

入口流量分配对超紧凑级间燃烧室性能的影响

彭瀚, 黄玥, 邢菲, 刘晨, 林志伟
(厦门大学 航空航天学院, 厦门 361005)

摘 要: 对超紧凑级间燃烧室入口的流量分配进行了优化分析. 首先基于化学反应模拟软件 Chemkin, 建立了航空煤油 RP3/空气的小型级间燃烧室性能简化分析方法, 并利用现有实验数据对其进行了验证. 选取了入口主流流量/腔体流量分别为 60/40, 65/35, 70/30, 75/25, 80/20 五种分配方案, 利用简化分析模型对各分流方案进行了对比研究, 主要关注出口温度、燃烧效率和污染物排放的变化情况. 结果表明: 分流比为 65/35 时, 燃烧效率相对于 5 种分流比中最高燃烧效率只下降 0.249%, 但 NO_x 及 CO 排放均相对降低了 50% 以上. 基于此研究方法得到的结论, 可为超紧凑级间燃烧室设计初期的分流方案选取提供依据和性能简化分析方法.

关 键 词: 超紧凑燃烧室; 级间燃烧室; 分流比; 燃烧室性能; 排放指数

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Performance of ultra-compact inter-turbine burner with different inlet mass flow splits

PENG Han, HUANG Yue, XING Fei, LIU Chen, LIN Zhi-wei

(School of Aerospace Engineering,
Xiamen University, Xiamen 361005, China)

Abstract: An optimization analysis of inlet mass flow splits of ultra-compact inter-turbine burner was introduced. The combustion performance in a small-scale inter-turbine burner was numerically analyzed using Chemkin software, and a detail kerosene RP-3/air mechanism was used. Numerical results were qualitatively validated with the existing experimental data with respect to the combustion performance. Five split ratios of the core mass flow rate to cavity mass flow rate, 60/40, 65/35, 70/30, 75/25 and 80/20, were adopted to contrastively study the outlet temperature, combustion efficiency and pollutant emission using the simplified model. The results show that the combustion efficiency of the split ratio 65/35 decreased by 0.249% compared with the highest efficiency among the five split ratios, but the NO_x and CO emissions both decrease more than 50%. The conclusion based on this method can provide a basis for evaluating an optimum mass flow split at the design stage of ultra-compact inter-turbine burner as well as for simplified performance analysis.

收稿日期: 2016-03-29

基金项目: 国家自然科学基金(51406171); 福建省自然科学基金(2015J05111); 中央高校基本科研业务费项目(20720150094)

作者简介: 彭瀚(1994—), 男, 硕士生, 主要从事燃烧学研究.

通讯作者: 黄玥(1983—), 男, 副教授, 博士, 主要从事燃烧学及新概念推进研究.

引用格式: 彭瀚, 黄玥, 邢菲, 等. 入口流量分配对超紧凑级间燃烧室性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 60-65. PENG Han, HUANG Yue, XING Fei, et al. Performance of ultra-compact inter-turbine burner with different inlet mass flow splits [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 60-65.

Key words: ultra-compact combustor; inter-turbine burner; mass flow split ratio; combustor performance; emission index

涡轮级间燃烧室(inter-turbine burner, ITB)是在高低压涡轮级间加入一个新的燃烧室,从而提高低压涡轮进口温度,使发动机的循环功显著增加^[1]. 由于涡轮导向器的轴向距离太短,不能为涡轮级间燃烧室提供足够空间与时间进行燃油蒸发、掺混与燃烧. 美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)基于超紧凑燃烧室(ultra-compact combustor, UCC)提出了紧凑的涡轮级间燃烧室方案^[2],将沿燃气轮机周向布置的级间凹腔燃烧室与低压涡轮导向器叶片集成结合,节省了发动机的轴向空间,结构简单紧凑,整体质量轻,推质比增加.

高效率、低排放是衡量燃烧室设计的两个重要指标^[3]. 入口气流在环形凹腔和主流腔的流量分配是影响级间燃烧室性能的设计参数之一,影响着燃烧效率和污染物排放^[4-5],因此有必要对其进行优化分析.

国外对于超紧凑级间燃烧室模型进行了较为详细的研究,主要对腔体尺寸、导流叶片结构、空气和燃料入射方案进行了数值模拟和实验研究,分析燃烧室出口排放物组分、燃烧效率,量化系统压力损失等^[6-9]. 尽管如此,对于超紧凑级间燃烧室入口分流方案研究较少,特别是基于污染空气的入口流量分配. Lebay 等^[10]发现分流比的大小不仅直接改变腔体当量比,还对 UCC 燃烧腔的火焰喷射角度有一定影响. Thomas 等^[11]利用粒子图像测速法研究不同分流比情况下 UCC 燃烧腔内涡流对主流的影响,以及回流区的形成. Kostka^[12]研究了不同分流比对腔体火焰进入主流区长度的影响. Spytek 等^[13]研究了腔体分流比从 0 到 50% 变化范围对涡轮级间燃烧室的影响,确定 23% 的腔体分流比能为涡轮级间燃烧室提供 340 K 的稳定温升,但并未给出其他分流的对比. 国内对于超紧凑级间燃烧室的入口流量分配鲜有相关研究,因此有必要对污染的来流分配比进行进一步研究.

本文采用 Chemkin 软件建立了航空煤油 RP3/空气的级间燃烧室的效率和排放简化分析方法,采用实验数据进行验证. 基于这个简化分析方法对一种超紧凑级间燃烧室的入口流量的分配方案进行优化分析,选取了 5 种主流与腔体流之间的分配比例进行研究,分析了燃烧室排气温度、

燃烧效率及排放. 研究结论为超紧凑级间燃烧室入口流量分配方案设计提供了依据.

1 简化分析模型和参数设置

1.1 简化分析模型

超紧凑级间燃烧室的结构和气流分布示意图如图 1 所示. 扩压器分流板将气流分为两部分:一部分气流射入凹腔,液体燃料垂直喷入环形凹腔内,喷入的雾化燃料迅速蒸发,与空气掺混形成可燃混合气体,发生燃烧;另一部分为扩压器分配的主流空气,与高温燃气在中心体区域进行掺混,进行动量、能量交换和组分扩散,最后经喷管排出.

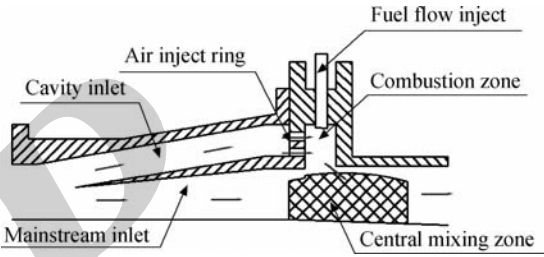


图 1 超紧凑级间燃烧室二维示意图
Fig. 1 Two-dimensional schematic diagram of the ultra-compact inter-turbine burner

用 PSR(perfectly stirred reactor)模型模拟进入环形凹腔的空气与燃料的充分混合反应,可通过设置 PSR 参数和气体流速模拟气体滞留在凹腔中的反应过程. 用 NRGM(non-reactive gas mixer)模型计算凹腔燃烧流和主流的混合过程,因为凹腔燃气与主流混合过程并没有化学反应. 用 PFR(plug flow reactor)模型模拟气流的排出过程,即混合后的燃气在燃烧室后部的轴向反应. 建立简化分析模型如图 2 所示.

1.2 反应机理

采用航空煤油 RP3 三组分替代燃料机

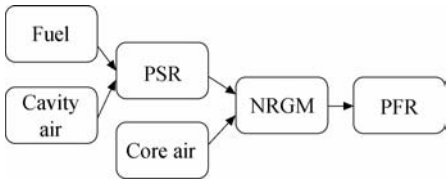


图 2 涡轮级间燃烧室简化分析模型
Fig. 2 Simplified analysis model of inter-turbine burner

理^[14],其中各组分质量分数分别为正癸烷为 74.24%,1,3,5-三甲基环己烷为 14.11%,正丙基苯为 11.65%。同时,为了研究航空煤油 RP3 燃烧时氮氧化物(NO_x)的排放,在航空煤油 RP3 燃烧反应机理的基础上,加入了 NO_x 反应机理^[15],构成了包含 246 个组分,1242 步反应的航空煤油 RP3 燃烧机理。

1.3 参数定义

总燃烧效率 η_{total} 的计算采用基于燃烧产物的经验公式^[16],如式(1)所示求解。

$$\eta_{\text{total}} = (\varphi_{\text{CO}_2} + 0.531\varphi_{\text{CO}} - 0.397\varphi_{\text{H}_2} - 0.319\varphi_{\text{CH}_4})/(\varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{UHC}})$$

(1)

式中 φ_{CO_2} , φ_{CO} , φ_{H_2} , φ_{CH_4} , φ_{UHC} 分别表示产物中 CO₂, CO, H₂, CH₄, UHC(未燃尽碳氢化合物)的体积分数,燃气分析准则参考《中华人民共和国航空工业部标准 HB6117-87》^[17],排放指数 I_e 可以通过式(2)来计算。

$$I_{e,x} = \varphi_x (1 + aC_1)/(\varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{UHC}}) \cdot [10^3 M_{r,x}/M_{r,C} + n/(mM_{r,H})]$$

(2)

式中 x 表示对应的组分,系数 C_1, C_2 为

$$C_1 = (2C_2 - 1.7)/\{4[1 + n - (aC_2/2)]\}$$

$$C_2 = (2 - \varphi_{\text{CO}})/(\varphi_{\text{CO}} + \varphi_{\text{CO}_2} + \varphi_{\text{UHC}})$$

式中 $M_{r,x}$ 表示对应组分的相对分子质量,其中 $M_{r,\text{CO}} = 28.011$, $M_{r,\text{C}} = 12.011$, $M_{r,\text{H}} = 1.008$, $M_{r,\text{UHC}} = 16.043$,系数 $a = 0.000\ 32$, $m = 10$, $n = 17$ 。

2 算例验证

因为超紧凑级间燃烧室入口流量方面研究较少,缺乏实验数据,为验证简化分析模型计算的可行性,参照文献^[18],在模型中加入主流供油及冷却气流计算并与实验数据对比。设置来流马赫数为 0.15,入口温度为 550 K,入口总流量为 349.42 g/s。外环半径为 114 mm,内环半径为 86.5 mm,凹腔底部长度为 48 mm,凹腔前体壁面高度为 38 mm,后体壁面高度为 30 mm。对应不同腔体当量比下,计算燃烧效率随主流燃油/总燃油流量 $\dot{m}_{\text{main-fuel}}/\dot{m}_{\text{total-fuel}}$ 的变化。

采用基于 Chemkin 的级间燃烧室性能简化模型对该结构进行分析,图 3 为数值结果与实验结果对比图。从图中可以看出 Chemkin 计算模拟结果和实验数据变化趋势一致。同一腔体当量比

(ϕ_{cavity})下,总燃烧效率随主流燃油流量比重的增加而单调上升。同一燃油流量比下,总燃烧效率随腔体当量比的增加上升。除此之外,对于排放预测趋势是完全一致,说明采用这种简化分析模型对级间燃烧室进行定性分析是可行的。

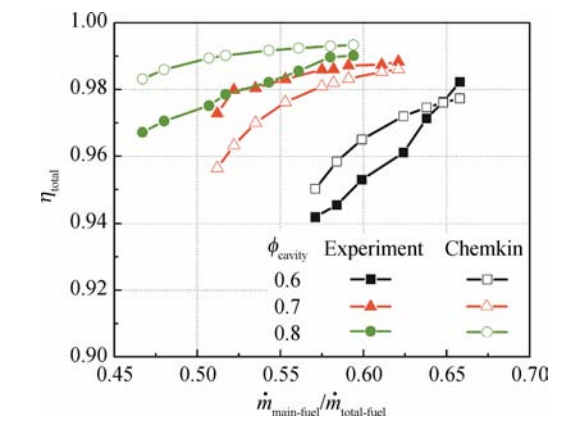


图 3 总燃烧效率与燃油流量比的关系
Fig. 3 Total combustion efficiency versus fuel mass flow rate

3 级间燃烧室参数设置

多数级间燃烧室研究的进气采用纯空气,实际中来流是一次燃烧后气体,在此情况下如何分配两股气流的流量也是级间燃烧面临的一个问题。为更加精确地反映级间燃烧室的入口条件,使用 Chemkin 中的 Equilibrium 模块进行平衡计算,得到一次燃烧后的级间燃烧室进口气体组成。在航空煤油 RP3 与空气的燃烧平衡中,设定主燃烧室燃空比为 0.018,最终的平衡产物组分及摩尔分数如表 1 所示。

表 1 航空煤油 RP3 一次燃烧后产物
Table 1 Primary combustion products of kerosene RP3

组分	摩尔分数	组分	摩尔分数
N ₂	0.775 12	H ₂ O	3.764 5×10 ⁻²
O	8.213 2×10 ⁻¹¹	N ₂ O	2.390 5×10 ⁻⁹
NO	2.944 2×10 ⁻⁵	HO ₂	5.228 1×10 ⁻¹⁰
O ₂	0.151 02	NO ₂	1.259 0×10 ⁻⁶
OH	9.727 8×10 ⁻⁸	H ₂ O ₂	4.694 4×10 ⁻¹¹
CO	7.893 3×10 ⁻¹²	H ₂	1.131 5×10 ⁻¹¹

模拟超紧凑级间燃烧室的燃烧状况,设置燃烧室基本参数如表 2 所示。

表 2 超紧凑级间燃烧室基本参数

Table 2 Basic parameters of ultra-compact inter-turbine burner

参数	数值
入口温度/K	1 000
入口总流量/(g/s)	450
环形腔体积/cm ³	292.1
混合室体积/cm ³	60

4 模拟结果及分析

4.1 腔体温度与排出温度

燃烧室腔体温度和排出温度与当量比的关系如图 4 所示。在相同的当量比下,不同分流比的温度提升趋势是相同的。而当量比过高时,腔体内富燃导致温度下降。当量比过高或过低,往往会引起火焰不稳定甚至熄火。在相同当量比下,分流比为 60/40 时的排出温度比较高,因为更大比例的气流参与了燃烧,与相对流量较少的主流混合,从而导致排出温度的升高。当排出温度相同时,腔体分流比高的情况的当量比较低。

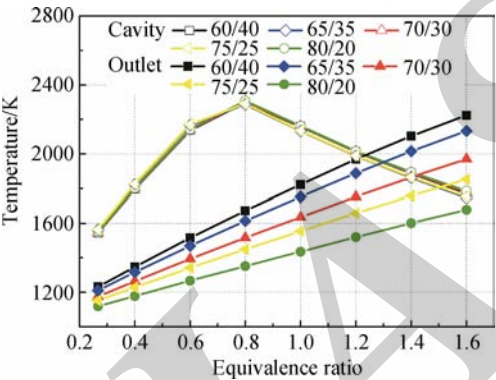


图 4 温度与当量比关系

Fig. 4 Temperature versus equivalence ratio

从图 5 中得知:在相同的当量比下,分流比为 80/20 一组的燃烧效率最高。因为达到相同的出口温度,80/20 组所需要的当量比最大,即环形凹腔中气体参与燃烧的比重最大。在保持稳定燃烧的情况下,腔体流量小的燃烧效率高。

4.2 排放指数

如图 6 所示,随当量比的增加,燃烧室出口 CO 排放指数出现先下降后上升的趋势,这与腔体温度的变化趋势一致。各组 CO 排放并不单单受腔体温度的影响,还要考虑主流掺混排出的过

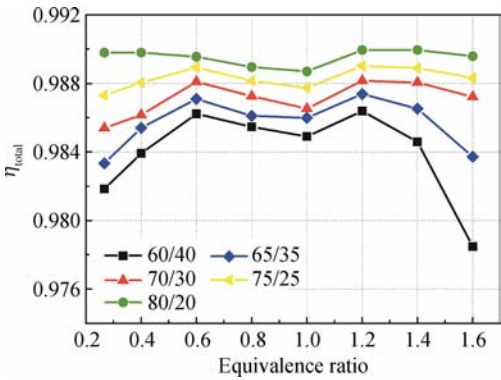


图 5 总燃烧效率与当量比关系

Fig. 5 Total combustion efficiency versus equivalence ratio

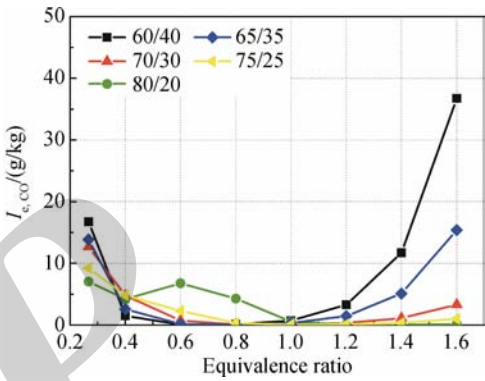


图 6 CO 排放与当量比关系

Fig. 6 CO emissions versus equivalence ratio

程。当量比在 0.4~0.8 之间,腔体流量大的组 CO 排放指数小。但对于当量比小于 0.4 的贫燃和当量比大于 1 的富燃条件下,主流流量大的组 CO 排放指数更小。

NO_x 排放方面,由于碳氢类燃料不含或只含很微量的燃料氮,而所采用的航空煤油 RP3 机理中并无燃料氮的反应,燃料型 NO_x 可以不予考虑。加入的 NO_x 机理中主要考虑了热力型和快速型 NO_x 的产生。在低温富燃火焰中,在反应区附近生成了快速型 NO_x。在 1800 K 以上的高温区,由 Zeldovich 机理控制的热力型 NO_x 占主导地位。不同的进气量和腔体温度对燃烧过程中热力型 NO_x 的生成有很大的影响。

如图 7 所示,各组分流比下 NO_x 排放从当量比为 0.4 时开始大幅上升,对应腔体温度高于 1800 K,在当量比为 0.8 时最大,且随主流流量的增加 NO_x 有下降的趋势,此时热力型 NO_x 是排放的主要来源。在当量比大于 0.6 之后,分流比为 60/40 一组的 NO_x 始终高于其他两组,且在富燃条件下由于腔体区快速型 NO_x 的产生,以及其腔

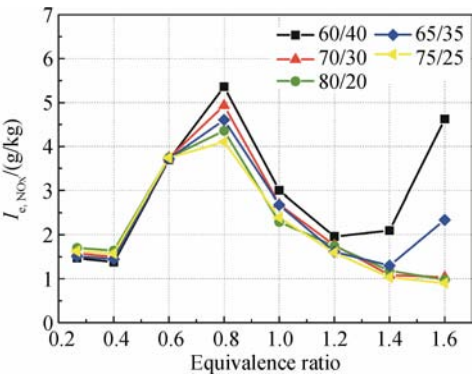


图 7 NOx 排放与当量比关系
Fig. 7 NOx emissions versus equivalence ratio

表 3 燃烧室在不同分流比下性能
Table 3 Combustion performance under different split ratios

参数	分流比				
	60/40	65/35	70/30	75/25	80/20
当量比	0.405	0.433	0.533	0.616	0.771
排气温度/K	1350.7	1350.5	1350.5	1350.6	1350.6
总燃烧效率/%	98.405	98.647	98.808	98.892	98.896
$I_{e,CO}/(g/kg)$	1.4159	1.3283	1.4304	2.0421	4.4426
$I_{e,NOx}/(g/kg)$	1.3803	1.5691	2.2811	3.8054	4.2759

但 NO_x 及 CO 排放均相对降低了 50% 以上. 分流比为 65/35 时相比 60/40 组, NO_x 排放略高, 但 CO 排放低, 且燃烧效率更高. 综合可知, 65/35 的分流方式拥有相对较高的燃烧效率和低的污染物排放.

5 结 论

基于化学反应模拟软件 Chemkin, 建立超紧凑级间燃烧室的简化分析模型, 采用包含 NO_x 生成机理的航空煤油 RP3 作为燃料, 模拟计算不同主流流量/腔体流量时, 级间燃烧室的燃烧情况, 并分析了分流比对燃烧效率和排出污染物的影响. 研究结论如下:

- 1) 在小型超紧凑燃烧室应用于级间燃烧室情况下, 同一当量比, 不同分流比下的腔体温度提升是相同的, 且腔体分流高的排出温度比较高. 当排出温度保持相同时, 腔体分流高的情况的当量比较低, 具有较高的燃烧效率. 富燃条件下, 分流比 60/40 组的排放明显高于其他组.
- 2) 在级间燃烧室排气温度升高 350 K 时的情况下, 65/35 的分流方式拥有相对较高的燃烧效率和低的 NO_x 及 CO 排放. 即通过扩压器进入

体流量大而带来 NO_x 排放的明显上升.

4.3 性能评估

为了更好地比较分流比对超紧凑级间燃烧室燃烧效率和排放的影响, 设置相同进气温度, 对排气温度上升 350 K 时各组的情况进行计算, 比较结果如表 3 所示.

从表 3 中可以看出, 级间燃烧室提升相同温度时, 主流流量/腔体流量为 80/20 一组的当量比最高, 拥有高的燃烧效率, 但是分流比为 80/20 时的污染物排放量远高于其他组. 分流比为 65/35 时, 总燃烧效率相对于 80/20 组只下降了 0.249%,

级间燃烧室的气流, 主流流量/腔体流量为 65/35 时, 气流分配较为优化. 这将为级间燃烧室的入口设计提供依据.

参考文献:

[1] 毛艳辉. 航空燃气轮机涡轮级间燃烧技术研究[D]. 北京: 中国科学院, 2013.

MAO Yanhui. Aero-engine interstage turbine burner technology[D]. Beijing, Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)

[2] Conrad M M. Integration issues of an ultra-compact combustor to a jet turbine engine[R]. AIAA-2013-3711, 2013.

[3] Mattingly J D. Aircraft engine design[M]. Reston, US: AIAA, 2002.

[4] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.

ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Experimental study of wall temperature distribution on annular inter-stage trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)

[5] 邢菲, 张荣春, 樊未军, 等. 主流及掺混气温度对单涡/贫油驻涡燃烧室点火及熄火性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2280-2285.

XING Fei, ZHANG Rongchun, FAN Weijun, et al. Experiment study on single/fuel-lean rapped vortex combustor

- ignition and limit blow-out at different main air and mix air temperatures[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(12):2280-2285. (in Chinese)
- [6] Erdmann T, Blunck D, Shouse D, et al. Rayleigh pressure loss analysis and mitigation in ultra-compact combustors[R]. AIAA-2013-0873, 2013.
- [7] Sekar B. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA-2009-4603, 2009.
- [8] Bohan B T, Polanka M D. Analysis of flow migration in an ultra compact combustor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 135(5):420-431.
- [9] Zelina J, Shouse D T, Stutrud J S, et al. Exploration of compact combustors for reheat cycle aero engine applications[R]. ASME Paper GT2006-90179, 2006.
- [10] Lebay K D, Polanka M D, Branam R D, et al. Characterizing the effect of radial vane height on flame migration in an ultra compact combustor [C] // ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition. Vancouver, US: American Society of Mechanical Engineers, 2011:1903-1914.
- [11] Thomas L M, Branam R D, Reeder M F. Flow measurements using particle image velocimetry in the ultra compact combustor[R]. AIAA-2010-6948, 2010.
- [12] Kostka S. Experimental study of laminar and turbulent flame stabilization using laser diagnostics[D]. Connecticut, US: University of Connecticut, 2009.
- [13] Spytek C J. Application of an inter-turbine burner using core driven vitiated air in a gas turbine engine[R]. ASME Paper GT2012-69333, 2012.
- [14] XU Jiaqi, GUO Junjiang, LIU Aike, et al. Construction of autoignition mechanisms for the combustion of RP-3 surrogate fuel and kinetics simulation[J]. *Acta Physico-Chimica Sinica*, 2015, 31(4):643-652.
- [15] Williams F A. San Diego NO_x CK-2004-12-09. txt [EB/OL]. [2015-8-20]. <http://web.eng.ucsd.edu/mae/groups/combustion/mechanism.html>.
- [16] XING Fei, ZHANG Shuai, WANG Peiyong, et al. Experimental investigation of a single trapped-vortex combustor with a slight temperature raise[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(7):520-525.
- [17] 中华人民共和国航空工业部. HB 6117-87 航空燃气涡轮发动机气态污染物的连续取样及测量程序规范[S]. 北京: 中华人民共和国航空工业部, 1987.
- [18] Zhang R C, Fan W J, Shi Q, et al. Combustion and emissions characteristics of dual-channel double-vortex combustion for gas turbine engines[J]. *Applied Energy*, 2014, 130(5):314-325.

(编辑:陈 越)