

文章编号:1674-8190(2013)01-076-05

菱形排列发散小孔火焰筒冷却结构数值模拟

武晓欣, 索建秦, 梁红侠, 常峰
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 针对先进燃烧室火焰筒壁面保护问题,对火焰筒菱形排列发散小孔进行数值研究,提出一套处理菱形排列发散小孔网格的方法。为了研究火焰筒壁面的温度分布,采用流固耦合的方法,并采用标准 $k-\epsilon$ 模型、非预混 PDF 模型对燃烧室性能进行计算。计算结果表明:发散小孔菱形排列在冷却效果上优于顺排排列,在总油气比为 0.046 的情况下,工况一最高壁温 806 K,温度梯度 20.7 K/cm,工况二最高壁温 780 K,温度梯度 34.4 K/cm,冷却结构满足了先进燃烧室在高油气比下对燃烧室壁温方面的要求。

关键词: 燃烧室;火焰筒;冷却结构;发散小孔;数值模拟

中图分类号: V235

文献标识码: A

Numerical Simulation of Rhomboid-arrangement Effusion Cooling Structure

Wu Xiaoxin, Suo Jianqin, Liang Hongxia, Chang Feng
(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To solve the problem of advanced combustor liner wall thermal protection, numerical simulation is conducted to study the rhomboid-arrangement effusion cooling, and put forward a method to deal with the grid of rhomboid-arrangement effusion cooling. The liner wall temperature distribution is studied by using the liquid-solid coupling method, and the calculation of performance for the model combustor is performed via the standard $k-\epsilon$ Model and Non-Premixed (PDF) Combustion Model. The result shows that at the 0.046 fuel-air condition, the rhomboid-arrangement effusion cooling performed better than the alignment, the maximum wall temperature is 806 K and the maximum temperature gradient is 20.7 K/cm in working condition 1, the maximum wall temperature is 780 K and the maximum temperature gradient is 34.4 K/cm in working condition 2, which meets the need of wall temperature level for the advanced combustors at high fuel-air ratio.

Key words: combustor; liner; cooling structure; effusion cooling; numerical simulation

0 引言

随着航空发动机性能的不不断提高,进入燃烧室的空气温度、压力及其温升逐步上升。高温燃气向火焰筒的热辐射日趋增高,而可用的冷却空气量却愈来愈少,使得火焰筒壁面热保护显得越来越严峻和重要。

目前,对军用高温升与民用低污染燃烧室,火焰筒冷却结构主要有三种:浮动壁冷却结构、多层孔板冷却结构和发散小孔冷却结构。与常规缝式气膜冷却相比较,发散小孔冷却结构的冷却效果有大幅提高,可节约 40% 的冷却气量,它的另一个特点是火焰筒壁温梯度小。从结构和加工上来说,发散小孔冷却比浮动壁冷却和多层孔板冷却要简单^[1]。目前采用发散小孔冷却技术燃烧室的发动机主要有 GE90 和 F404^[2]。

对发散小孔冷却结构的研究从 20 世纪 60 年代开始到 80 年代仍在继续,但是大多数研究针对

收稿日期:2012-04-11; 修回日期:2012-05-10

基金项目:高等学校博士学科点专项科研基金(20106102120031)

通信作者:武晓欣,263328744@qq.com

涡轮叶片的冷却机构,这在结构尺寸与工作参数方面不同于燃烧室。国内对发散小孔的研究多采用孔板,主要研究发散小孔的偏角排布以及冷却效果^[3]。以上的研究大多限于单孔、单排或双排孔的基础性研究,且小孔直径大多在 1~2 mm 之间,比实际燃烧室中的发散小孔直径要大。另外,以上文献中的发散小孔结构形式大多为带有复合角的多斜孔冷却结构,因此,本文专门设计了一套带有新型冷却机构的单管燃烧室,用以研究切向进气式发散小孔的冷却性能。

1 计算方法

数值模拟过程中,湍流模型采用了标准 $k-\epsilon$ 紊流模型,为了研究壁面的温度分布特性,采用了流固耦合的方法,燃烧模拟采用了基于概率密度函数(PDF)的非预混燃烧模拟,PDF 仿真能清晰地展现火焰交界的位置^[4],喷嘴使用的是压力旋流雾化喷嘴。

1.1 计算模型

计算模型是一套带有切向进气小孔的单管燃烧室,如图 1 所示。因为对于基础的技术研究,采用单管燃烧室,既节省成本又能降低初期的研究工作难度^[5],所以后续的试验研究也将采用这个模型。该单管燃烧室模型由进气段、头部法兰、火焰筒、机匣以及出口燃气导管五部分组成。本文设计的燃烧室没有主燃孔和掺混孔。

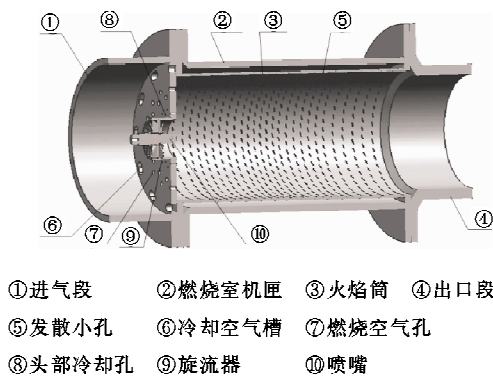


图 1 单管燃烧室整体模型

Fig. 1 Whole model of single tube combustion

从图 1 可以看出,模型头部通过安装挡板在压缩空气进入燃烧室之前,进行更加合理的空气流量

分配。主要通过冷却空气槽、两排燃烧空气孔及两排冷却空气小孔来完成进口空气分配的任务。头部安装轴向直叶片旋流器与单路压力雾化喷嘴。

火焰筒采用切向进气发散小孔冷却结构,壁上相邻两排发散小孔之间错开,第二列发散小孔位于第一列中心线上,依次类推,发散小孔整体成菱形排列。发散小孔的总数量 1 260 个,流量系数取为 0.86^[6],则计算出的孔径约为 0.55 mm,小孔在周向上每排均布 45 个,在轴向上的排列总共 28 排小孔,在轴向上的排列如表 1 所示^[7]。

表 1 小孔轴向排列

Table 1 Axial array of eyelet

排 数	间距/mm	排 数	间距/mm
1~3	8	17~23	6
3~11	6	23~28	8
11~17	5		

1.2 菱形排列切向进气发散小孔

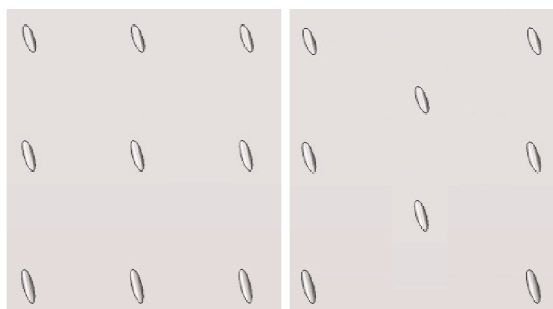
火焰筒冷却结构切向进气发散小孔,如图 2 所示。发散小孔为多斜孔冷却结构,冷却空气会沿火焰筒内壁面形成一层贴壁的“气膜毯”,从而对壁面进行保护,这将成为新一代高性能先进燃烧室所需的先进冷却技术。



图 2 发散小孔冷却结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of effusion cooling structure

本文在文献[7]提出的新型燃烧室冷却方式的基础之上,设计了菱形排列发散小孔火焰筒结构。本文设计的菱形排列发散小孔与文献[7]采用的顺排排列结构对比如图 3 所示。文献[7]中对火焰筒壁面冷却小孔采用顺排的排列方式,而在实际燃烧室结构当中并不采用顺排排列,因为已有文献研究了正方形排列的发散小孔火焰筒燃烧性能,试验结果表明:火焰筒很整齐的沿着直线从头部至出口的方向(纵向)如刀割一般开裂^[8]。因此在实际设计的火焰筒壁小孔排列是按菱形交错排列的。



(a) 顺排排列

(b) 菱形排列

图3 发散小孔排列方式

Fig. 3 Arrangement of effusion cooling

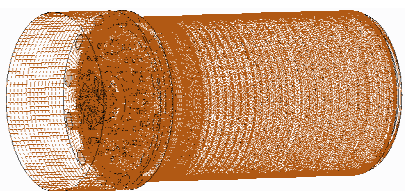
如前文所述,菱形排列的强度要好于顺排排列,在冷却效果上,菱形排列表现为更高的气膜冷却水平和更均匀的气膜保护。这是因为上游斜孔射流沿展向的扩散被下游顺排孔阵阻碍,导致气膜绝热温比降低。但是,由于发散小孔数量较多,分布较密,孔长度—孔径之比较大,采用菱形排列切向进气发散小孔结构,会对燃烧室计算网格的划分带来很大的挑战。

文献[7]对火焰筒内壁面与热燃气之间、火焰筒壁内部与发散小孔之间均进行了耦合处理,而对火焰筒外侧壁面与冷却环腔之间采用了绝热处理。以上两点处理是否会对燃烧室壁温造成影响,以及会带来多大的影响,文献中并没有提及。

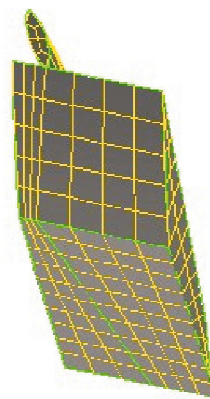
因此本文对以上两点问题展开研究,发散小孔按实际情况采用了菱形排列,另外也对火焰筒外侧壁面与冷却环腔之间做了耦合处理^[9]。因而计算模型更加接近实际情况,为下一步的试验做进一步的CFD计算支持。

1.3 网格处理

为了准确计算火焰筒壁面温度,减少因为网格划分产生的不利影响,对切向进气发散小孔与壁面接触处,进行了耦合网格处理方式。燃烧室网格划分,如图4所示,网格总数为420万。



(a) 整体网格



(b) 局部网格

图4 燃烧室网格划分

Fig. 4 Mesh generation of combustion chamber

冷却结构在CFD计算中,主要存在网格处理方面的问题:切向进气发散小孔因为在火焰筒上排列分布比较密,小孔角度小,孔长大,导致相邻两个小孔之间的间距比较小,加上火焰筒壁发散小孔为菱形排列,这样在处理火焰筒壁面网格以及对火焰筒与发散小孔耦合时,会十分困难。

处理网格时,因为切向进气发散小孔成菱形排列,只能将每个切向进气发散小孔单独分开,这样可以极大降低火焰筒壁网格的生成难度,且生成的网格质量高,数量少,有利于火焰筒壁温的计算。

1.4 计算工况及冷却流通面积

工况一的参数设置与文献[6]工况一及文献[7]中相同,进口温度755 K,进口压力1 378 020 Pa,进口空气流量0.752 kg/s,总油气比0.046,燃油喷射角90°。

工况二与本文下一步的试验工况相同,进口温度673 K,进口压力303 975 Pa,进口空气流量0.185 kg/s,总油气比0.046,燃油喷射角90°。

燃烧室按总压损失为5%计算可以得到有效的流通面积为847.96 mm²,冷却空气的有效流通面积为254.4 mm²,即空气流量分配为70%的燃烧空气,30%的冷却空气。

2 工况计算结果与分析

2.1 工况一

在工况一条件下得到的火焰筒外壁面温度随轴向的分布曲线与文献[6]和文献[7]在相同工况

下的对比,如图 5 所示。说明一点,参考文献[6]是某次典型单管燃烧室壁温试验数据,壁面采用的也是菱形排列的切向进气发散小孔,只是冷却空气百分数为 24%,比本文冷却空气量少了 6 个百分点。在没有进行试验之前,参考文献[6]中的试验数据对本文有重要的指导意义。

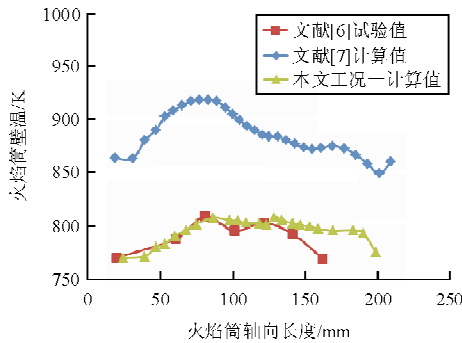


图 5 火焰筒外壁面温度轴向分布曲线对比

Fig. 5 Comparisons of outer liner wall temperature axial distribution

从图 5 可以看出,本文计算得到的壁面温度分布曲线与文献[6]试验在轴向 20~150 mm 处,得到的温度曲线基本一致,最高壁温分别为 806 K 和 810 K,均出现在轴向 80 mm 处,文献[6]中试验误差仅为 4 K。在火焰筒轴向 150 mm 之后,由于结构上的差异,本文计算得到的壁温与文献[6]有所不同,但是出口处壁温差异不大。

在与参考文献[7]相同参数设置的情况下,本文火焰筒采用了菱形排列发散小孔之后,火焰筒外壁面温度整体相对于顺排排列火焰筒有大幅下降。文献[7]中最高壁温为 917 K,本文计算得到的最高壁温为 806 K,相比文献[7]下降了 111 K,说明发散小孔菱形排列比顺排排列冷却效果更好。本文计算的最大壁温梯度为 20.7 K/cm,文献[3]为 22.04 K/cm,本文得到的壁温曲线更加平缓,温度主要集中在 750~800 K 之间,说明发散小孔采用了菱形排列之后,形成了更为连续的冷却气膜。

从上文可以看出,本文计算得到的壁温分布更加符合试验值;文献[7]对发散小孔所作的顺排处理以及火焰筒外侧壁面与冷却环腔之间未进行耦合处理,这两点处理对火焰筒的冷却效果有很大影响。

因此,与顺排排列发散小孔冷却结构相比,菱形排列发散小孔除了强度方面的优势外,所形成的

冷却气膜更加连续,冷却效果也更好。

2.2 工况二

在工况二条件下计算得到的燃烧室内速度场图,如图 6 所示。

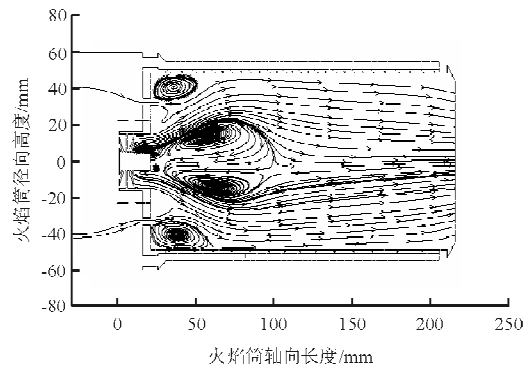


图 6 燃烧室内速度场

Fig. 6 Internal velocity field of combustion

从图 6 可以看出,在火焰筒的三分之一处形成了回流区,起到火焰稳定的作用。整个流场符合燃烧室流场要求。

在工况二条件下计算得到的火焰筒外壁面温度随轴向的分布曲线如图 7 所示。

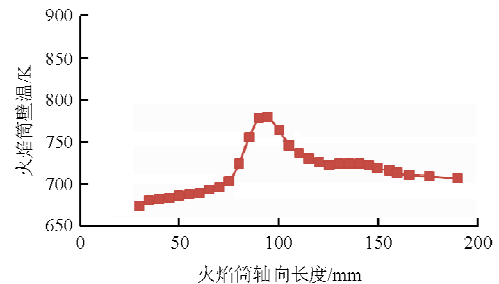


图 7 工况二条件下火焰筒外壁面温度轴向分布曲线

Fig. 7 Distributions of outer liner wall temperature in working condition 2

从图 7 可以看出,最高壁温为 780 K,出现在整个火焰筒大约二分之一位置附近,此位置往后,壁温逐渐减小。造成这种现象是由于在火焰筒总长度二分之一位置附近,燃烧效率接近最高(结合图 6 可看出回流区末端也在这个位置),火焰辐射温度最高,对壁面的传热最多,使得壁温也最高。壁面温度主要集中在 680~780 K 之间,壁面温度较低且分布均匀。壁温曲线的趋势也与文献[8]所述基本一致。

实际中对于火焰筒壁温的要求,以 Haynes

230 材料为例,长期工作最大允许壁温为 1 215 K, 1 cm 间距上温差不超过 44 K。说明一点,设计者常常很注意室壁最高温度,而对温度梯度不够重视,其实室壁的温度梯度同样对寿命具有重要^[10]影响。本文最大温度梯度达到 34.4 K/cm,即使在总油气比 0.046 的情况下,依然没有超过 1 000 K,符合设计要求。

相比工况一,工况二火焰筒在 75~100 mm 壁温梯度较大,应在以后的设计中,减小这段区域发散小孔间的间距,增加冷却小孔数目。

贴壁流动冷却空气局部放大图,如图 8 所示。

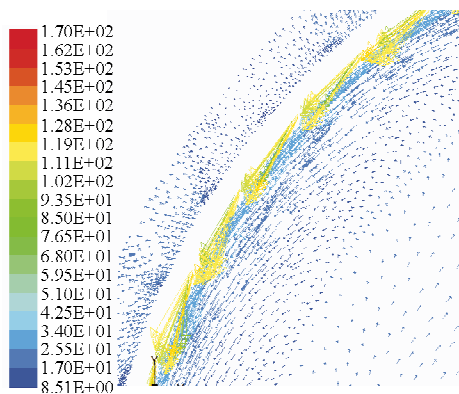


图 8 贴壁流动冷却空气局部放大图

Fig. 8 Enlarged drawing of cooling air at near wall location

从图 8 可以看出,冷却空气自小孔喷出,形成气膜,在小孔出口下游,气膜贴壁效果变差,这时出现了新的一排小孔。由于整个火焰筒上小孔很多,孔径很小,最后形成的气膜非常均匀。

本文的发散小孔采用切向进气的结构,整体按菱形排列。这样上游斜孔射流沿展向的扩散被下游顺排孔阵阻碍,导致气膜绝热温比降低,达到了更高的气膜冷却水平和更均匀的气膜保护。

3 结 论

本文对菱形排列的发散小孔冷却结构进行了数值研究,得到以下结论:

(1) 提出了一套处理菱形排列发散小孔网格的方法,并对火焰筒外侧壁面与冷却环腔之间做了耦合处理,获得了更加接近实际情况的数值模拟结果。

(2) 发散小孔菱形排列结构从强度和冷却效果上均优于顺排排列,且结构与实际燃烧室结构更

加吻合,计算结果与试验结果更加符合,对燃烧室试验研究更具有参考价值。

(3) 对设计的试验工况做了 CFD 计算,得到了其壁温沿轴向分布情况以及流场情况,对下一步试验提供了 CFD 支持。

(4) 在总油气比为 0.046 的情况下,工况一最高壁温 806 K,温度梯度 20.7 K/cm,工况二最高壁温 780 K,温度梯度 34.4 K/cm,均符合对新一代高温升和低污染燃烧室的冷却要求。

参考文献

- [1] 金如山,金捷. 燃气轮机燃烧室火焰筒先进冷却技术综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1992(2): 2-5.
Jin Rushan, Jin Jie. Summary of gas turbine combustor liner advanced cooling technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1992(2): 2-5. (in Chinese)
- [2] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
Lin Yuzhen, Xu Quanhong, Liu Gaoen. Gas turbine combustor[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [3] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
Hou Xiaochun, Ji Heming, Liu Qingguo, et al. Combustion technology for high performance aviation gas turbine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [4] Michel B, Gajan P, Strzelecki A, et al. Full coverage film cooling: comparison of experimental and numerical data[R]. AIAA-2008-5164, 2008.
- [5] 张川,索建秦,金如山. 民用飞机低污染燃烧室的技术成熟度划分[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 85-89.
Zhang Chuan, Suo Jianqin, Jin Rushan. Technology readiness level scale for low emission combustor of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 85-89. (in Chinese)
- [6] Suo Jianqin, Liang Hongxia, Chin J S. Study on gas combustor cooling calculation[R]. AIAA-2009-5292, 2009.
- [7] 汪涛,索建秦,梁红侠,等. 火焰筒切向进气发散小孔冷却数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1052-1058.
Wang Tao, Suo Jianqin, Liang Hongxia, et al. Numerical study of tangential effusion cooling for combustor liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1052-1058. (in Chinese)
- [8] Andrews G E, Asere A A, Hussain C I, et al. Impingement/Effusion cooling: Overall wall heat transfer [R]. ASME 88-GT-290, 1988.
- [9] 赵琳,胡江峰,刘振侠. 流-固耦合计算的应用研究[J].

(下转第 111 页)

(1) 在失速点附近可以推迟分离,提高升力系数;
 (2) 当雷诺数增加时,湍动能对升力系数的影响量减小;(3) 在搭接量为零时,湍动能的影响最大。
 上述规律与在缝道处加入声学激励的影响规律一致。表明利用湍动能的空间分布,在一定程度上可以定性地模拟内部声激励对多段翼型气动性能的影响效果。湍动能与声激励在如此多的方面存在相同的效果,表明必有内在联系,值得进一步研究。

参考文献

- [1] Bohn A J, Mangiarotty R A. Wind tunnel study on the effects of acoustical disturbances on controlled laminar flow [R]. AIAA-79-0629, 1979.
- [2] Nishioka M, Asai M, Yoshida S. Control of flow separation by acoustic excitation [R]. AIAA Journal, 1989 (28): 1909-1915.
- [3] 侯跃龙, 卢奇正, 王开春, 等. 声激励增升机理研究[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 8-14.
 Hou Yuelong, Lu Qizheng, Wang Kaichun, et al. Investigation on the mechanism of acoustic excitation on enhancing lift [J]. Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(4): 8-14. (in Chinese)
- [4] Hsiao F, Shyu R. Forcing level effect of internal acoustic excitation of the improvement of airfoil performance [R]. AIAA-90-4010, 1990.
- [5] Williams D, Acharya M, Bernhardt J, et al. The mechanism of flow control on a cylinder with the unsteady bleed technique[R]. AIAA-91-0039, 1991.
- [6] Satoshi Suzuki, Katsuya Ishii. Numerical simulation of the acoustic control of separation over 2D airfoils[R]. AIAA-2000-1996, 2000.
- [7] Serhiy Yarusevych, Pierre E Sullivan, John G Kawall. Effect of acoustic excitation amplitude on laminar boundary layer separation and wake development[R]. AIAA-2006-3685, 2006.
- [8] 侯跃龙, 卢奇正. 声激励增升效应研究[J]. 空气动力学报, 1992, 10(1): 140-145.
 Hou Yuelong, Lu Qizheng. Investigation on effects on enhancing lift by acoustic excitation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992, 10(1): 140-145. (in Chinese)

作者简介:

郭洁(1984-)女,硕士研究生。主要研究方向:理论与计算流体力学。

高永卫(1968-)男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计空气动力学、流固耦合与气动噪声、实验流体力学。

朱奇亮(1982-)男,博士研究生。主要研究方向:实验流体力学、气动声学。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 80 页)

- 沈阳航空工业学院学报, 2006, 23(4): 55-56.
- Zhao Lin, Hu Jiangfeng, Liu Zhenxia. The research of liquid-solid coupled solution[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2006, 23(4): 55-56. (in Chinese)
- [10] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
 Jin Rushan. Aero gas turbine combustor[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1988. (in Chinese)

作者简介:

武晓欣(1987-)男,硕士研究生。主要研究方向:燃气轮机燃烧室冷却。

索建秦(1962-)男,硕士,研究员。主要研究方向:燃气轮机燃烧室与燃烧、液雾燃烧以及发动机可靠性。

梁红侠(1979-)女,博士,讲师。主要研究方向:燃气轮机燃烧室性能。

常峰(1987-)男,硕士研究生。主要研究方向:高温升燃气轮机燃烧室。

(编辑:张杰)