

文章编号:1000-6893(2010)01-0070-06

# 超燃冲压发动机多凹腔串联燃烧室阻力研究

潘余, 丁猛, 梁剑寒, 王振国

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

## Analysis of Internal Drag of Scramjet Engine with Multi-cavities in Tandem

Pan Yu, Ding Meng, Liang Jianhan, Wang Zhenguo

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**摘要:** 在直连式试验台上,采用等截面燃烧室对多个凹腔同侧串联布置的燃烧室的阻力进行了试验研究。分析了凹腔深度分别为 10、15 和 20 mm,凹腔长深比分别为 5 和 7 的不同凹腔组合、凹腔顺序、凹腔距离和凹腔数目在不同燃料当量比下的燃烧室内阻。研究表明,在同一燃料当量比下,燃烧室内串联凹腔数目越多,阻力越大,单个阻力较大的凹腔组合后总阻力较大;燃料喷射方式和当量比对燃烧室阻力变化规律影响较大,在小当量比时氢气燃烧放热将可能增加燃烧室内阻;相同当量比和燃料喷射方式下,氢气比煤油燃烧时阻力大;在合适的当量比和燃料喷射方式下煤油燃烧时组合凹腔可能产生正推力。

**关键词:** 多凹腔燃烧室; 超燃冲压发动机; 凹腔火焰稳定器; 阻力

**中图分类号:** V235.21 **文献标识码:** A

**Abstract:** The internal drag of cavities in tandem is investigated in a constant area scramjet engine on a direct-connected test stand. Cavities with depths of 10, 15 and 20 mm, and length to depth ratios of 5 and 7 are adopted to investigate the effect on its drag of different combinations, sequences, distances and numbers of cavities with different fuel injection schemes and equivalence ratios. Results reveal that, for a known fuel injection scheme the more cavities are installed in tandem, the higher is the internal drag; combination of cavities with higher drags leads to higher total drag; fuel injection scheme and equivalence ratio have great impact on combustor drag; with low equivalence hydrogen combustion will increase the internal drag; the drag of hydrogen combustion is higher than kerosene combustion with equal equivalence ratio. For certain suitable fuel injection schemes, multi-cavities may also produce a positive force.

**Key words:** multi-cavity combustor; scramjet; cavity flame holder; drag

1993年,俄罗斯中央航空发动机研究所(CIAM)公布了采用凹腔作为超燃冲压发动机火焰稳定器的燃烧室构型<sup>[1]</sup>。在一系列的地面、飞行演示验证中,通过对氢气和煤油的燃烧试验表明,凹腔火焰稳定能力强。后来美国空军开始对基于凹腔的燃料喷射/点火/火焰稳定/冷却一体化技术进行研究,证明了凹腔是非常有效的超声速燃烧火焰稳定装置,可以大大提高超声速流动中燃料的燃烧效率。这些研究成果证明了凹腔在超声速燃烧中应用的可能性,使得凹腔火焰稳定器倍受研究者瞩目。

通常认为燃烧室内安装凹腔将会增大燃烧室内阻,降低发动机性能。M. R. Gruber<sup>[2]</sup>、R. A. Baurle<sup>[3]</sup>、A. Ben-Yakar<sup>[4]</sup>、X. Zhang<sup>[5]</sup>和丁

猛<sup>[6]</sup>等对单凹腔阻力随结构变化的规律进行了研究,结果表明:凹腔越深、长深比越大凹腔阻力越大,燃烧流中凹腔阻力小于冷流阻力,并有可能成为正推力。

对于图1所示的CIAM飞行演示验证发动机构型中,燃烧室内组合3个凹腔<sup>[7]</sup>。这种多个凹腔组合的燃烧室内阻的变化规律,目前未见任何报道。

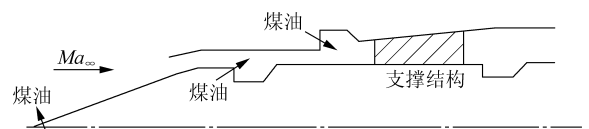


图1 CIAM地面试验用发动机燃烧室内流道<sup>[7]</sup>

Fig. 1 Schematic of combustor of CIAM<sup>[7]</sup>

本文从同侧凹腔串联布置入手,采用等截面燃烧室对凹腔同侧布置的燃烧室内阻进行了初步测量,给出了不同凹腔组合后燃烧室内阻的变化规律。

收稿日期:2008-12-02; 修订日期:2009-05-12

基金项目:国家自然科学基金(10902124)

通讯作者:潘余 E-mail: scramjetpan@hotmail.com

### 1 试验设备及测量方法

在国防科学技术大学 D3 直连式试验台上完成了本文所有试验。如图 2 所示,该试验系统由空气加热器、发动机试验段、测量装置、测量控制系统

以及各种管路供应系统组成。空气加热器采用燃烧加热方式,以空气、氧气和酒精为燃料,燃气中氧气质量分数为 23%。燃烧室入口条件为:来流马赫数  $Ma_\infty = 2.64$ ,总温  $T_t = 1\ 483\ K$ ,总压  $p_t = 1.65\ MPa$ ,静温  $T = 724\ K$ ,静压  $p = 76.3\ kPa$ 。

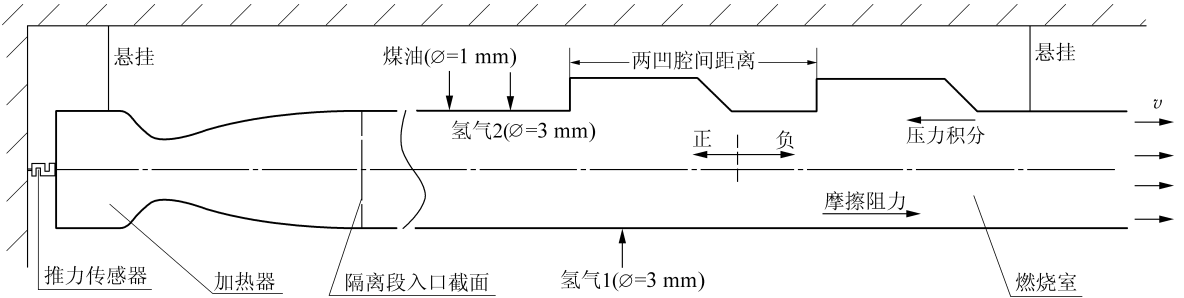


图 2 阻力测量系统示意图

Fig. 2 Schematic of drag test system

试验系统中各供应管路均为软管连接,推力测量台架采用了柔性悬挂方式,并在横向安装了光滑限位器。因此,可以认为止推式推力传感器获得的力即为系统的轴向力。该力为加热器推力和发动机推力之和,由于加热器推力保持不变,则系统轴向力的变化即为发动机推力的变化。发动机燃烧室采用了等截面构型,在忽略摩擦力的情况下,发动机阻力就等于组合凹腔的阻力。文中空气流量为 2 kg/s,而燃料最大流量为 0.05 kg/s,燃料流量相对于空气流量较小,因此忽略燃料流量对总流量的影响,加热器调试、阻力测量方法和阻力系数  $C_D$  定义同文献[6]。

试验控制时序见图 3,对试验不同阶段分别命名为 Stage 1~6,其中 Stage 3~6 燃烧室内已开始组织燃烧,各阶段燃料当量比如图中 ER 所示。其中 Stage 3 时燃料当量比与 Stage 6 时相等,便于对相同当量比下煤油和氢气燃烧状态进行比较。

在本文所有试验中,煤油、氢气 1 和氢气 2 的喷射位置(见图 2)以及喷射压力保持不变,即各次试验各阶段燃料当量比保持相等。

图 4 给出了某次试验过程中阻力测量结果。图中: $D_c$ 、 $F_c$  分别为冷流阻力和冷流推力; $D_1$ 、 $F_1$  分别为射流阻力和射流推力; $F_0$  为基准推力; $D_{w1}$ 、 $D_{w2}$ 、 $D_{w3}$ 、 $D_{w4}$  为热流阻力; $F_{w1}$ 、 $F_{w2}$ 、 $F_{w3}$ 、 $F_{w4}$  为热流推力。由于加热器内壁为热沉式结构,加热器点火后,内壁面从低温逐渐趋近于热平衡状态,来流总温略有升高,加热器基准推力也逐渐上升。在整个试验过程中,总推力变化小于 2%,符合参数控制的要求。取相应试验段内推力平均作为该时间段推力值,与相应时间段内的基准推力(等截面燃烧室)相减获得燃烧室阻力。

选取凹腔深度  $D$  分别为 10、15 和 20 mm,凹腔长深比  $L/D$  分别为 5 和 7 的凹腔。在形如“D15L5A45”标记中记凹腔深度为 15 mm,长深比为 5,后沿角为 45°,在未特别指出时凹腔后沿角均为 45°。通过变换安装不同凹腔数目和组合进行燃烧室阻力试验,由于部分凹腔组合中氢气垂直射流无法实现自燃,采用了在上游凹腔内安装火花塞点燃氢气,氢气引导火焰点燃煤油的点火方案。通过合理的设计时序,在同一次试验中可获得氢气射流、氢气燃烧、氢气和煤油共燃和煤油燃烧时发动机内推力。

图 5 为某次试验中各阶段中燃烧室内压力分布, $p_1$  为选定入口压力。燃烧室内冷流(Stage 1)壁面压力分布与喷氢未燃烧时(Stage 2)基本相等,氢气垂直射流对整个燃烧室内的压力分布的

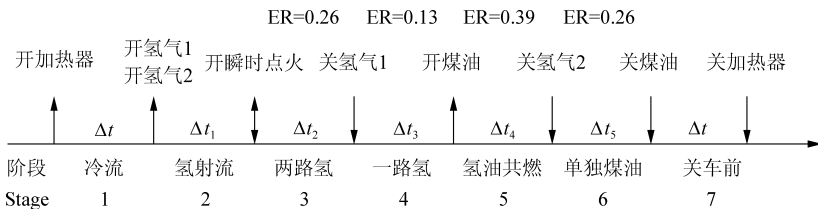


图 3 阻力试验控制时序

Fig. 3 Control scheme of drag test

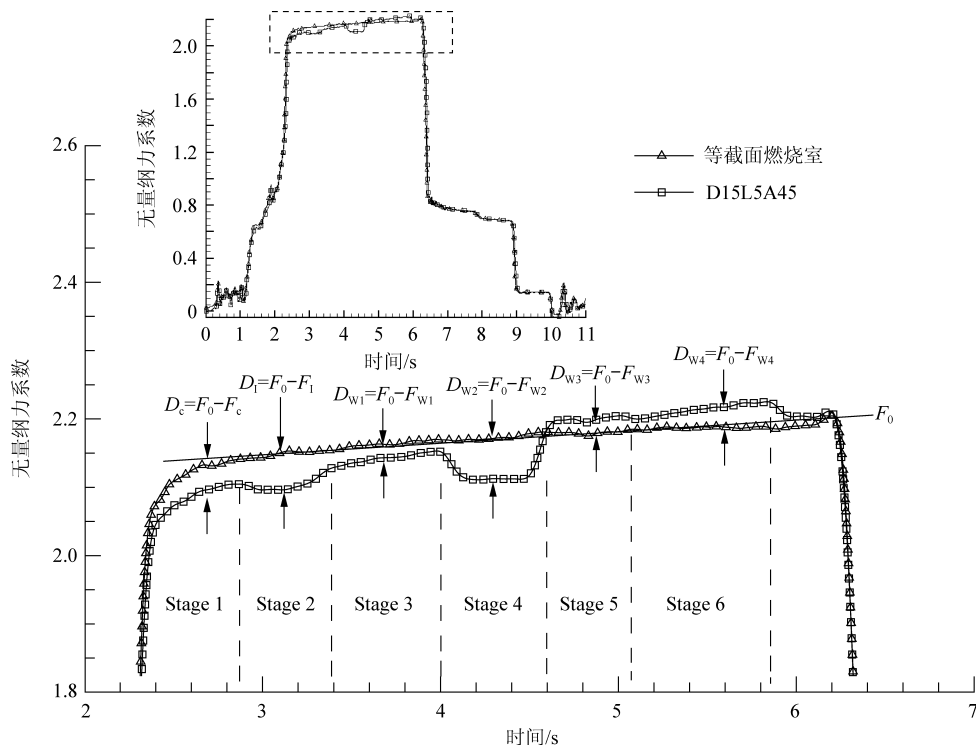


图 4 燃烧室阻力测量示意图

Fig. 4 Typical drag sequence in test

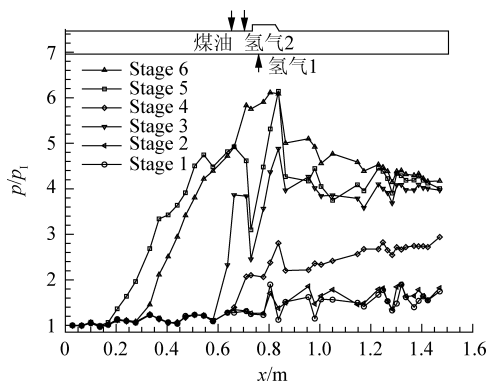


图 5 不同试验阶段燃烧室壁面压力分布

Fig. 5 Wall pressure distribution of each test stage

影响较小。燃烧室压力与当量比相关,一路氢燃烧(Stage 4)时燃料当量比最低,燃烧室压力最低;煤油和氢气共燃阶段(Stage 5)燃料当量比最高,燃烧室压力最高。整个过程中,燃料射流上游预燃激波较明显,经过预燃激波后燃烧室内压力逐渐升高。随着凹腔组合的改变,燃烧室内的燃烧情况和压力分布也会相应地发生变化。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 不同凹腔组合比较

图 6 显示了上游凹腔为 D20L5A45 时,更换不

同下游凹腔后,不同试验阶段燃烧室内的阻力变化,其中上/下游凹腔前壁流向距离为 205 mm。可以看出:

(1) 在冷流阶段(Stage 1),下游凹腔深度  $D$  和长深比  $L/D$  越大,组合凹腔阻力越大,组合凹腔阻力与单个下游凹腔阻力变化规律相同。

(2) 在氢射流阶段(Stage 2),氢气射流已经发生自燃,阻力系数明显减小。但是,受下游凹腔长度影响,当下游凹腔为 D10L7A45 时,下游凹腔内氢气燃烧放热强,自燃火焰能够逆传至上游凹腔,燃烧放热区域大,燃烧室阻力更小。

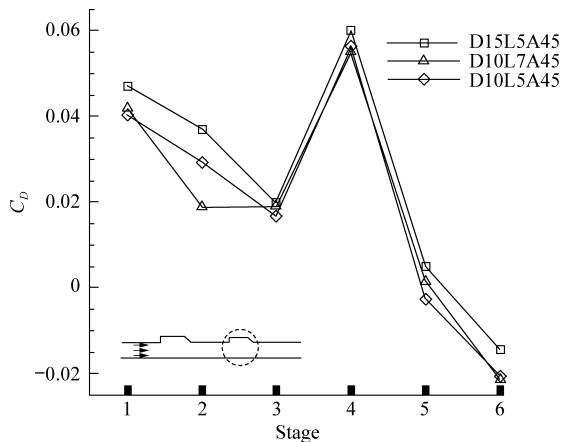


图 6 串联不同下游凹腔阻力比较

Fig. 6 Drag comparison with different downstream cavities

(3) 在火花塞点火后的两路氢阶段(Stage 3),上游凹腔内部燃料被火花塞点燃,实现稳定燃烧,阻力进一步下降。组合凹腔阻力变化规律与单个下游凹腔冷流阻力变化规律相同。

(4) 在下壁面氢气 1 射流关闭后的一路氢阶段(Stage 4),燃料当量比减小,燃烧放热小,下游压力低,对来流压缩减速作用弱,来流马赫数高,组合凹腔阻力接近于冷流阻力。同时,上壁面氢气射流在上游凹腔后壁区域和后壁下游处放热,此时上游凹腔阻力增大<sup>[8]</sup>。因此,可以综合看出,组合凹腔阻力增大。

(5) 在氢油共燃阶段(Stage 5)燃料当量比增大,氢气和油燃烧区域主要分布在主流中,上/下游凹腔近似为亚声速流中纯流动过程,凹腔阻力减小。

(6) 在单独煤油燃烧阶段(Stage 6),煤油主要放热区分布在下凹腔前壁附近和上/下游凹腔间主流内,下凹腔前壁压力高于后壁压力,产生正推力。

图 7 显示了下游凹腔为 D15L5A45 时,更换不同上游凹腔后,两凹腔串联的阻力系数。总体上看,阻力变化趋势与图 6 所示变化趋势相同:组合凹腔的阻力变化规律与单个凹腔的阻力变化规律基本一致,组合凹腔阻力受燃料喷射方式和主要燃烧放热区分布影响。其中,上游凹腔为 D20L7A45 时,氢气射流阶段发生自燃,火焰扩散面积大,阻力较小。在冷流阶段,上游凹腔 D20L5A45 和 D20L7A45 间阻力差较大,但在一路氢和单独煤油燃烧阶段总阻力差较小,而 D15L7A45 凹腔在燃烧阶段与上述两凹腔差别较大。这可能与不同凹腔组合后燃烧室下壁面的反射波系入射位置不同

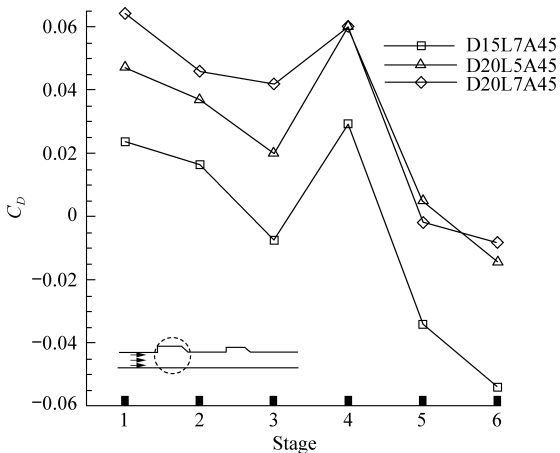


图 7 串联不同上游凹腔阻力比较

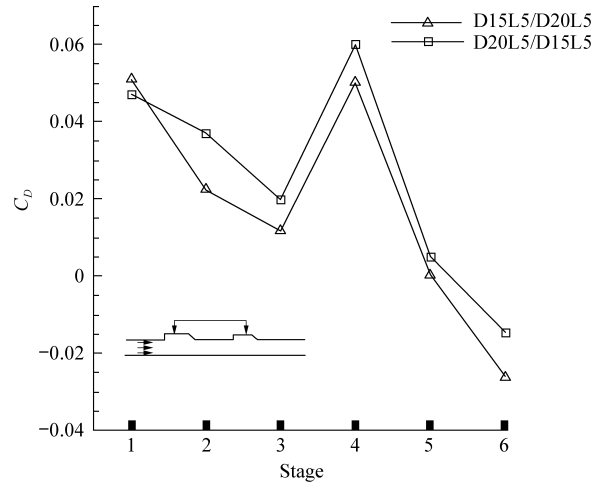
Fig. 7 Drag comparison with different upstream cavities

相关,D15L7A45 凹腔后缘激波经下壁面反射后入射在下游凹腔前壁面附近。

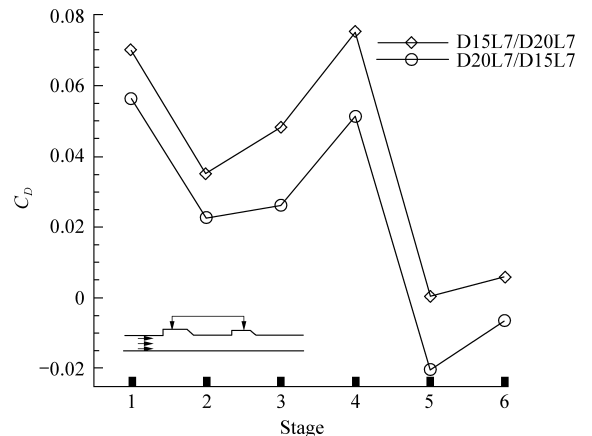
综合图 6 和图 7,可以得出组合凹腔的阻力变化规律与单个凹腔的阻力变化规律一致,即在冷流状态,阻力大的单个凹腔与其余凹腔串联组合后总阻力大;在燃烧状态,燃料喷射方式的不同,引起主要放热区的不同,导致总阻力不同。在相同燃料当量比时,煤油燃烧比氢气燃烧阻力小,甚至产生了正推力。小当量比时,氢气燃烧放热使凹腔内压差增大,凹腔阻力增大。当量比较大时,组合凹腔阻力较小,并可能产生正推力。

## 2.2 不同凹腔顺序比较

图 8 为两个不同凹腔串联布置时,上/下游凹腔前后交换的阻力,图 8(a)和 8(b)所选凹腔长深比  $L/D$  分别为 5 和 7,上/下游凹腔前壁流向距离为 205 mm。两凹腔前后交换后,阻力在试验各阶段变化规律基本一致。在冷流状态时,深凹



(a)  $L/D=5$ ,  $D=20$  mm和15 mm凹腔交换



(b)  $L/D=7$ ,  $D=20$  mm和15 mm凹腔交换

图 8 串联凹腔中上/下游凹腔交换顺序阻力比较

Fig. 8 Drag comparison with cavities exchanging order

腔布置在上游阻力较小;在燃烧状态时,不同凹腔尺寸对主要放热区的分布影响较大。由于图 8(a)和 8(b)中凹腔长深比不同,相应的火焰分布不同,导致两种情况下阻力变化规律完全相反。当  $L/D=5$  时,由于上/下游凹腔较短,火焰主要分布在下游,所以大凹腔安装在上游时,来流速度高,总阻力大;当  $L/D=7$  时,凹腔长,单个凹腔足以稳定火焰,大凹腔前置放热区主要集中在上凹腔附近,下游更接近于纯燃气流动过程,总阻力小。

### 2.3 不同凹腔距离比较

图 9 显示了上游凹腔为 D15L7A45,下游凹腔为 D10L7A45 时,两凹腔间距离  $D_s$  不同时阻力比较。通过比较可以看出凹腔距离对阻力变化影响较小,但是其中存在以下 3 个问题:

(1) 在冷流和煤油燃烧阶段,都表现为凹腔距离近的阻力系数略大。这主要是由于经过上游凹腔后来流总压损失加大,离上游凹腔越远,下游凹腔来流边界层越厚,近壁面低马赫数区域越大,阻力系数越小。

(2) 凹腔距离近有利于大范围内氢气自燃,下游火焰能够逆流至上游凹腔附近,引起凹腔阻力减小。距离近时氢气实现了大范围内着火,氢气射流阻力与火花塞点火后阻力相同。

(3) 两路氢燃烧阶段,凹腔距离大的阻力小。通过图像观测表明:距离近时部分放热集中在下游凹腔后壁区域,使得凹腔阻力增大;距离远时,放热主要分布在主流中,下游凹腔阻力相对较小。由此,在一路氢气阶段,氢气燃烧放热主要集中在

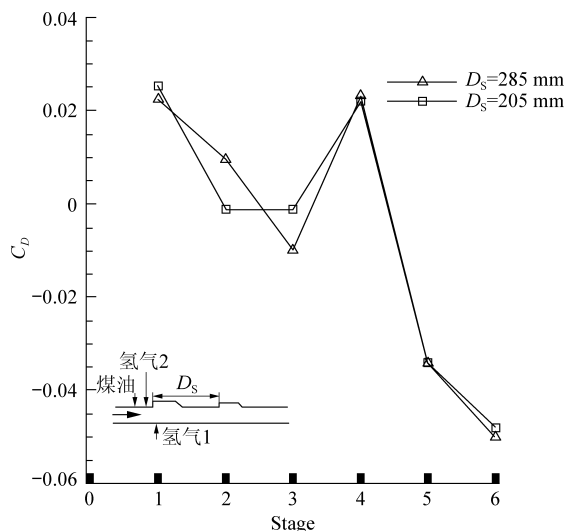


图9 串联时不同凹腔间距离阻力比较

Fig. 9 Drag comparison with different cavity distances

上游凹腔,下游凹腔内放热量较少,两种凹腔距离的总阻力相等;而煤油与氢气燃烧不同,煤油主要在上游凹腔间和下游凹腔前放热,因此两凹腔距离越近,进入下游凹腔内燃料越多,燃烧更多地集中在凹腔后壁附近,阻力更大。

### 2.4 不同凹腔数目比较

图 10 显示了不同数量凹腔串联时阻力比较,其中沿流向各凹腔分别为 D15L7A45, D10L3A90 和 D15L5A45,各凹腔前壁流向距离依次为 205 mm 和 60 mm。结果表明,凹腔数目越多,阻力越大。凹腔数目增多,阻力增量在冷流阶段比燃烧阶段大,即燃烧时,由于凹腔数量增大引起燃烧室阻力增加相对较小。可以推测,在燃料当量比更大的燃烧流场中,凹腔数量的增加引起燃烧室阻力增量更小,甚至会产生正推力。比较两路氢气和煤油阶段,氢气燃烧时阻力较煤油燃烧时大,煤油燃烧时已经产生正推力。

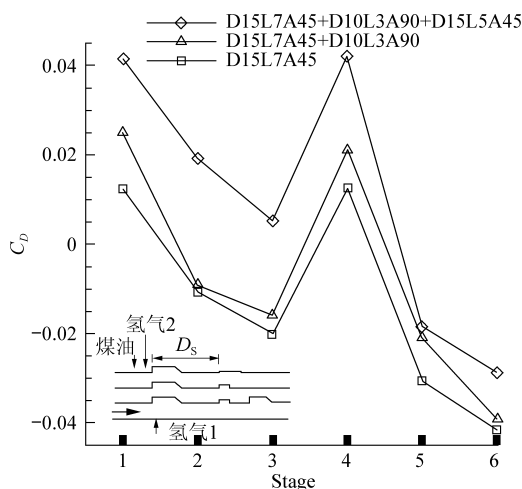


图10 串联不同数量凹腔阻力比较

Fig. 10 Drag comparison with different cavity combinations

综上所述,串联布置凹腔数目越多,阻力越大;多凹腔阻力受燃料喷射方式和当量比影响较大,小当量比下氢气燃烧放热将增大燃烧室内阻;相同当量比和燃料喷射方式下,氢气比煤油燃烧阻力大;在合适的当量比和燃料喷射方式下煤油燃烧就可能产生正推力。

## 3 结论

(1) 串联布置凹腔数目越多,阻力越大,阻力大的凹腔组合后总阻力大,反之,阻力小的凹腔组合后总阻力小。

(2) 多凹腔阻力受燃料喷射方式和当量比影响较大,在较小当量比下氢气燃烧放热将可能增大燃烧室内阻。

(3) 多凹腔串联时,相同当量比和燃料喷射方式下,氢气比煤油燃烧时阻力大;在合适的当量比和燃料喷射方式下煤油燃烧就可能产生正推力。

(4) 凹腔间距离不同,改变了凹腔间燃烧放热区域和流场内波系位置,引起阻力发生变化。

## 致 谢

感谢国防科学技术大学航天与材料工程学院的刘娟博士和刘世杰博士在试验过程中给予的帮助。

## 参 考 文 献

- [1] Roudakov A S, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight testing of an axisymmetric scramjet — Russian recent advances[R]. IAF 93-S4. 485, 1993.
- [2] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[R]. AIAA-1999-2248, 1999.
- [3] Baurle R A, Gruber M R. A study of recessed cavity flow-fields for supersonic combustion applications[R]. AIAA-1998-938, 1998.
- [4] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets; an overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [5] Zhang X, Rona A, Edwards J A. The effect of trailing edge geometry on cavity flow oscillation driven by a supersonic shear layer[J]. Aeronautical Journal, 1998, 102(1013): 129-136.
- [6] 丁猛, 王振国. 凹腔火焰稳定器的阻力特性实验研究[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 556-560.  
Ding Meng, Wang Zhenguo. Experimental investigation on drag of cavity flame holder[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 556-560. (in Chinese)
- [7] Vinogradov V A, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.
- [8] 潘余, 丁猛, 梁剑寒, 等. 超燃冲压发动机凹腔火焰稳定器阻力分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 518-522.  
Pan Yu, Ding Meng, Liang Jianhan, et al. Investigation on drag of cavity flame holder in scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 518-522. (in Chinese)

### 作者简介:

潘余(1980—) 男,博士,讲师。主要研究方向:高超声速推进技术。

Tel: 0731-84574761

E-mail: scramjetpan@hotmail.com

(编辑:赵利)