

文章编号:1000-8055(2012)03-0572-06

航空燃气涡轮发动机氢燃料研究历史 和低污染燃烧技术发展

李迎春¹, 郑光华²

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所 第三研究部, 湖南 株洲 412002;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 氢燃料的应用对航空燃气涡轮发动机技术的发展具有重要的意义. 根据国外对氢燃料在航空燃气涡轮发动机领域的应用研究, 对相关研究历程进行了回顾, 并对氢燃料低污染燃烧技术进行了分析. 结果表明氢燃料在航空燃气涡轮发动机领域研究的重点已从早期的以军用为主转为以民用为主; 氢燃料低污染燃烧技术的关键在于控制主燃区的贫油燃烧; 而微混非预混扩散燃烧技术具有很大的应用潜力.

关 键 词: 航空燃气涡轮发动机; 氢燃料; 低污染; 贫油燃烧; 微混非预混扩散燃烧

中图分类号: V231.26

文献标志码: A

Review of study history and low emission combustion technology development on aero gas turbines fuelling hydrogen

LI Ying-chun¹, ZHENG Guang-hua²

(1. The Third Department, China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The application of hydrogen is substantial to the development of aero gas turbine technology. According to the hydrogen application studies in aero gas turbine field, the history of the studies was reviewed and low emission combustion technologies were analyzed. The result indicates that the focus of hydrogen application study in aero gas turbine field has been shifted from early military purpose oriented to civil purpose oriented; the lean burning of primary zone is the key of hydrogen low emission combustion technology; the micro-mix non-premixed diffusive combustion has a great potential to be applied in hydrogen low emission combustion.

Key words: aero gas turbines; hydrogen; low emission; lean burning;
micro-mix non-premixed diffusive combustion

随着航空动力技术的不断进步, 航空发动机的各项性能指标不断得到提高. 其中, 航空燃气涡轮发动机技术的进步大大地提高了航空发动机推质比、降低了耗油率, 从而降低了航空飞行的成

本, 为民用航空的兴盛创造了不可磨灭的贡献. 目前, 燃气涡轮发动机已成民用航空的主要动力.

但是, 由于传统航空燃气涡轮发动机使用石化燃料作为燃料, 其技术的进一步发展面临着两

收稿日期: 2011-04-21; 修订日期: 2011-08-29

作者简介: 李迎春(1981—), 男, 湖南永州人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室设计.

大难题:一是民用航空业的繁荣使得航空发动机的污染排放对环境造成的影响日益明显,污染物排放控制技术成为航空燃气涡轮发动机技术发展的一项难题;二是石化燃料作为一种不可再生资源,面临着日益短缺的威胁,制约了航空燃气涡轮发动机技术的持续发展。

氢气作为替代燃料的一种,具有清洁、可再生的特点,可有效的解决以上两大难题。理论上,氢燃烧产物只有 H_2O 和 NO_x ,不会产生 CO_2 和其他污染物,如能解决好低 NO_x 排放技术,氢燃烧对环境和人体健康的影响将微乎其微。此外,氢燃料可直接来自于电解水,理论上任何其他能源均可用于转化为电能而进行氢燃料的生产,其中具有吸引力的方法是利用各种可再生能源如风能、太阳能、潮汐能等来制造氢燃料,而氢气燃烧后将又生成水。可以说,生产氢气的原料是取之不尽用之不竭的。

因此,氢气作为替代燃料的重要性已经得到了很多研究机构的重视,其中氢燃料低污染燃烧技术已成为了氢燃料应用研究的一个重点。国外在此领域已开展了大量的试验研究工作,已积累了一定的经验。国内关于氢燃烧技术在航空方面的研究主要与超燃冲压发动机燃烧技术和超声速燃烧技术相关^[1-5],基本未涉足航空燃气涡轮发动机领域。

1 氢燃料在航空燃气涡轮发动机中的早期应用

在航空飞行器上首次使用氢燃料的研究可追溯到1937年。当时还处于涡喷发动机发展的初期,为了验证涡喷发动机的技术可行性,使用气态氢燃料比使用汽油更容易实现。因此,研究人员决定在 Heinkel HeS-2 涡喷发动机的地面试验研究中使用氢气^[6]。

1956年,美国空军对在航空发动机使用液氢的开展了研究工作。Pratt & Whitney 生产的 J57 航空发动机被用于改造来进行氢燃烧技术测试研究,其目的主要用于研究超声速巡航发动机^[6]。

在20世纪50年代中期,为使飞机能够飞的更远更高,美国国家航空航天局(NASA) Lewis 研究中心开展了使用氢燃料的军用飞机研究工作^[7]。所有的试验和研究工作在 J65 发动机进行,最终该发动机和与氢燃料相关的其他系统被应用于 B57 轰炸机上。1957年2月,使用液氢燃料的 B57 轰炸机成功地完成了首飞。这种液氢燃料

B57 轰炸机的示意图如图1所示。该轰炸机左右各拥有一台发动机,为其中左翼的发动机被改造成使用液氢燃料的发动机,左右两翼翼尖的储油罐中分别装有液氢和氦气。在起飞和巡航的初步阶段,左翼的发动机仍使用 JP-4 航空煤油,在测试时才使用液氢燃料。当左翼的发动机切换成液氢燃料时,氦气也同时被灌注于左翼尖的液氢储存罐的上方,用来当作压力推进剂,以使液氢通过热交换器。

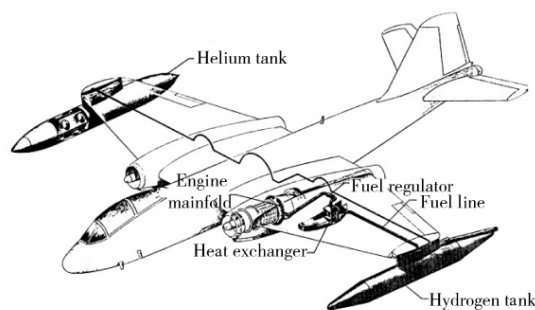


图1 使用液氢燃料的 B57 飞机^[7]

Fig. 1 B-57 aeroplane equipped with liquid hydrogen system

该研究表明,虽然该项技术在军用航空发动机领域可以实现,但在民用航空发动机应用时还存在很多技术问题。其中一个问题是操作状态切换所造成的波动问题。当发动机从 JP-4 燃油切换为液氢燃料时,由于液氢在换热器中蒸发的速度不稳定,会使得氢气的流量存在很大的变化,从而导致发动机速度的明显波动。该项研究终止于1958年,因为最终发现在任何战略轰炸机上使用液氢的成本过高,基本不现实^[7]。

20世纪80年代,苏联对在航空发动机上使用氢燃料开展了部分试验研究工作。图155飞机被用于当作试验平台,对双燃油发动机 NK88 进行研究。该双燃油发动机可同时使用航空煤油和液氢,也可同时使用航空煤油和液体天然气。液氢也被用于当作压力推进剂来对燃油加压,同时也被用于控制燃油系统的阀门。研究结果表明,所有系统均工作正常,并且在飞机的飞行测试中没有出现任何空中停车的故障^[8]。

因此,早期氢燃料在航空燃气涡轮发动机中的应用以实现超声速巡航和高空飞行的军用研究为主,主要研究了氢燃料在航空领域应用的可行性。

2 氢燃料在航空燃气涡轮发动机中的后期应用

20 世纪 70 年代,由于对石油短缺因素的担心,促使许多研究机构包括美国通用(GE)公司重新开展了使用氢燃料的航空飞行器研究工作.当时认为,石油输出国组织(OPEC)很有可能会通过限制石油的产量而抬高石油的价格. NASA Langley 研究中心对于在亚声速和超声速飞机上使用液氢、合成燃料(synjet)和液态甲烷为燃料的课题开展了部分研究工作^[9].

到 20 世纪 90 年代,随着苏联的解体,德国和俄罗斯开始联合开展研究工作,对民用航空领域使用氢燃料的可行性及飞机布局进行了研究.随着航空煤油价格的提升以及氢燃料制造成本的降低,与使用航空煤油的成本相比,使用氢燃料的成本将会越发具有竞争力.

1992 年 1 月,一项为期 58 个月的研究项目 Euro-Québec Hydro-Hydrogen Pilot Project (EQHHPP)正式开展.该项目旨在研究如何降低航空发动机使用氢燃料时的氮氧化物 NO_x 排放,并对使用氢燃料航空发动机的燃烧室设计提供参考^[10].在该项目中,使用试验手段和计算流体力学(CFD)技术对不同氢燃料喷射概念进行研究,其中既包括氢燃料与空气预混燃烧,也包括氢燃料与空气的非预混燃烧,对氢燃烧的低污染技术的发展起到很好的推动作用.

2000 年,欧盟委员会资助了一项为期两年的低温民用飞机项目(CRYOPLANE),汇集了来自工业界、研究机构和各个大学的 36 个参与单位,系统地分析了在民用航空亚声速飞行领域使用液氢的可行性.该项目涵盖了多个领域,评估了使用氢燃料后民用航空对环境的冲击^[11-12],研究了液氢的制造技术^[13],分析了使用液氢后的主要优缺点^[14-16],甚至对液氢飞行器采用非常规循环参数工作也进行了研究^[17].结果表明,氢燃烧技术从在民用航空的使用上已具备经济可实现价值,为氢燃料在民用航空应用的进一步研究打下了很好的基础.

随着在该领域研究的进一步深入,Corchero G, Haglind F 等人^[18-21]对氢燃料发动机的应用潜力和氢燃料发动机设计技术进行了分析和总结.其中低污染燃烧技术是制约氢燃料应用的关键技术之一,得到了较高的重视.

3 航空燃气涡轮发动机氢燃料低污染燃烧技术基本途径

理论上来说,氢燃料燃烧产物只有水,是一种清洁的燃料.但是,由于氢燃料燃烧过程会产生高温,导致空气中的 N_2 和 O_2 发生高温氧化反应,从而产生污染物氮氧化物(NO_x).因此,减少氢燃烧污染物的排放就是减少 NO_x 的排放.

在传统航空燃气涡轮发动机燃烧低污染技术中,如何控制主燃区的燃烧温度对降低污染物排放具有重要意义.从图 2 可知,当主燃区燃烧温度超过 1800 K 时, NO_x 的排放量急剧上升,而燃烧温度低于 1700 K 时,CO 的排放量急剧下降.因此,传统燃烧室主燃区的温度需控制在一个狭窄的范围内,以保证同时满足 CO 和 NO_x 的排放要求.

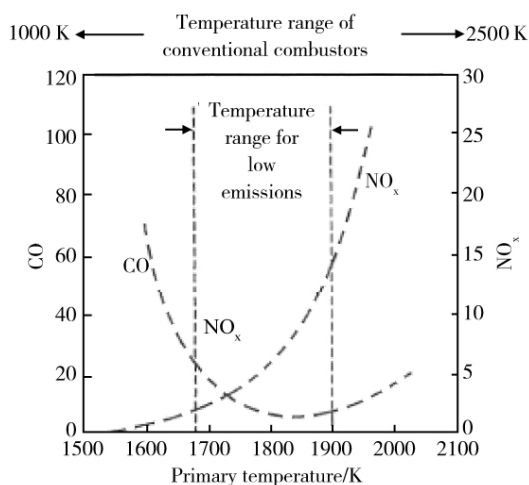


图 2 主燃区温度对 CO 和 NO_x 排放的影响^[22]

Fig. 2 Influence of primary zone temperature on CO and NO_x emissions

对航空燃气涡轮发动机氢燃烧室而言,对主燃区燃烧温度的控制也是氢燃料低污染燃烧技术的关键,但由于没有 CO 的限制,对主燃区燃烧温度的要求则是越低越好.

图 3 表示了航空燃气涡轮发动机主燃区的温度特性,也揭示了氢燃料低污染燃烧技术实现的基本技术途径,即氢燃料与常规航空煤油相比,主燃区具备在更为贫油的状态稳定工作的潜力.

主燃区的燃烧温度在主燃区油气比达到化学恰当比时最高,当主燃区油气比向贫油或富油状态移动时,燃烧温度越来越低.并且,在相同的油气比状态下,对使用氢燃料燃烧室主燃区的燃烧

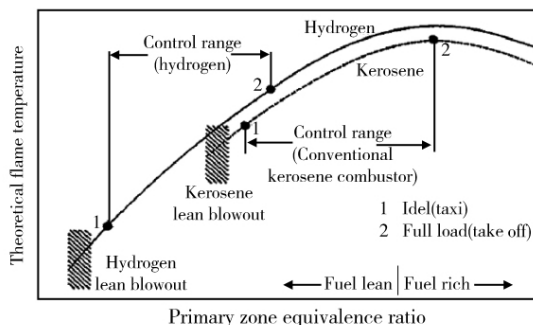
图3 航空燃气涡轮发动机燃烧室主燃区温度特性^[21]

Fig. 3 Temperature characteristics of the aero gas turbine combustion chamber primary zone

温度比使用航空煤油燃烧室更高。所以,如保持氢燃烧室主燃区油气比与常规燃烧室一致,将无法实现降低主燃区燃烧温度的目的。

然而,由于氢气的燃烧速率很高,可以在很短的范围内实现较高的燃烧效率,从而大大缩短火焰筒长度,并减少冷却气的用量,使主燃区在燃烧室总油气比不变的状态下获得更多的空气,即使主燃区工作在更贫油的范围内。同时,氢燃料极宽的燃烧范围也扩大了氢燃烧室的贫油熄火极限,也保证了燃烧室在贫油状态工作的稳定性。因此,贫油燃烧技术的运用是氢燃料低污染燃烧技术的基本途径。

4 航空燃气涡轮发动机氢燃料低污染燃烧技术发展

基于贫油燃烧概念,氢燃料低污染燃烧技术研究主要包括如下三项技术:预混氢燃烧技术、大尺度非预混扩散燃烧技术和微混非预混扩散燃烧技术。

早在1992年的EQHHP项目中,利用单管燃烧室结构试验了多种低污染燃烧结构形式,对上述三项技术的特点进行了研究^[23],主要研究成果如下:

1) 预混氢燃烧技术在三项技术中具有最低的 NO_x 排放潜力,但存在火焰稳定性差、回火和自燃的问题。这是因为,预混燃烧充分实现了氢燃料与空气的混合,在主燃区内各个区域均能实现贫油状态燃烧,能达到最低的燃烧温度,因此 NO_x 排放量最少。但是,氢气燃烧速率高的特点导致使预混气体的流动速度与火焰传播速度的平衡难以实现,其火焰稳定性差,也容易回火。而氢气易燃的特点使得预混气体内部各处均有自燃的

危险,对发动机结构强度和可靠性造成了很大的影响;

2) 大尺度非预混扩散燃烧技术的火焰稳定性最好,但降低 NO_x 排放的潜力低。大尺度非预混扩散燃烧技术与常规燃烧室采用的燃油喷嘴技术相似,即利用数个燃料喷射装置实现氢燃料与空气的混合。在该项技术中,氢燃料喷射装置的设计与常规燃油喷嘴相比具有很大的继承性,燃烧主要发生在氢燃料与空气混合的截面,其火焰稳定性很高。但是,由于氢燃料与空气混合在一个较大的范围内,氢燃料宽广的燃烧范围和较高的燃烧速率使得燃烧主要发生在燃料喷射入口处,会发生局部富油或化学当量比燃烧现象,因此对 NO_x 的控制能力较弱。

3) 微混非预混扩散燃烧技术的低 NO_x 排放能力介于上述两项技术之间,也同时具有较高的火焰稳定性。微混非预混扩散燃烧技术是通过使用大量的(数百个或数千个)微型燃料喷射装置进行贫油燃烧来实现燃烧的低 NO_x 排放。由于每个喷射孔的直径很小,氢燃料射流周围存在大量的空气,主燃区绝大多数区域可处于贫油状态燃烧,从而保证了对 NO_x 的控制。同时,扩散燃烧的特性也保证了火焰的稳定性。该项技术在常规燃烧室中则难以实现,其主要问题是航空煤油容易发生积碳、结焦而堵塞小孔。

因此,上述成果表明,微混非预混扩散燃烧技术在氢燃烧技术中具有很高的应用潜力。

在另一项利用空客A320客机的辅助动力装置(APU)GTCP36-300为试验平台的氢燃烧技术研究中,设计了采用微混非预混扩散燃烧技术的一种火焰筒结构,为该技术的发展做出了重要贡献。在这项研究中,以原型机燃烧室为基础(原型机燃烧室结构如图4上半部分所示),保持燃烧室

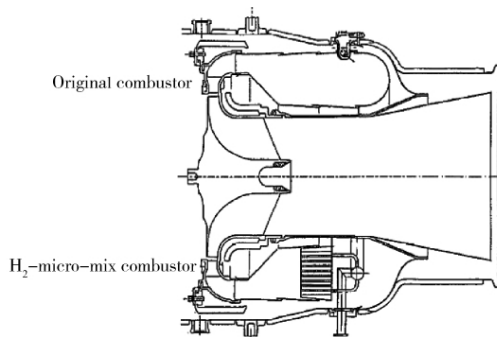
图4 GTCP36-300 燃烧室试验件结构示意图^[24]

Fig. 4 GTCP36-300 combustor test unit

进出口状态条件不变,设计和对比试验了多种火焰筒结构,并测量了不同结构形式的 NO_x 排放量.研究表明:在原燃烧室基础上仅将燃油喷嘴更换为氢燃料喷嘴时(大尺度非预混扩散燃烧技术), NO_x 的排放量不仅没有降低,反而还略有升高;而采用微混非预混扩散燃烧概念火焰筒结构的 NO_x 排放量是燃烧航空煤油的原火焰筒结构的约 1/10,具有极大的低污染燃烧潜力.

该火焰筒头部结构如图 5 所示.图 5(a)是火焰筒头部沿轴向视图,图 5(b)为火焰筒局部剖面放大图.空气主流沿轴向穿过火焰筒头部,氢燃料从围绕火焰筒头部的许多微型小孔径向射入空气主流以形成微混非预混扩散燃烧结构.

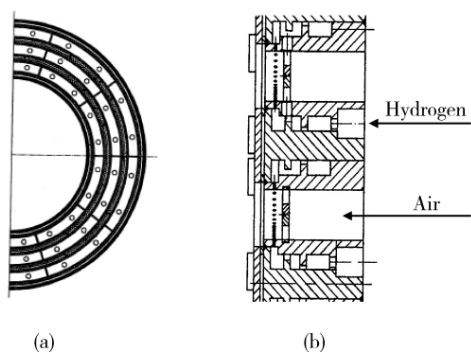


图 5 火焰筒头部微混非预混扩散燃烧结构示意图^[21]

Fig. 5 Air and hydrogen admission for the hydrogen micro-mix non-premixed diffusive combustion

该研究的完成为微混非预混扩散燃烧技术的应用打下了良好的基础,展示了氢燃料低污染燃烧技术美好的发展前景.不过,该研究中的试验压力和温度较低,与常规航空燃气涡轮发动机设计点主燃区条件有一定的差距,在高温高压下的低污染特性还有待进一步的验证.

之后,NASA 资助的一个研究项目在高温高压下研究了氢燃烧的低污染技术,进一步验证了微混非预混扩散燃烧技术的低污染能力.在该项研究运用了 LDI(lean direct injection)概念研究了多种结构形式,试验的最高进口压力和温度分别达到了 1.379 MPa 和 811 K^[25].在各种结构中,具有低污染潜力的火焰筒结构形式如图 6 所示.氢气从多个小孔沿径向射入轴向流动的主流空气中,每个空气射流孔对应两个氢燃料喷射孔,其结构形式与在 GTCP36-300 燃烧室上开展的研究具有相同的概念,可以被看作是微混非预混扩散燃烧技术的另一种结构.

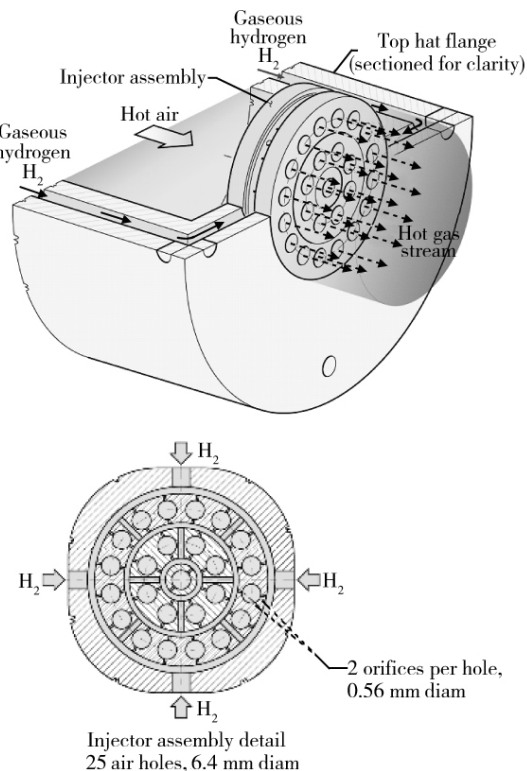


图 6 LDI 氢燃烧室试验件结构示意图^[25]

Fig. 6 LDI hydrogen combustor test unit

5 结 论

经过对氢燃料低污染技术发展的研究,可以得出以下几个结论:

1) 氢燃料在航空燃气涡轮发动机领域应用的研究从早期以超声速飞巡航和高空飞行为主的军用领域,发展到以经济性和低污染为主的民用领域,已为氢燃料低污染燃烧技术的进一步发展打下了良好的基础.

2) 氢燃料低污染燃烧技术就是低 NO_x 排放技术,其主要技术途径是通过主燃区的贫油燃烧来降低 NO_x 的排放.

3) 在氢燃烧三项低污染技术预混非扩散燃烧技术、大尺度非预混扩散燃烧技术和微混非预混扩散燃烧技术中,微混非预混扩散燃烧技术具有良好的火焰稳定性和低污染潜力,将可能成为未来氢燃料低污染燃烧技术的发展方向.

参考文献:

- [1] 刘敬华,刘兴洲,胡欲立.超音速气流中氧燃料强化混合的燃烧实验研究[J].推进技术,1996,17(1):1-7.
LIU Jinghua, LIU Xingzhou, HU Yuli. An experimental study on combustion in supersonic flow with enhanced mixing of hydrogen fuel[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(1): 1-7. (in Chinese)

- [2] 徐旭,蔡国飙. 氢/碳氢燃料超声速燃烧的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 398-401.
XU Xu, CAI Guobiao. Numerical simulation on combustion of hydrogen/hydrocarbon in supersonic airstream[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 25(5): 398-401. (in Chinese)
- [3] 崔玉峰,徐纲,黄伟光. 后台阶喷氢加喷空气超音速燃烧数值模拟[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 113-116.
CUI Yufeng, XU Gang, HUANG Weiguang. Numerical simulation on combustion over a reward facing step with transverse hydrogen and air injection[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 113-116. (in Chinese)
- [4] 周建兴,朴英,岂兴明. 两种超声速燃烧室内氢气燃烧的三维数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 470-475.
ZHOU Jianxing, PIAO Ying, QI Xingming. 3-D numerical investigation on supersonic combustion of hydrogen in two different type of scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 470-475. (in Chinese)
- [5] 刘娟,潘余,刘卫东,等. 超燃冲压发动机燃烧室中双凹腔对引导氢分布的影响[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(2): 5-9.
LIU Juan, PAN Yu, LIU Weidong, et al. The influence of dual-cavity on pilot hydrogen distribution in scramjet combustor[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(2): 5-9. (in Chinese)
- [6] Cyrus B M, Erik P. Pioneering turbojet developments of Dr. Hans Von Ohain—from the HeS 1 to the HeS 011[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 122(2): 191-201.
- [7] Conrad E W. Turbine engine altitude chamber and flight testing with liquid hydrogen[R]. NASA-TM-79196, 1979.
- [8] Sosounov V, Orlov V. Experimental turbofan using liquid hydrogen and liquid natural gas as fuel[R]. AIAA 90-2421, 1990.
- [9] Brewer G D. The prospects for liquid hydrogen fuelled aircraft[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1981, 7(1): 21-41.
- [10] Drolet B, Gretz J, Kluyskens D, et al. The euro-québec hydro-hydrogen pilot project (EQHHPP): demonstration phase[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1996, 21(4): 305-316.
- [11] Susanne M, Robert S, Michael P, et al. Estimate of the climate impact of cryoplanes[J]. Aerospace Science Technology, 2001, 5(1): 73-84.
- [12] Ponater M, Marquart S, Ström L. On the potential of the cryoplane technology to reduce aircraft climate impact[C] // Proceedings of the AAC-Conference. Friedrichshafen, Germany; Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2003: 316-321.
- [13] Charles W F. Future hydrogen markets for large-scale hydrogen production systems[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007, 32(4): 431-439.
- [14] Michael, Susanne P, Robert S, et al. Potential of the cryoplane technology to reduce aircraft climate impact; a state-of-the-art assessment [J]. Atmospheric Environment, 2006, 40(36): 6928-6944.
- [15] Andreas W. Hydrogen fuelled aircraft [R]. AIAA-2003-2880, 2003.
- [16] Klug H G, Faass R. Cryoplane: hydrogen fuelled aircraft—status and challenges[J]. Air & space Europe, 2001, 3(3-4): 252-254.
- [17] Boggia S, Jackson A. Some unconventional aero gas turbines using hydrogen fuel[R]. GT-2002-30412, 2002.
- [18] Corchero G, Montanes J L. An approach to the use of hydrogen in actual commercial aircraft engines[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(1): 35-44.
- [19] Haglind F, Singh R. Design of aero gas turbines using hydrogen[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 128(4): 754-764.
- [20] Haglind F, Hasselrot A, Singh R. Potential of reducing the environmental impact of aviation by using hydrogen Part I: background, prospects and challenges[J]. The Aeronautical Journal, 2006, 110: 533-540.
- [21] Haglind F, Hasselrot A, Singh R. Potential of reducing the environmental impact of aviation by using hydrogen Part II: aero gas turbine design[J]. The Aeronautical Journal, 2006, 110: 541-552.
- [22] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor & Francis Ltd., 1999.
- [23] Ziemann J, Shum F, Moore M. Low-NO_x combustors for hydrogen fuelled aero engine[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1998, 23(4): 281-288.
- [24] Dahl G, Suttrop F. Combustion chamber and emissions, the micromix hydrogen combustor technology[R]. Task Technical Report 4. 4-5A, CRYOPLANE Project, 2001.
- [25] John M C, Timothy D S, Krishna K. Low emission hydrogen combustors for gas turbines using lean direct injection [R]. AIAA-2005-3776, 2005.