

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0197-05

主燃烧室冲击/发散双层壁冷却方式 壁温验证试验研究

许全宏, 林宇震, 刘高恩

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 北京 100083)

摘要: 为检验冲击/发散双层壁冷却方式在真实工况下的冷却效果, 在单头部高温高压燃烧试验台上对3种结构的冲击/发散双层壁实验件进行单头部高温高压综合验证考核试验。实验参数模拟推比10一级发动机燃烧室设计点参数进行综合考核验证。实验结果表明冲击/发散双层壁火焰筒冷却气量约为20%, 总冷却效率在0.85~0.96之间, 壁温低于1150 K。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 主燃烧室; 冲击; 发散; 冷却

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Rig Test of Impingement/Effusion Double Wall Cooling Methods for the Main Combustor

XU Quan-hong, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(National Key Laboratory of Aircraft Engine,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: For the investigation, a combustor sector with one burner head was used. Three different test pieces with impingement/effusion double wall cooling were selected for testing under high-temperature and high-pressure working conditions, which were equivalent to that of engines with a thrust/weight ratio of 10. The liner temperatures were measured using thermocouples. The test result shows that the amount of cooling airflow of double-layer wall combustor is 20% of the overall airflow, and the overall cooling effectiveness is in the range of 0.85 to 0.96. The wall temperatures of all test pieces are lower than 1150 K.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; main combustor; impingement cooling; effusion cooling

在先进冷却方式的研究过程中, 发动机真实工况的考核是非常重要的一个环节, 即综合考核验证试验。所谓真实工况, 即是在模拟发动机燃烧室设计点的参数情况下, 进行考核验证。通常, 在新研制燃烧室的全环形燃烧室试验调试过程中, 由于耗资颇费, 风险高, 在技术方案没有十足的把握下,

就贸然进行调试, 一旦失败, 后果是沉重的。另外一方面, 从试验参数来看, 全环形燃烧室调试时进口压力参数要达到发动机的设计点, 是十分困难的。因此, 采用单头部燃烧室, 模拟发动机燃烧室设计点参数来考核新技术方案, 可以在全环形燃烧室试验前, 提前发现该技术方案的问题, 为

收稿日期: 2004-03-04; 修订日期: 2004-06-03

作者简介: 许全宏 (1969-), 男, 吉林通化人, 北京航空航天大学航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 博士, 主要从事

© 1994-2006 China Academic Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

表1 浮动发散壁瓦片的结构形式
Table 1 The structure of effusion wall

	排列 方式	冲击孔径 d_i/mm	发散孔径 d_m/mm	发散孔 倾角/ (°)	发散孔间距/ mm		冲击孔间距/ mm	
					流向 S_m	展向 P_m	流向 S_i	展向 P_i
方案1	叉排正菱形	1.2	1.2	30	3	3	6	6
方案2	叉排正菱形	0.9	0.9	30	2.25	2.25	4.5	4.5
方案3	顺排长方形	1.2	1.2	30	6	3	12	6

高推重比发动机燃烧室冷却方式的确定提供依据。美国GE公司的F101发动机首先进行冒烟和壁温等的扇型段试验研究，然后才进行全环试验研究^[1]。

高温高压考核试验是在国防科技航空发动机气动热力重点实验室（建立在北京航空航天大学）单头部高温高压燃烧试验台上进行，壁温测量采用镍铬-镍铝铠装热电偶。在这个参数下的综合考核验证试验可以基本反映出该种冷却方式在高推重比发动机燃烧室实际工况下的性能。

1 试验参数

推重比10一级发动机燃烧室气动参数^[2]及性能指标如下：燃烧室进口压力为2.5~3.0 MPa；燃烧室进口温度为800~850 K；燃烧室出口温度为1 850~1 950 K。

根据上述参数确定单头部矩形燃烧室综合考核验证试验参数：气流量为2.0 kg/s；燃烧室进口压力为2.06 MPa；燃烧室进口温度为810 K；燃烧室出口温度为1 850 K。

燃烧室进、出口温度基本一致，进口压力略有降低，主要原因是单头部高温高压试验台的供油压力限制，最高为6.0 MPa，如果燃烧室进口压力完全按照推重比10一级发动机燃烧室的，则油压达7.0 MPa，超过了试验台的能力。但从该试验台所进行过的高温高压试验来看，燃烧室进口压力超过2.0 MPa，则进口压力对火焰筒壁温基本无影响^[3]。

2 冲击/发散双层壁试验件

冲击/发散双层壁试验件共有3种结构，其详细的几何结构参数见表1，火焰筒承力壳体上的冲击孔和浮动瓦片上的发散孔配置孔数比均为1:3。图1为浮动发散壁瓦片在火焰筒上的安排位置示意图。结构完全相同的3块方案1实验板布置在上

壁前段、下壁中段和后段，这样的布置可以利用下板中段的方案1与方案2比较孔径变化对壁温的影响；下板后段的方案1与方案3比较叉排与顺排对壁温的影响。

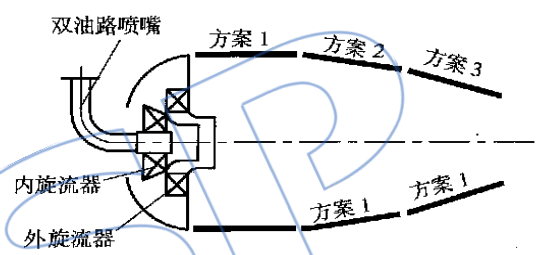


图1 浮动发散壁瓦片在火焰筒上分布位置示意图
Fig. 1 The location of effusion wall on the liner

浮动发散壁瓦片采用 $\phi 0.5\text{ mm}$ 的铠装镍铬-镍铝热电偶测量壁温，测温热电偶的埋设方法是将电偶放入壁面的凹槽内，采用薄钢片点焊固定。壁温的数据采集是在试验状态稳定后进行。方案1、2和3各测量5处温度，流向及展向都分布有3个测温电偶。

根据火焰筒各进气装置的开孔面积，求出开孔当量面积百分数。开孔当量面积的含义是流量系数与开孔面积之积，开孔当量面积百分数则是相对于火焰筒总开孔当量面积加上参加燃烧的侧壁进气孔当量面积。

火焰筒冷却气量分配比例是19.36%。对于推重比8一级发动机燃烧室，其火焰筒的冷却气量分配为35%^[1]，可见，冲击/发散双层壁冷却方式的冷却气量分配已大大低于该值，比其冷却气量的用量减少45%。

3 试验系统

单头部高温高压燃烧试验台主要用于发动机单头部燃烧室试验，试验台各配套系统如图2所

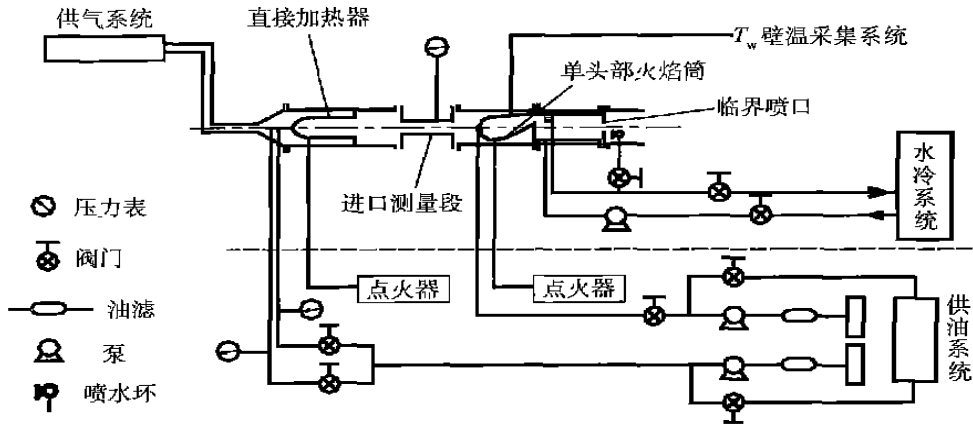


图2 单头部高温高压综合验证实验系统示意图
Fig2 The scheme of high-pressure single cup test system

示。该系统主要由高压储气罐 (提供试验燃烧室进口空气)、直接加热器 (用于试验燃烧室进口空气加热)、前测量段 (测量试验燃烧室空气进口压力、进口温度) 及临界喷口 (用于限制试验燃烧室流量、保持试验燃烧室的进口压力) 等组成。试验内容包括燃烧室壁温、燃烧效率及燃烧室排气污染等。试验台参数如下: 气流量为1.5~4.0 kg/s; 试验燃烧室进口压力为0.5~4.0 MPa; 试验燃烧室进口温度为300~900 K。

火焰筒头部的涡流器为双级旋流器, 如图1所示, 内旋流器可浮动, 以补偿加工和装配偏差。火焰筒上下壁为双层壁结构, 外层为承力壳体, 内层为浮动瓦片结构。外层承受机械及气动负荷, 内层承受热负荷, 受热后可向四周膨胀。外层承力壳体上分布有离散的冲击小孔, 冷却气流通过小孔冲击内层瓦片形成高效冲击换热, 然后进入瓦片上离散的发散小孔吸热, 最后在瓦片热边形成气膜。瓦片通过螺钉由自锁螺母连接在承力壳体上。

4 试验结果及分析

根据综合考核验证试验时进出口参数的变化对所测得的壁温进行了修正整理。由实验参数计算出各方案的浮动发散壁瓦片上在综合考核验证试验参数下的单位面积单位压力冷却气量 G_p 。 G_p 用于反映冷却结构的冷却气用量在单位面积和单位压力下的多少, 可以比较不同冷却形式的优劣。推重比 8 一级发动机燃烧室的 G_p 为 0.7 kg/sm²atm^[1], 从这个数值看, 冲击/发散双层壁的冷却气量用量减少 45%~55%。

0.351 kg/sm²atm; 方案2, G_p 为 0.382 kg/sm²atm; 方案3, G_p 为 0.397 kg/sm²atm。

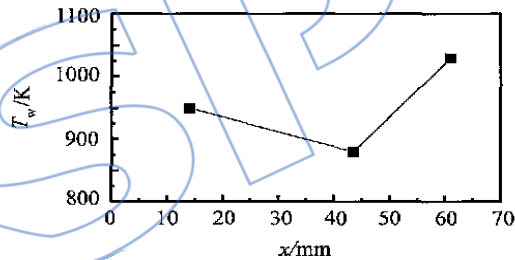


图3 上板前段瓦块 (方案1) 流向壁温试验结果
Fig. 3 The axial liner temperature test result of project 1

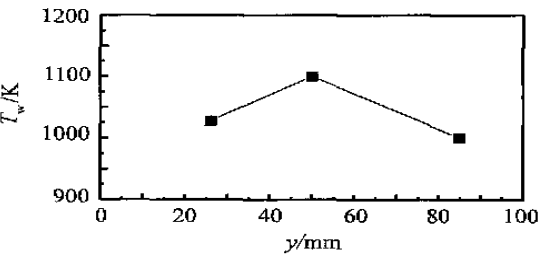


图4 上板前段瓦块 (方案1) 展向壁温试验结果
Fig. 4 The transverse liner temperature test result of project 1

从各方案的流向壁温试验结果来看, 顺流向壁温值呈下降趋势, 这说明, 发散孔多排气膜叠加后, 绝热温比上升了。但在第一段第三点壁温上升较多, 如图3所示的方案1。这主要是火焰筒内燃气温度分布所致。在主燃区稍后截面, 燃烧效率已接近100%, 并处于化学恰当比状态, 燃气温度最

表2 浮动发散壁总冷却效率

Table 2 The overall cooling efficiency of effusion wall

	各测点总冷却效率				
	1	2	3	4	5
方案1 (上板前段)	0.86~0.92	0.94~0.96	0.85~0.89	0.80~0.83	0.85~0.91
方案1 (下板中段)	0.90~0.93	0.90~0.91	0.92	————	————
方案1 (下板后段)	0.89~0.96	0.92~0.96	0.89~0.95	————	————
方案2 (上板中段)	0.91~0.94	0.90~0.93	0.89~0.92	0.81~0.86	0.85~0.89
方案3 (上板后段)	0.87~0.92	0.86~0.91	0.85~0.92	0.80~0.88	0.83~0.90

注: 符号 “——” 代表该测点未布置热电偶。

高, 辐射量很大, 所以相应部位壁温也高。即使绝热温比上升也抵消不了辐射影响作用。

从方案1, 2和3的展向壁温实验结果来看, 在喷嘴正下游的测点壁温最高, 而两侧较低。如图4的方案1所示。造成这种现象有多方面原因, 主要原因有: (1) 主燃孔对气膜阻断, 导致气膜绝热温比下降; (2) 燃油雾锥更接近于壁面中部; (3) 侧壁冷却进气的影响, 燃烧流场的温度中间高, 两侧低。

图5是方案1与方案2壁温比较。两种方案冲击孔与发散孔径均不同, 方案1的孔径大于方案2的, 但单位面积开孔率是相同的。方案1的壁温要高于方案2, 但壁温趋势和壁温相差不多 (约50 K), 综合考虑冷却性能和加工成本可认为方案1并不算太差。

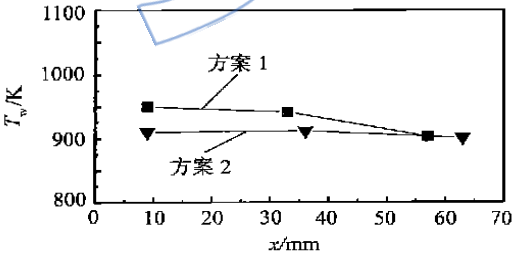


图5 方案1与方案2壁温比较

Fig. 5 The liner temperature contrast of project 1 with 2

图6是方案1与方案3壁温比较。两种方案的差别在于方案1为叉排排布, 方案3为顺排排布, 方案1要比方案3低50 K~60 K, 说明叉排孔排列方式的冷却效果要好于顺排。是由于相邻两排孔的位置是彼此错开半个孔间距, 因此发散孔板燃气侧的气膜分布要好于顺排的孔彼此对应的排列方式。

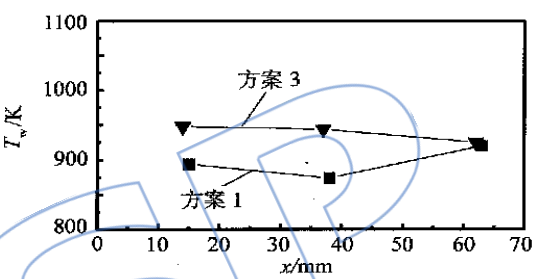


图6 方案1与方案3壁温比较

Fig. 6 The liner temperature contrast of project 1 with 3

3个方案的发散壁瓦片上的测点温度都低于1 150 K, 与推重比8一级发动机燃烧室壁温相当, 完全满足GH536材料1 173 K的长期使用温度, 但是, 浮动发散壁瓦片上单位面积单位压力冷却气量比推重比8一级发动机燃烧室的缝式气膜冷却减少了45%, 冲击/发散双层壁的总冷却效果比缝式气膜冷却效果提高一大步。

从壁温均匀性效果来看, 在一块瓦片上壁温相差200 K左右, 而每道缝式气膜冷却壁温从最低点到最高点差约400 K^[1], 这说明冲击/发散双层壁的火焰筒壁温梯度较小。

定义总冷却效率 η_o 如下:

$$\eta_o = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \tag{1}$$

由火焰筒内的燃气温度分布及各测点壁温计算的各冷却方案的总冷却效率见表2。总冷却效率反映了冷却方式的综合效果, 亦是比较不同冷却结构性能的重要指标。

从表中可见, 3种方案在各测点的总冷却效率 η_o 在0.85~0.96之间, 说明冷却效果很好。个别测点处总冷却效率为0.80, 主要位于主燃孔后的影响

区域内, 需要在局部区域采取改进措施, 增加局部区域的冷却气量。

5 结 论

通过对 3 种结构冲击/发散双层壁冷却方式的综合考核验证试验研究, 得出如下结论:

- (1) 冲击/发散双层壁火焰筒冷却气用量约为 20%, 与推重比 10 一级发动机燃烧室设计要求相当, 比推重比 8 一级发动机燃烧室冷却气量减少 45%。
- (2) 试验壁温均低于 1 150 K, 与推重比 8 一级发动机燃烧室壁温相当。
- (3) 冲击/发散双层浮动壁火焰筒的总冷却效率基本在 0.85~0.96 之间, 冷却效果很好;
- (4) 叉

- 排孔排列方式的壁温比顺排的壁温低。
- (5) 主燃孔后存在局部高温区, 需采取强化冷却措施。

参考文献:

- [1] Gleason C C, Oller T L, Shayeson M W. Final Report, Evaluation of Fuel Character Effects on F101 Engine Combustion System [R]. AFAPL - TR - 79 - 2018, CEEDO- TR - 79- 07.
- [2] Mellor A M. Design of Modern Combustors II [M]. Academic Press, 1991.
- [3] 刘高恩, 林宇震, 宋波. GD-25 单头部燃烧室高温高压燃烧试验——燃烧室进口参数对火焰筒壁温的影响 [R]. 北京: 北京航空航天大学, 1998.

