Fotia 等人^[9-10]采用氢气作为燃料研究了双模态超声速燃烧室中火焰/激波链的相互作用并分析了来流总温和总压对模态转换的影响。他们发现了燃烧室中的不同火焰燃烧模式,并且这些燃烧模式与模态转换密切相关。Masumoto 等人^[11]研究了壁面斜坡喷射氢燃料的等截面超声速燃烧室长度和进口来流总温对模态转换的影响。研究发现当量油气比在 0.2~0.4 之间,燃烧室的长度和来流总温与燃烧模态有着密切的关系,并提出了一个燃烧模态与燃烧室长度和来流总温的函数关系,与试验结果吻合较好。另外,Shchetinkov^[12]和 Vinogradov 等人^[13]指出燃烧室几何形状、燃料喷射位置的改变也会导致燃烧室模态转换。

国内在这方面也做了不少研究工作^[14]。张岩等人^[15-16]试验研究了两种燃料(氢气、乙烯)、不同来流总温和喷射位置对模态转换的影响,试验结果发现随着当量油气比的增加,燃烧室中出现了不同的工作模态。同时随着来流总温的升高,模态转换的当量油气比上升;且采用乙烯燃料时,

模态转换的当量油气比要高于氢燃料。国防科技大学^[17]采用试验和数值模拟相结合的方法,观测了隔离段内的流场结构,分析了不同燃烧状态下隔离段测点压力随时间变化。肖保国等人^[18]提出了通过压力测点特征位置判别燃烧模态的方法。

以上研究显示,来流总温是影响模态转换的重要参数之一,特别是对于使用液态煤油燃料的超燃冲压发动机。因为液态燃料在燃料的混合和燃烧的基础上增加了雾化和蒸发的复杂过程,而这些过程,准确的数值模拟是难以做到的,因此通过试验的方法研究来流总温对模态转换及其转换边界的影响是十分必要的。本文开展了来流状态(即隔离段进口状态)为马赫数为 2.0、总压约为 1.05 MPa、总温分别为 885、1085 K 和 1285 K 的一系列直连式试验研究,获得了隔离段及燃烧室内压力分布,以及不同来流总温下发生模态转换时的当量油气比,分析了隔离段/燃烧室的相互作用机制。

1 试验系统介绍

图 1 为本文试验所采用的甲烷燃烧加热试验系统示意图。在保证加热器出口(即隔离段进口)高焓气体中氧气摩尔分数为 0.21 的条件下,通过调整进入加热器的空气、氧气和甲烷的流量,能够得到不同来流总温(即隔离段进口总温)的高焓气体,模拟超燃冲压发动机工作时隔离段进口的高焓来流。图 2 为不同加热器出口温度下加热器出口水蒸气及二氧化碳的摩尔分数(x)。图 3 为不同加热器出口温度下加热器出口高焓试验气体的平均摩尔质量($\bar{M}$)。图 2 和图 3 说明,本文在模拟不同来流总温(T_{in}^*)的试验中,隔离段进口高焓

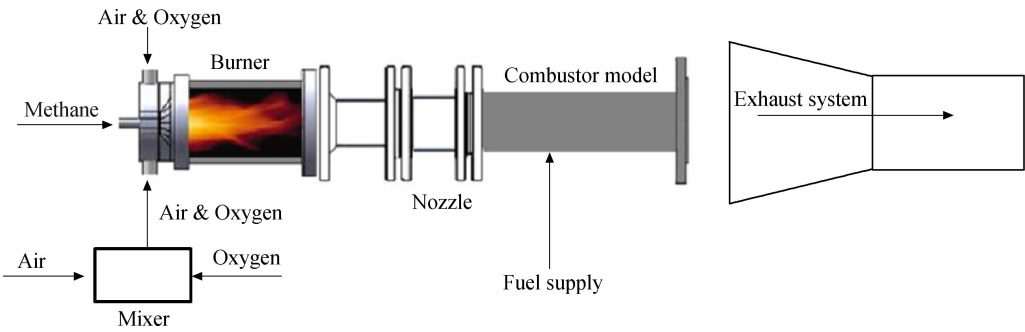


图 1 试验系统示意图
Fig. 1 Schematic diagram of test system

气体的组分存在一定的差异,燃气组分变化对隔离段进口燃气的热力学参数必然造成一定影响,经过初步研究,这部分影响相对较小,忽略燃气组分差异的影响。本文主要关注来流总温的变化对模态转换的影响。

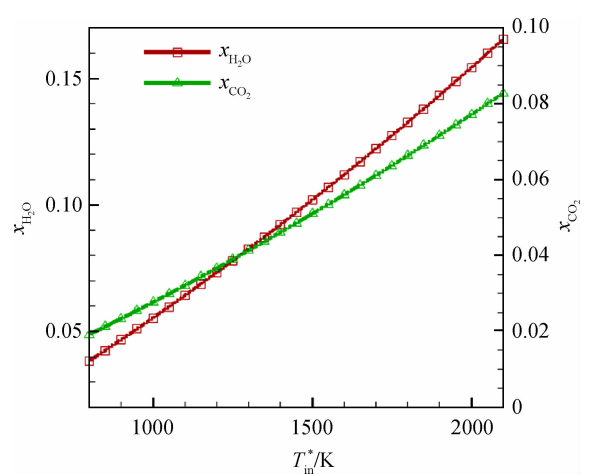


图 2 不同来流总温时试验气体 H₂O 和 CO₂ 的摩尔分数
Fig. 2 H₂O and CO₂ mole fraction of test gas at different incoming flow temperatures

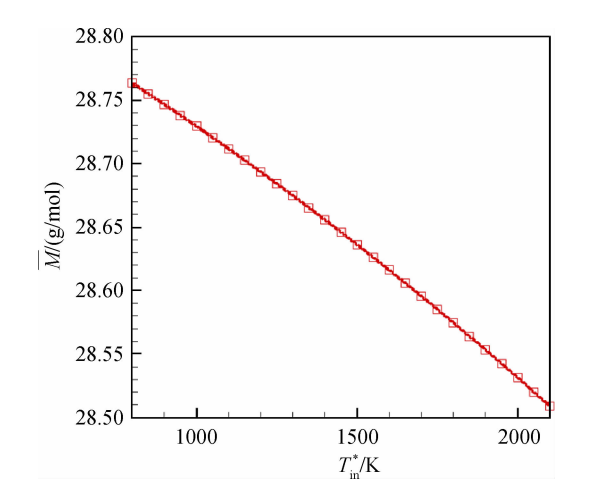


图 3 不同来流总温时试验气体平均摩尔质量
Fig. 3 Test gas averaged mole mass at different incoming flow total temperatures

图 4 为试验使用的燃烧室结构示意图。其中设备喷管保证来流马赫数为 2,隔离段长度由等直段和微扩段组成。燃烧室下壁面安装有一个单凹槽火焰稳定器,凹槽长深比为 10.8,下壁面共安装有 35 个量程为 0~0.6 MPa 的压力传感器,压力传感器满量程的测量误差为±0.5%。图 5 为燃烧室内凹槽结构的局部示意图。如图中所示,喷油喷孔位于凹槽前缘上游 35 mm 处,氢气喷孔位于凹槽底部靠近上游的位置,氢气喷口下游安

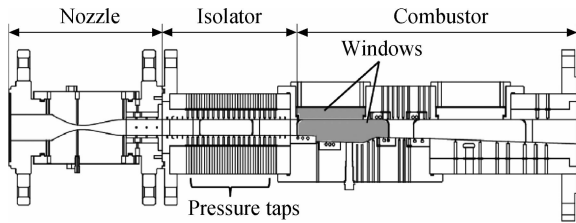


图 4 燃烧室结构示意图
Fig. 4 Structure section of combustor model

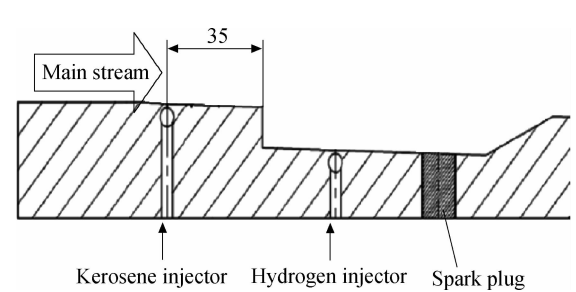


图 5 凹槽结构局部示意图(单位:mm)
Fig. 5 Schematic configuration of cavity (unit:mm)

装有火花塞。

表 1 列出了本文开展的来流总温对双模态超声速燃烧室模态转换边界影响研究的试验状态,其中 p_{in}^* 为来流总压, ζ_k 为煤油当量油气比。预定试验来流状态建立之后,火花塞开始工作,喷入燃烧室的先锋氢气迅速被安装在凹槽底部的火花塞点燃,氢气单独燃烧 1.0 s 之后,煤油喷入燃烧室并被氢气点燃,氢气/煤油共同燃烧 1.0 s 后,氢气关闭,煤油单独燃烧 2.0 s 后试验结束,试验中先锋氢气的当量油气比始终保持 0.065 不变。本文仅对煤油单独燃烧阶段的壁面压力和燃烧室工作模态进行分析。

表 1 试验状态		
Table 1 Test conditions		
T_{in}^*/K	p_{in}^*/kPa	ζ_k
885±15	1051±35	0.13~0.42
1085±15	1050±35	0.14~0.46
1285±20	1050±35	0.17~0.50

2 试验结果分析

2.1 隔离段和燃烧室内的压力分布

图 6 给出了煤油单独燃烧阶段燃烧室壁面沿程压力分布,图中纵坐标采用来流总压对壁面压力(p_w)进行了无量纲处理,横坐标为轴向位置(x)与燃烧室长度(L)之比。由于无法直接提供

隔离段进口处的壁面压力,文中采用隔离段进口的第一个压力测点,即 $x/L=10$ 处壁面压力作为发生隔离段/设备喷管相互作用判断依据。在冷流条件下,超声速气流和隔离段壁面的摩擦导致隔离段内压力总体呈上升趋势;在凹槽位置,流通面积的变化导致壁面压力先下降后上升;在燃烧室后部,模型流通面积的扩张不断加速超声速气流,造成了壁面压力的持续下降。在来流总温 $T_{in}^*=885\text{ K}$ 的试验中,如图 6(a)所示,煤油当量油气比为 0.14 时燃烧室内壁面压力略有上升。当煤油当量油气比升高到 0.25 时,燃烧室内压升明显,且压升区域扩展到了隔离段内部,说明较高的燃烧诱导压升导致附面层分离,分离区域沿附面层向上游传播到了隔离段内部。随着煤油当量油气比的进一步提高,隔离段内部的压升区域越来越靠近隔离段入口。这说明隔离段壁面附面层发生分离的位置随着当量油气比的提高,向上游隔离段进口处发展。煤油燃料当量油气比为 0.41 条件下,隔离段进口(参考 $x/L=10$ 的测点位置)的壁面压力已远高于冷流时的当地压力,这说明隔离段进口的附面层已经发生了附面层分离。

如图 6(b)所示,在来流总温 $T_{in}^*=1085\text{ K}$ 时,煤油当量油气比增加,隔离段和燃烧室内壁面压力的变化趋势与 $T_{in}^*=885\text{ K}$ 时相同。煤油当量油气比增加到 0.45 时,隔离段进口发生了附面层分离。 $T_{in}^*=1285\text{ K}$ 时(如图 6(c)),隔离段内附面层分离的位置随着煤油当量油气比的增加向隔离段进口发展。当煤油当量油气比增加到 0.49 时,隔离段进口发生附面层分离,隔离段进口处压力明显升高。综上,随着煤油当量油气比的提高,燃烧室的压升明显,燃烧室和隔离段内壁面附面层分离区域扩大。根据隔离段内流道特性及隔离段内激波串的相关知识可以知道,隔离段附面层分离区域向隔离段进口发展,意味着隔离段内激波串长度在增加,激波串的起始位置在向隔离段进口移动。

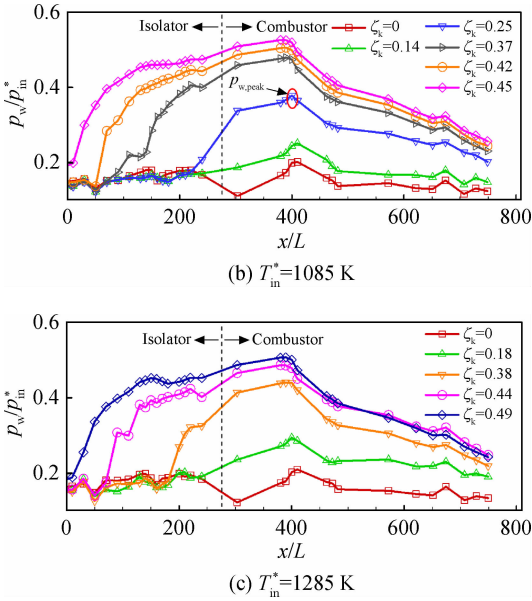
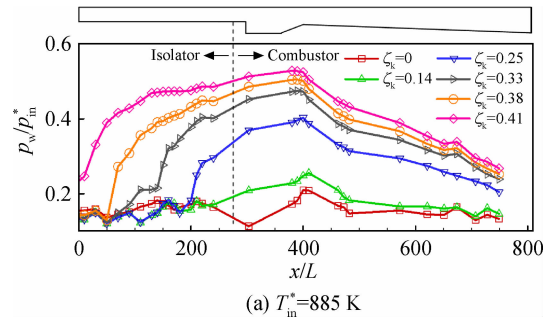


图 6 煤油单独燃烧阶段壁面沿程压力分布
Fig. 6 Wall pressure distribution of kerosene combustion phase

图 7 中选取了隔离段内四个压力测点,并绘制了这四个测点壁面压力 p_w 和燃烧室壁面压力峰值 $p_{w,peak}$ 的对应关系,图中同时对横纵坐标的壁面压力进行了无量纲处理,后文不再赘述。如图 7(a)所示,燃烧室壁面压力峰值低于 0.38 时,隔离段 $x/L=220$ 处壁面压力维持在与冷流时压力相同范围之内。当燃烧室壁面压力峰值上升至 0.41 左右时,隔离段 $x/L=220$ 处壁面压力出现明显的跃升,从 0.18 ± 0.01 跃升至 0.29。在燃烧室壁面压力峰值大于 0.41 的区域,隔离段 $x/L=220$ 处壁面压力与燃烧室壁面压力峰值线性相关,且成正比关系。图 7(b)所选取的隔离段压力测点位置为 $x/L=170$,该位置与 $x/L=220$ 相比更靠近上游。从图 7(b)可以看到,当燃烧室壁面压力峰值小于 0.45 时,该位置壁面压力稳定在 0.17 ± 0.01 范围内;当燃烧室壁面压力峰值上升至 0.46 左右时, $x/L=170$ 位置处壁面压力突然跃升至 0.31 左右;在燃烧室壁面压力峰值大于 0.46 的区域,该位置壁面压力与燃烧室壁面压力峰值线性相关,且成正比关系。图 7(c)所选取的隔离段压力测点位置为 $x/L=90$ 处,当燃烧室壁面压力峰值小于 0.47 时,该位置壁面压力稳定在 0.16 ± 0.01 范围内;当燃烧室壁面压力峰值上升至 0.48 左右时,该位置壁面压力突然跃升至 0.33 左右;在燃烧室壁面压力峰值大于 0.47 的区域,隔离段 $x/L=90$ 处壁面压力与燃烧室壁面压力峰值线性相关,且成正比关系。图 7(d)所选

取的隔离段压力测点位置为 $x/L=10$ 处,这是距离隔离段进口最近的压力测点。当燃烧室压力峰值低于 0.50 时,隔离段 $x/L=10$ 处壁面压力没有明显的变化;当燃烧室壁面压力峰值升高到 0.50 左右时, $x/L=10$ 处隔离段壁面压力出现明显跃升。

结合双模态超声速燃烧室流动特性及隔离段内激波串的相关知识分析隔离段壁面压力跃升的过程是,首先燃料燃烧导致燃烧室内压力升高,即燃烧室内壁面压力峰值升高,壁面压力峰值升高到一定程度时,出现壁面压力峰值位置的上游由于下游压力升高发生附面层分离,超声速来流受到分离附面层的挤压,此时由于隔离段内还没有发生附面层分离或者附面层分离程度较低,隔离段内的压力没有明显变化;随着下游压力的进一步升高,加剧了上游附面层的分离,附面层分离对超声速来流的挤压强度进一步增加,形成了激波串结构。激波串是造成压力跃升的原因。隔离段内激波串随着燃烧室压力峰值升高向上游移动,所以图中压力突升的位置就是激波串移动到该位

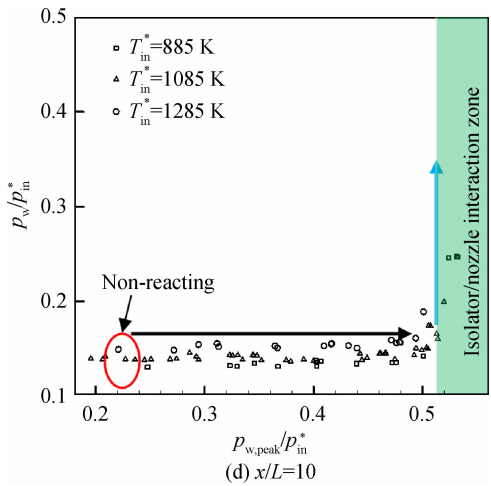
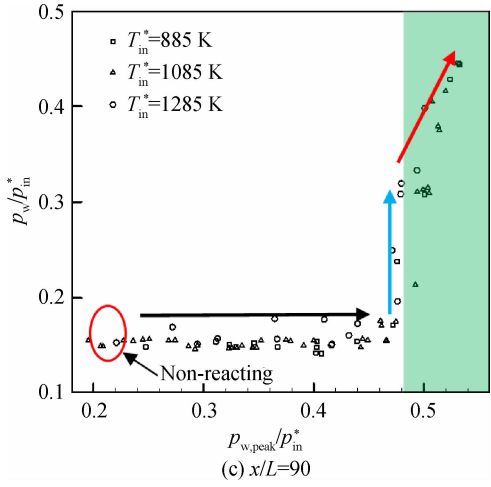
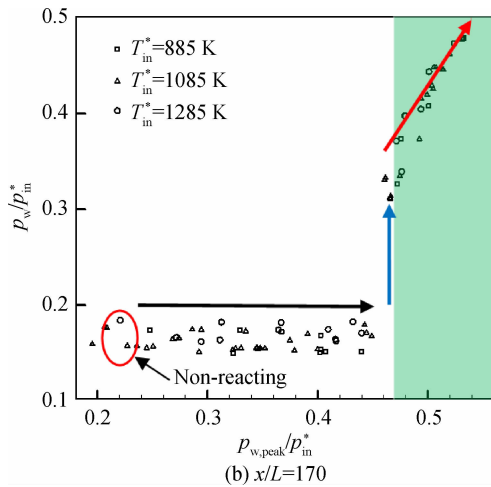
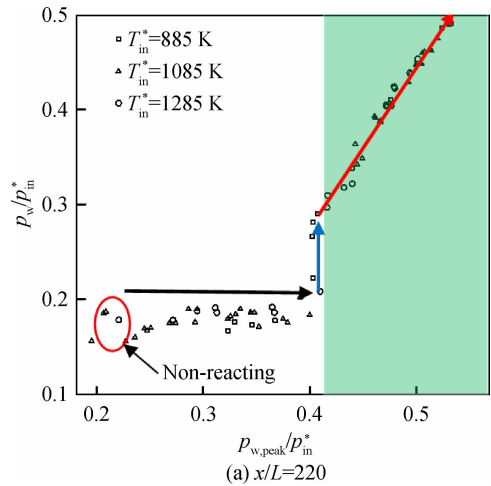


图 7 隔离段内壁面压力和燃烧室壁面压力峰值的对应关系

Fig. 7 Relationship between isolator wall pressure and the peak pressure of combustor

置时对应的燃烧室压力峰值。试验结果表明,针对试验所使用的模型,燃烧室壁面压力峰值在 0.38~0.41 范围时,隔离段 $x/L=220$ 位置已经发生了附面层分离;燃烧室壁面压力峰值在 0.45~0.46 范围时,隔离段内发生附面层分离的位置向前移动到了 $x/L=170$ 位置;燃烧室壁面压力峰值在 0.47~0.48 范围时,隔离段内发生附面层分离的位置进一步向前移动至 $x/L=90$ 的壁压测点位置;当燃烧室壁面压力峰值大于 0.50 时,隔离段进口 $x/L=10$ 壁压测点处已经发生了壁面压力跃升,说明隔离段进口处已经发生了附面层分离。综上:燃烧室壁面压力峰值与隔离段内附面层分离的位置,即隔离段内激波串位置存在一一对应的关系。隔离段激波串的位置影响了燃烧室进口的来流条件,进而影响了燃烧室内的压力分布,这就是隔离段、燃烧室相互作用的复杂所

在。在本文所述的三个隔离段来流总温试验条件下,燃烧室壁面压力峰值与隔离段内附面层分离位置的对应关系相同。

2.2 燃烧室模态转换边界分析

不等式(1)经常用来判定超声速燃烧室中是否发生了附面层分离^[19]。式中的 p_s 为 s 截面的压力, p_{in} 为来流静压, Ma_{in} 为来流马赫数。将其引用到本试验所使用的超声速燃烧室中,即当不等式(1)成立时,燃烧室内发生了附面层分离,燃烧室工作模态为纯超燃模态。将试验中来流马赫数代入不等式(1),进一步通过换算可以得到通过燃烧室压力峰值与来流总压之比来判断附面层分离的临界值为 0.28,即当燃烧室壁面压力峰值与来流压力之比小于 0.28 时,燃烧室工作模态为纯超燃模态;当燃烧室壁面压力峰值与来流总压之比超过 0.28 时,燃烧室和隔离段内出现附面层,即隔离段内开始形成激波串。此时,使用隔离段出口马赫数作为判据,当隔离段出口马赫数大于 1 时,燃烧室工作模态为双模态的超燃模态。进一步增加煤油的当量油气比,燃烧室内压力进一步上升,隔离段内发生附面层分离的区域进一步增大,超声速来流在强激波串的作用下减速为亚声速,此时隔离段出口马赫数小于 1,燃烧室工作模态为双模态的亚燃模态。

$$\frac{p_s}{p_{in}} > 0.9018 \times (2.074^{Ma_{in}}) Ma_{in}^{-0.9898} \quad (1)$$

图 8 给出了不同来流总温的试验条件下,煤油单独燃烧阶段,燃烧室内壁面压力峰值与煤油当量油气比的对应关系。图中 Exp. 为试验数据, polyfit 为试验数据的拟合曲线。从图中看出,不同来流总温条件下,燃烧室内壁面压力峰值随当量油气比增加而增加。根据试验数据,采用最小二乘法得到的拟合曲线平滑,没有出现明显的突变,说明燃烧室不同工作模态之间的煤油当量油气比过度平稳。

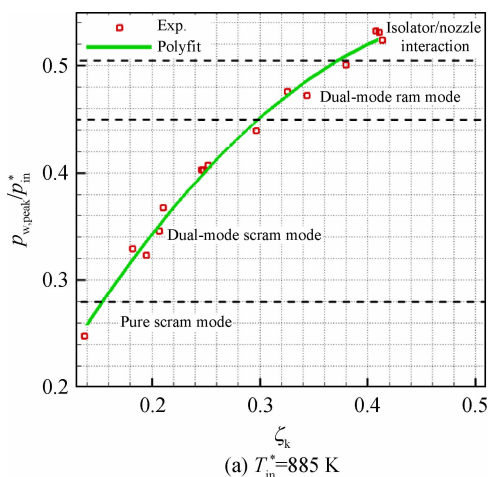
在图 8(a)中,来流总温为 885 K 的条件下的燃烧室壁面压力峰值与当量油气比的关系。煤油的当量油气比为 0.14 时,燃烧室壁面压力峰值与来流总压之比为 0.25,此时燃烧室工作在纯超燃模态;当煤油的当量油气比增加至 0.30 时,隔离段出口马赫数下降至声速附近,但是仍然大于声速,这表明此时燃烧室工作在双模态的超燃模态。图 8(a)中可以看出,煤油当量油气比在 0.18~0.30 范围内燃烧室的工作模态为双模态的超燃模态;随着煤油的当量油气比进一步升高,隔离段

出口马赫数进一步降低,当隔离段出口马赫数小于 1 时,燃烧室的工作模态为亚燃模态;另外从图 6(a)可知,当煤油的当量油气比大于 0.38 时,隔离段进口出现了附面层分离,当地压力明显升高,此时隔离段进口来流条件已经发生了改变。

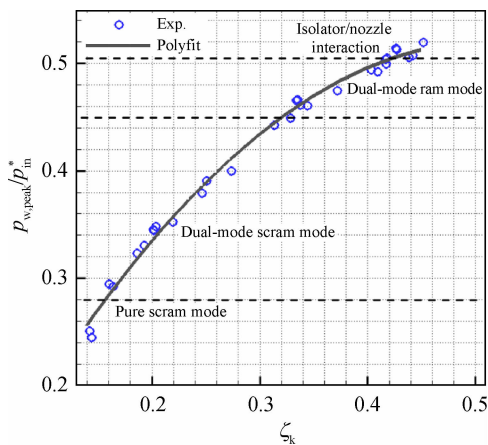
来流总温为 1085 K 的试验中(如图 8(b)),燃烧室内壁面压力峰值随着煤油当量油气比的增加而增加。从图中可以看出,此时,纯超燃模态与双模态的超燃模态模态转换边界的煤油当量油气比为 0.16。而双模态的超燃模态与亚燃模态之间的模态转换边界煤油当量油气比为 0.32。当煤油当量油气比大于 0.42 时,隔离段进口来流条件已经发生了改变。

来流总温为 1285 K 时(如图 8(c)),燃烧室壁面压力峰值与煤油当量油气比成正比例关系。双模态与亚燃模态的超燃模态之间转换的边界煤油当量油气比 $\zeta_k = 0.38$ 。

图 8(d)给出了不同来流总温条件下燃烧室内壁面压力峰值与煤油当量油气比变化关系的对比。随着来流总温的升高,相同当量油气比下的燃烧室压力峰值在不断下降,且差距随着当量油



(a) $T_{in}^* = 885$ K



(b) $T_{in}^* = 1085$ K

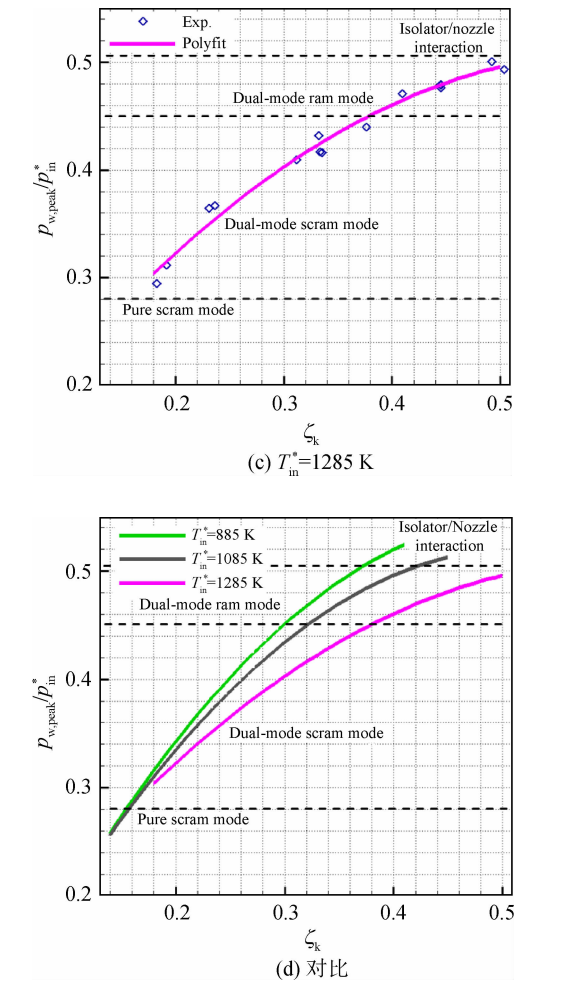


图 8 不同来流总温条件下燃烧室内壁面压力峰值与煤油当量油气比的关系

Fig.8 Relationship between combustor peak pressure and kerosene equivalence ratio under different total temperatures

气比的增加而不断增大。同时,从燃烧室压力峰值和当量油气比的变化关系中可以看出,来流总温越高,燃烧室发生模态转换对应的煤油当量油气比越高。表 2 为三个试验条件下,超声速燃烧室试验模型双模态的亚燃模态与超燃模态的转换边界煤油当量油气比。

表 2 试验燃烧室模型亚燃模态与超燃模态的模态转换边界当量油气比

Table 2 Equivalence ratio of mode transition from supersonic to subsonic combustion

T_{in}^*/K	ζ_k
885	0.30
1085	0.32
1285	0.38

3 结 论

本文针对煤油燃料双模态超声速燃烧室模型,开展了来流总温(即隔离段出口总温)对隔离段/燃烧室相互作用及燃烧室模态转换边界影响试验研究。来流总压固定,来流总温 $T_{in}^*=885,1085,1285\text{ K}$ 。研究结果表明:①在不同来流总温条件下,燃烧室壁面压力峰值出现在同一位置,燃烧室壁面压力峰值、隔离段内附面层分离起始位置与煤油当量油气比的对应关系相同;②随着来流总温的增加,相同当量油气比下的燃烧室壁面压力峰值减小,隔离段内激波串长度缩短,隔离段出口马赫数增加,燃烧室发生模态转换对应的煤油当量油气比上升;③试验得到了超声速燃烧室试验模型的亚燃模态与双模态的超燃模态与间模态转换边界煤油当量油气比,来流总温为 885 K 时,模态转换煤油当量油气比为 0.30;来流总温为 1085 K 时,模态转换煤油当量油气比为 0.32;来流总温为 1285 K 时,模态转换煤油当量油气比为 0.38。

参考文献:

[1] ANDREADIS D. Scramjet engines enabling the seamless integration of air & space operations[J]. Industrial Physicist, 2004, 10(4): 24-27.

[2] TURNERJ C,SMART M K. Mode change characteristics of a three-dimensional scramjet at Mach 8[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(4): 982-990.

[3] FOTIA M L. Experimental study of shock-train/combustion coupling and flame dynamics in a heated supersonic flow[D]. Ann Arbor, US: The University of Michigan, 2012.

[4] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973, 11(10): 1404-1418.

[5] 田野,肖保国,张顺平,等. 双模态冲压发动机燃烧性能初步研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2921-2927.

TIAN Ye, XIAO Baoguo, ZHANG Shunping, et al. Preliminary study on combustion performance of dual-mode scramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2921-2927. (in Chinese)

[6] 李俊红,潘宏禄,沈清,等. 超燃冲压发动机燃烧室的燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 14-22.

LI Junhong, PAN Honglu, SHEN Qing, et al. Combustion characteristics of scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 14-22. (in Chinese)

[7] MATSUO K, MIYAZATO Y, KIM H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1): 33-100.

[8] GNANI F, ZARE-BEHTASH H, KONTIS K. Pseudo-

shock waves and their interactions in high-speed intakes [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82: 36-56.

[9] FOTIA M L, DRISCOLL J F. Isolator-combustor interactions in a direct-connect ramjet-scamjet experiment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 83-95.

[10] FOTIA M L, DRISCOLL J F. Ram-scam transition and flame/shock-train interactions in a model scramjet experiment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(1): 261-273.

[11] MASUMOTO R, TOMIOKA S, KUDO K, et al. Experimental study on combustion modes in a supersonic combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(2): 346-355.

[12] SHCHETINKOV E S. Piecewise-one-dimensional models of supersonic combustion and pseudo shock in a duct [J]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 1975, 9(4): 409-417.

[13] VINOGRADOV V A, SERGEY A. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.

[14] 王宇航, 宋文艳, 白茜尘, 等. 反压诱导方式对超燃冲压发动机隔离段流动特性影响 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2595-2603.

WANG Yuhang, SONG Wenyan, BAI Hanchen, et al. Effects of back pressure induction methods on scramjet isolator flow characteristics [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11): 2595-2603. (in Chinese)

[15] 张岩, 朱韶华, 刘刚, 等. 双模态冲压发动机中的模态转换研究综述 [J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1719-1727.

ZHANG Yan, ZHU Shaohua, LIU Gang, et al. An overview on mode transition in dual mode ramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1719-1727. (in Chinese)

[16] ZHANG Yan, CHEN Bing, LIU Gang, et al. Influencing factors on the mode transition in a dual-mode scramjet [J]. Acta Astronautica, 2014, 103: 1-15.

[17] 李大鹏. 煤油双模态冲压发动机燃烧室工作过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.

LI Dapeng. Study of kerosene fueled dual-mode ramjet combustor operation process [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

[18] 肖保国, 晏至辉, 田野, 等. 超燃发动机燃烧模态判别准则初步研究 [J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1121-1126.

XIAO Baoguo, YAN Zhihui, TIAN Ye, et al. Preliminary study on criterion of indentifying combustion mode for scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1121-1126. (in Chinese)

[19] 黄兴. 超燃冲压发动机特性计算与一体化设计技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2014.

HUANG Xing. The characteristic simulation of scramjet and the integration design research [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)