

气氢亚燃冲压发动机燃烧室氢和空气 增混技术及稳焰方案*

王卫东 张家骅 张振家 过增元

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 定性分析了设计气氢亚燃冲压发动机燃烧室所遇到的两个问题: 氢和空气扩散火焰的混合增强和稳焰技术, 综合了可用于氢和空气扩散火焰的几种混合增强方案和稳焰方案。

主题词: 冲压喷气发动机, 燃烧室, 氢燃料, 亚音速燃烧, 混合, 稳定燃烧

分类号: V235. 21, V231. 24

H₂/AIR MIXING ENHANCEMENT AND FLAME STABILIZING SCHEMES IN GASEOUS HYDROGEN SUBSONIC COMBUSTOR OF RAMJET

Wang Weidong Zhang Jiahua Zhang Zhenjia Guo Zengyuan

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: Two problems encountered in design of gaseous hydrogen subsonic combustion of ram-jet were analysed which were mixing enhancement and flame stabilizing of H₂/air. Several schemes to enhance mixing and stabilize flame was described in this paper.

Subject terms: Ramjet engine, Combustor, Hydrogen fuel, Subsonic combustion, Mixing, Stable combustion

1 引 言

在涡轮后串接的冲压发动机燃烧室内组织有效氢燃烧, 与传统的煤油-空气混合物燃烧不同, 冲压燃烧室内的氢和空气燃烧为扩散火焰燃烧。解决氢和空气扩散火焰的稳定、增强氢和空气混合并减小扩散火焰长度, 则是设计气氢亚燃冲压发动机燃烧室所必须解决的问题。

瑞典 Volve 公司为德国 Sanger 所进行的二元突扩燃烧室试验中, 将氢喷嘴和火焰稳定器合二为一, 并采用冲击射流来增强氢和空气掺混, 以缩短火焰长度。德国进行了直径为 330 mm 的缩尺冲压发动机燃烧室试验, 有 24 个喷油杆, 音速喷氢, 利用突扩回流区稳定火焰。NASA 气氢燃料 400 mm 冲压发动机的试验表明, 冲压燃烧的工作压力大于大气压时, 简单直流式喷射系统就可挂火, 并指出喷孔尺寸应粗大, 以防止熄火, 同时又要相当细小以保证与空气的充分混合。俄罗斯中央航空研究院在气氢亚燃冲压发动机燃烧室上进行了深入研究^[1], 他们采用如图 1 所示的氢喷嘴和火焰稳定器合二为一的方案, 大量的模型试验发现氢扩散火焰的稳定性比甲烷气好得多; 通过得到的经验关系式可以选择适当的喷嘴面积和边沿厚度, 可

* 本文 1995 年 5 月 29 日收到

得到氢和空气扩散火焰在特定工况下的稳定性;喷嘴的安排应保证火焰不相互干扰;CIAM 通过大量的试验减小了扩散火焰的长度,并减小燃烧室长度一倍以上,同时又保证在宽广的油/气比范围内稳定燃烧。

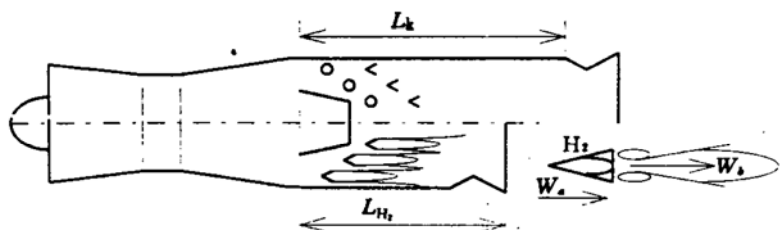


Fig. 1 Mexing enhancement and flame stabilizing in hydrogen subsonic combustion in Russia

本文在调研和数值计算的基础上,就氢-空气扩散火焰的燃烧机理、稳焰方式、增混技术和火焰长度等方面作了一些定性研究,为将来的模型试验打下基础。

2 气氢-空气扩散燃烧机理

气氢和空气分开并同时送入燃烧室内进行燃烧,燃烧所需的氧气是依靠扩散获得,因而扩散火焰产生于氢和空气的交接面上。氢和空气中的氧气从火焰锋面的两侧向火焰锋面扩散进来,在火焰锋面两者相遇燃烧,燃烧以后的产物 H_2O 又向两侧扩散而去。可以看到扩散火焰不存在火焰传播问题。在火焰面上温度很高,此处的氧气和氢气浓度非常小。扩散火焰长度的确定实际就是要决定火焰锋面的位置,即找到氢氧浓度符合化学恰当比的轨迹。

3 气氢和空气增强混合技术

扩散燃烧速度取决于气氢和空气的混合速度,要想强化燃烧,并缩短燃烧室长度,必须强化混合。气氢和空气扩散燃烧主要采用三种增混技术:多股交叉和多股平行射流混合技术,冲击射流混合技术。

3.1 多股射流混合技术

把氢射流分成多股细小射流,用减小喷孔直径的方法使扩散火焰长度减小,这包括多股交叉射流和多股平行射流混合技术。俄罗斯中央航空研究院在试验中曾采用多股平行射流混合方案,减小了扩散火焰的长度,并减小燃烧室长度一倍以上(图1)。我们对多股交叉射流突扩燃烧室进行了三维数值模拟研究^[2],所得结论为:

(1) 侧向多股氢喷射混合技术通过细化氢射流、增大氢与空气的接触面积并采用交叉喷射产生的三维流场来强化混合。

(2) 在多股侧喷射流系统中,喷嘴节距 S/D (S -喷嘴间距, D -喷嘴直径)对射流的穿透深度影响很大。图2是氢穿透深度 H 与喷嘴节距 S/D 的关系曲线。可见随着节距的减小,射流的穿透深度降低。这一点对工程实际特别重要,因为减小喷嘴直径用多股侧喷氢射流的目的,是为了增大氢与空气的接触面积,强化氢与空气混合,然而一排的喷嘴过多,反而降低穿透深度,造成不利影响。

(3) 不同空气进口温度影响氢气穿透深度。高温进气情况下,氢和空气较易混合,氢穿

透深度较大。

(4)数值模拟也发现,仅靠单排喷嘴无法形成良好的浓度场。在实际的氢冲压燃烧室中,只在中心体周围形成一个燃气环,周围空气不能很好地与之混合。正确的混合方案应是采用不同直径的氢喷嘴,分几排排列,在燃烧室横截面上形成离中心体距离不等的几个环状混合层。这种称为多级侧喷增混方案的设计准则为:

a. 应采用不同直径的喷嘴将氢气喷入气流中,否则无法形成均匀的可燃混合物。

b. 孔与孔之间的距离应保证各股氢气射流互不重叠,并在此前提下确定喷孔直径。

c. 射流喷出速度应保证射流在空气流中的穿透深度达到预定数值,以便在燃烧室横截面形成几个环形氢-空气混合层。

(5)喷嘴数目是决定氢浓度场均匀性的重要参数,喷嘴数目太少,布置过于稀疏,则各喷嘴形成的浓度场相对独立,呈现很大的浓度分布不均匀性,同样,喷嘴数目过多,各股氢射流挤在一起,减小了氢气和空气的接触面积,不利于氢与空气的强化混合。

3.2 冲击射流增强混合技术

由图3可见两股射流撞击后,形成一股合成的会合流。最初其垂直截面上射流尺寸有压扁现象,待互撞射流混合后,总射流又以一定的扩张角度继续流动,在水平截面上则可发现射流变得很宽。数值模拟中发现射流夹角越大,水平方向上射流变得越宽,变形越大,混合也越剧烈,撞击损失也越大。相交射流变形后,其边界要比单股射流的边界宽,这有益于氢-空气的混合。

4 气氢-空气射流扩散火焰的稳焰方案

由于氢喷射速度很大,即使氢湍流燃烧速度很高,也很难保证燃烧速度与气流速度相平衡而使火焰稳定。即使火焰能稳住,流速的突变或周期的脉动都会引起火焰的熄灭。实际应用中,一般采用回流区来稳定氢-空气扩散火焰。

4.1 利用喷氢嘴的喷口边沿后面所形成的气流环流区或回流区来稳定火焰

如图4所示当喷口边沿有一定厚度时,气流流出喷口,在喷口边沿后面会形成环流区。利用气流的环流作用,可使火焰在相当宽广的流速范围内被稳住。俄罗斯中央航空研究院的试验研究,表明喷嘴必须有足够的边沿厚度来实现稳定燃烧。

环流区的混合受氢射流和周围空气动量比的控制。当动量比一定时,环流区内外的湍流强度及稳焰熄火作用都是用空气速度 W_0 来定性分析。图5是用动量比和 W_0 表示的稳定特性曲线示意图。在吹熄上限附近的火焰着火点偏于氢射流一侧,在吹熄下限附近,则偏于周围空气一侧,这表明在前者情况下,环流区内部的混合比过浓,而在后者情况下,环流区内部的混合比过低。在超过吹熄上限时,环流内部尚存有残留火焰,在火焰上部不是激烈颤动就是熄灭;在吹熄下限附近火焰部分悬浮起,随后被吹脱。火焰的稳定范围随着 W_0 的增大而变窄。如果喷口边沿变薄,环流区将减小。如果环流区过小,火焰的稳定就靠燃烧速度与气流

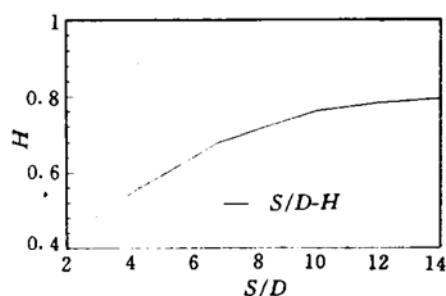


Fig. 2 The relationship of normalized penetration depth and orifices spacing

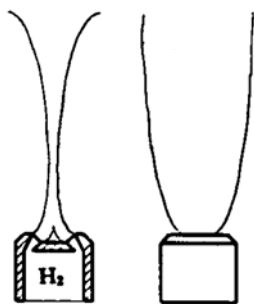


Fig. 3 Mixing enhancement using impingement of jets

速度相平衡的机理来实现, 如图 5 所示, 在动量比较低处, 由于燃烧传播速度与气流速度相平衡, 火焰就获得了稳定, 从图中还可看出, 在 W_b 较小时, 火焰的吹熄上限和吹熄下限都分别与吹脱极限相接近, 这说明了即使在喷口边沿较厚的情况下, 在 W_b 小的时候, 火焰稳定亦仍是籍火焰的传播来实现。

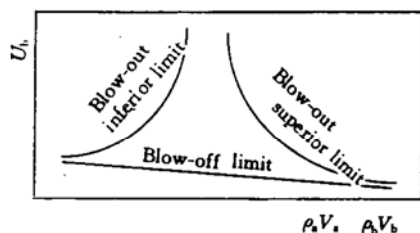


Fig. 5 Flame stabilizing curve

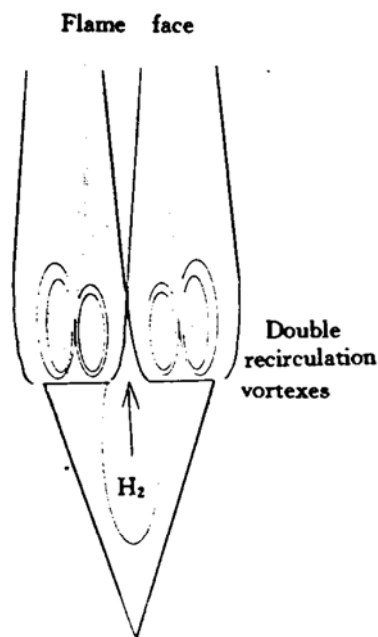


Fig. 4 Flame stabilizing using the edge of orifice

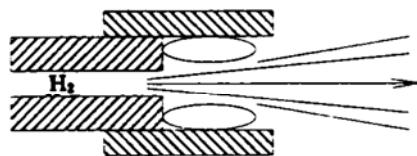


Fig. 6 Flame stabilizing using short duct

4.2 依靠射流出口处的短圆管与射流之间的环流来稳定火焰

如图 6 所示, 在射流出口处设置一短圆管, 当射流喷出后在圆管和射流之间的孔隙由于卷吸形成环流, 因而使火焰得到稳定。这种稳焰方案与前一种不同, 氢喷嘴出口端面只有一环流区, 而上一种却有两个, 前一种的稳焰机理可能要复杂得多。

4.3 利用涡轮发动机后锥体的突扩台阶稳定火焰

对这种方案进行的数值模拟^[2]认为, 突扩台阶回流区应有一定的氢浓度, 以利于点火和稳焰, 台阶上的喷嘴的氢喷射速度对回流区的氢浓度有很大影响。在一定工况下, 氢音速喷射 (1300 m/s) 时回流区内的氢质量分数几乎为零。实际上, 当喷射速度继续增加时, 氢射流柱穿透空气主流, 喷射到固壁面, 根本不会进入回流区。喷射速度太大时, 回流区可能已起不到稳定火焰和燃烧的作用。为解决这一矛盾, 可采用台阶内补氢方案或带角度喷氢。

喷嘴离台阶近时, 回流区可把更多的燃油带入台阶内, 这有利于点火燃烧。

4.4 逆向喷射氢气稳定火焰

通常认为, 不宜采用逆向喷射氢气稳定火焰。然而, 只要使富氢燃气流避开喷氢支杆等

(下转第 31 页)

(4) 旋转对发动机结构的热影响应予以充分重视。

参 考 文 献

- 1 Fuchs M D. A parametric study of the effect of acceleration on the burning rate of metalized solid propellants. AIAA 81-1584
- 2 Langhenry M T. Acceleration effects in SPRM. AIAA 86-1577
- 3 Ishii S. An analytical and experimental study for solid propellant combustion in an acceleration field. Combustion Science and Technology, 1973 (4)
- 4 张伟青. 旋转对固体火箭发动机性能的影响. 上海航天, 1990 (3)
- 5 张如洲. 加速度对丁羟推进剂燃速的影响. 兵工学报, 1988 (2)
- 6 张如洲. 加速度对含铝复合推进剂瞬态燃速的影响. 推进技术, 1991 (1)
- 7 曹泰岳. 含金属固体推进剂在加速度场中燃烧时燃速敏感性预示. 宇航学报, 1988 (1)
- 8 曹泰岳. 含金属固体推进剂在加速度场中燃烧时瞬态燃烧特性预示. 推进技术, 1987 (5)
- 9 曹泰岳. 固体火箭发动机燃烧过程理论基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 1992
- 10 吴玉斌. 回旋流对固体火箭发动机喷管质量流率的影响. 辽宁省兵工学会第五届学术年会论文集, 1994
- 11 Bastress E K. Interior ballistics of spinning solid propellant rockets. J Spacecraft Rockets, 1965 (3)
- 12 Manda L J. Spin effects on rocket nozzle performance. J Spacecraft Rockets, 1965 (3)
- 13 Norton D J. An analytical and experimental investigation of swirling flow in nozzle. AIAA J, 1968 (10)
- 14 Mager A. Approximate solution of isentropic swirling flow through a nozzle. ARS J, 1961 (8)
- 15 张为华. 旋转固体火箭发动机一维内弹道计算. 推进技术, 1994 (6)
- 16 吴玉斌. 旋转固体火箭二次压力峰研究. 辽宁省兵工学会第五届学术年会论文集, 1994

(上接第9页)

易挂火的部件, 逆向喷射氢气不失为一种较好的稳焰方案。图7示出了喷射器出口处形成相当大的环流区, 该区域内高温燃烧产物在进行环流流动, 而在射流滞止点附近射流与空气进行混合。因为此处流速低, 火焰能稳定。与钝体后的回流区所不同的是回流区内不单纯有高温混气, 而且还有逆向喷氢不断向回流区供应大量氢气, 因此它的稳定性能显然比一般稳定器好。试验也表明, 若在钝体稳定器后的回流区中喷入少量燃料, 可使火焰稳定性能得到改善。

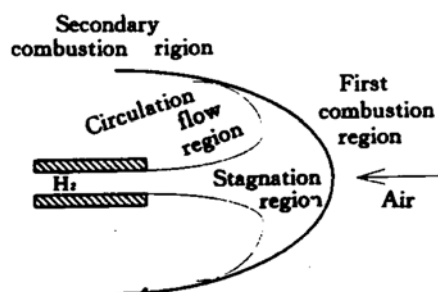


Fig. 7 Flame stabilizing using reverse hydrogen jet

参 考 文 献

- 1 Sosounov V A. The study of gaseous hydrogen ram combustors. CIAM Russia
- 2 王卫东. 气氢亚燃冲压发动机突扩燃烧室数值模拟. 推进技术, 1996, 17(2)