

氢氧烃三组元发动机燃烧室 传热、流阻初步分析

祁 锋

(航空航天部11所)

摘要: 本文对几种发动机的冷却作了分析比较, 指出使用铜铝合金是高压大热流发动机的必然要求。对大推力氢氧烃三组元试验发动机燃烧室的传热分析表明: 热流仅相当于相同推力氢氧双组元发动机的 $1/3 \sim 1/2$, 热壁温低于800K, 完全满足设计要求, 但流阻较大, 对氢泵不利。

主题词: 多元燃料发动机, 火箭发动机燃烧室, 传热, 计算

一、前 言

氢氧烃三组元发动机由于其优良的性能, 受到了国内外越来越多的重视^[1,2]。它比液氧煤油发动机可以大大改善燃烧稳定性; 它比氢氧发动机燃料价格便宜得多; 它比液氧/煤油发动机性能高, 在用氢量占燃料总量10%以内时, 性能的提高尤为明显; 它采用的氢氧燃气发生器不会结焦, 解决了液氧/烃类发动机一个很大的技术难题, 为其重复使用奠定了基础; 它在高空状态下可直接成为仅用氢氧的双组元高性能发动机, 这种组合地面/真空两种发动机于一体的新型发动机, 是今后发动机发展的方向。三组元发动机用液氢做主要冷却剂, 冷却喉部和身部, 解决了液氧/烃发动机冷却不好的大问题。

本文主要从传热冷却方面来分析三组元发动机, 看看冷却是否真正得到了解决。

二、分析试验用燃烧室简介

燃烧室的形状和参数如表1、图1所示。冷却剂为液氢, 从喷管中段进入冷却夹套, 冷却喉部、身部后从头部夹套流出。

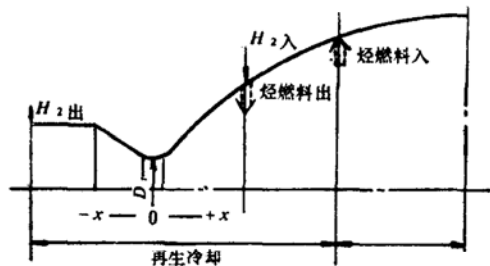


图1 三组元发动机推力室及冷却示意图

本文在传热冷却计算中, 使用的是一般公认的、较常用的公式。取积炭效应系数时, 根据面积比不同而变化。由于温度变化较大, 考虑了壁面导热系数随温度的变化。肋片所增强的传热效果也作了肋片效应的修正。冷却剂压降计算时, 考虑了冷却通道的不同结构和制造工艺。整个计算由Fortran程序完成。

本文1989年12月15日收到

表1 几种分析用燃烧室的基本参数

参 数 项 目	燃烧室 类型	两组元燃烧室 试 验 件	小推力氢氧烃 三组元燃烧室 试 验 件	LE-7	氢氧烃三组元 试验发动机
推 进 剂		LOX/煤油	LOX/C ₃ H ₈ + LH ₂	LOX/LH ₂	LOX/C ₃ H ₈ + LH ₂
混合比 O/F		2.29	3.1	6.0	3.2
燃烧室压力 p_c (MPa)		9.277	9.807	14.71	14.71
理论比冲(海平面)(m/s)		2670.4	3215.6	4537.54	3186
燃烧室温度(K)		3588.84	3551.36	3293.76	3728.6
氧流量 G_o (kg/s)		7.891	~8.08	231.4	243.63
氢流量 G_H (kg/s)		/	~0.261	38.6	8.11
烃流量 G_{CH} (kg/s)		3.444	~2.35	/	71.56
冷却剂类型		H ₂ O	H ₂ O	LH ₂	LH ₂
冷却量 G_c (kg/s)		9.463	10.0	11.571	8.11
喉部直径(m)		0.05	0.054	0.233	
收缩比 ϵ_c		4.41	3.78	3.0	
喉部到喷注面长 L_c (m)		/	0.25	0.38	
推力室总长 L (m)		/	0.65	2.44	

三、计算结果和分析

1. 高压液氧/煤油燃烧试验、传热计算

燃烧室压力为9.81~9.27MPa,用水作夹套冷却。传热估算的目的在于验证计算方法的可行性。计算结果表明,最大热流(在喉部处)为42MW/m²,喉部壁温为500℃。

从计算结果来看,可以得到几点结论:

- (1) 试验燃烧室的结构设计是成功的,壁温和冷却液温升都不高。
- (2) 计算的单位时间放热量为1964.36kW,实测冷却水吸热量为1831kW,比较接近,说明计算方法比较可信。
- (3) 本试验用的材料是铜钎合金,它导热性能好,是1Cr18Ni9Ti的15倍以上,因而喉部壁温很低。若换用1Cr18Ni9Ti材料,是承受不了如此高热流的。

2. 小推力氢氧烃三组元燃烧室试验件的传热估算

小推力氢氧烃三组元燃烧室作的方案验证是可行的。为了确定其能否经受得住试验中的热流考验,作了两种情况下的传热估算。一是在氢氧烃三组元高压燃烧情况下;二是氢氧双组元高压燃烧情况。后一情形相当于三组元燃烧试验处于传热最恶劣的极端状态。计算结果列于图2。由图2可以看出,三组元燃烧试验时,该试验件在冷却和传热方面是可行的。不

论是喉部壁温、热流和冷却剂温升都不高。对氢氧燃烧试验时,热流增加5倍以上,壁温上升1000K左右。当然这种情况,一般是不会发生的。

3. 氢氧烃三组元试验发动机燃烧室传热、流阻分析

(1) 三组元发动机与氢氧发动机的比较

把燃烧室沿轴向分成六个单元如图1所示。冷却剂 LH_2 从喷管中段面积比约 $\epsilon=21$ 的夹套处进入,经喉部进入燃烧室夹套冷却。喷管的其余部分可利用辐射冷却或者丙烷冷却。计算结果见图3,从图中我们看到热壁温完全可以满足设计要求,氢流温升也可以接受。只是冷却流阻较大,经过多次设计比较结果来看至少需要5 MPa。由于流阻相对较大,对氢泵设计提出了更高的要求。小流量、大扬程氢泵的研制难度较大。如果要降低冷却剂流阻,那么壁温就会升高。若设最高壁温不超过890K,流阻可减小一些。

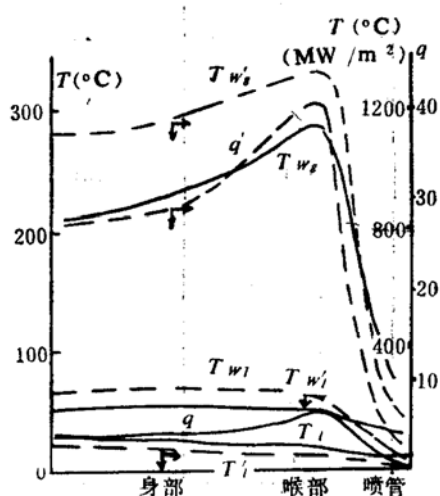


图2 小推力三组元燃烧试验传热估算
(虚线为氢氧燃烧极限工况)

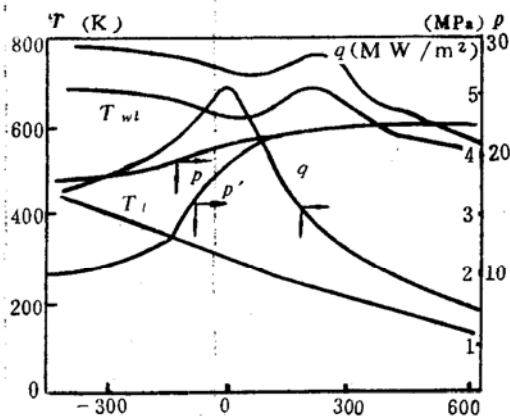


图3 三组元试验发动机燃烧室温度、压力分布

从热流沿燃烧室的分布看有两个特点:第一最大热流区在喉部,其值为 51.6 MW/m^2 ,相对于大推力氢氧发动机,是它们热流的 $1/2 \sim 1/3$ 。可以说这是三组元燃烧室的一个优点。但最高壁温却不在喉部,这说明两个问题:其一结构(包括燃烧室壁厚,冷却通道等)设计比较合理,使得冷却剂能够把热充分带走;其二说明在喉部处冷却能力还有余量,没有发挥出来。

从图3可见喷管喉部下游部分的热流相对较小。这使喷管扩散段部分使用烃类燃料冷却或使用辐射冷却问题也能较好解决。由于热流不大,温度不高,烃类的积炭是十分微弱的,对多次重复使用不会带来严重问题。

为了便于比较,表2列出了SSME、LE-7、氢氧烃三组元试验发动机的一些传热冷却参数。从表中数据可以看出,氢氧烃三组元试验发动机热流小于LE-7和SSME两至三倍。这是因为三组元发动机主要燃料为丙烷的缘故,而后两者为氢。这无疑是它相对于氢氧发动机的一个优点。热流小,冷却难度也小,这对设计,试验和将来的使用提供了较好的条件。至于最高壁温,三组元发动机也比较低,不到800K。

表2 几种发动机燃烧室传热参数比较

参 数 目 发动机	热 流 (MW/m ²)	最高壁温 (K)	冷却流量 (kg/s)	占燃料的 百分比	冷却剂温升 (K)	冷却剂流阻 (10N/cm ²)
LE-7	100	830/989	11.51	30%	170/220	35.7/22
SSME	164	810	13.989	20.56%	263	129.73
氢氧烃三组元试验发动机	51.6	784	8.11	10.18%	397	46
方案之二(a) $G_H = 8.11$	52.8	725.2	8.11	10.18%	260.5	25.5
方案之二(b) $G_H = 6.0$	50.9	851.4	6.0	7.53%	345.5	17.7

比较冷却剂流量及其温升、流阻可以看出,三组元试验发动机冷却流量稍小些,因而温升较高,这对发动机改善燃烧稳定性及丙烷雾化是有利的。此外,相同几何结构下流量减少,流阻下降,这对改善泵的恶劣工况是十分重要的。最后一个优点是可以改善循环系流的组织。由于氢的 R 值十分高,尽管其温度相对较低,但其作功能力(RT 值)却相当大。因而可以设想用它作为液氢的初级泵动力源(这在RL-10和SSME中均已采用)。不失为一种优化系统的好方法。同时还可以作为燃料泵的动力源。

(2) 三组元试验发动机冷却方案之二

另一种冷却方案是沿径向从面积比为21的地方开始用丙烷冷却,在面积比约5~7的地方结束。同时开始用 LH_2 冷却,通过喉部最后从身部流出(参见图1)。这样一方面由于流道缩短了,另一方面总吸热量少了,都能减小 LH_2 在夹套中的流阻损失,减少了氢泵设计的困难。图4是部分计算结果。

图4中虚线为保持原流量下的结果(方案=(a))。与图3比较可见热流没有大变化。壁温及冷却剂出口温度和压降都小了,最高壁温减小57℃,冷却剂温升下降了136℃,流阻损失从原来的4.6MPa下降到约2.5MPa,降了近2MPa。为了进一步降低流阻还可以进一步减小冷却用氢量(方案=(b))。图4实线是冷却用氢减少约25%后的计算值。此时最高壁温为850K,流阻损失为1.8MPa,这对氢泵的设计是十分有利。

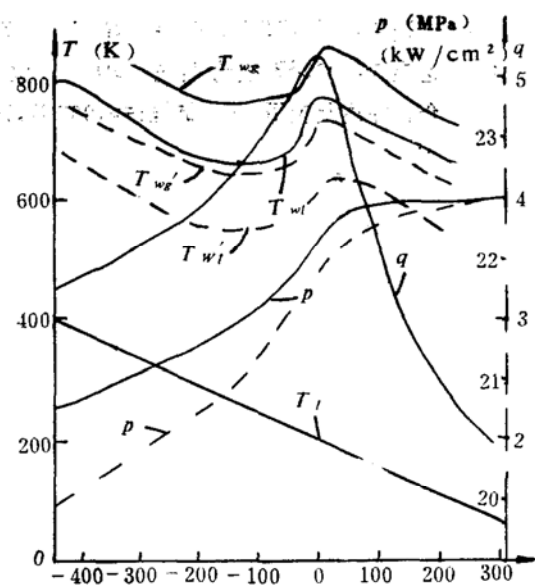


图4 三组元试验发动机燃烧室冷却方案之二

四、结 论

对小推力氢氧烃三组元燃烧室试验件的传热分析可见,冷却是可以过关的。对大推力氢氧烃三组元试验发动机燃烧室的传热分析指出:热流仅相当于相同推力氢氧双组元发动机的 $1/3 \sim 1/2$,热壁温完全满足设计要求,但流阻较大,这对氢泵工作不利。如通过调整流道布置,在给定壁温条件下,就可以大大降低冷却流阻损失。

参 考 文 献

- (1) (日)高性能火箭燃烧室技术合作研究小组:有冷却槽的火箭发动机燃烧室的应力分析,《国外导弹与航天运载器》,1988,4。
- (2) Nguyen, T. V. etc.; Aerodynamic Performance Analysis of Dual-Fuel/Dual-Expander Nozzle, AIAA-88-2818.
- (3) Giovanetti, A.J. etc.; Deposit Formation and Heat Transfer in Hydrocarbon Rocket Fuels, AIAA-84-0512.
- (4) Hydrogen Technology Survey, Thermophysical Properties, NASA-SP-3089, 1975.
- (5) 休泽耳, D.K.; 液体推进剂火箭发动机设计,国防工业出版社,1973年。

(上接第56页)

参 考 文 献

- (1) Richard C. Stroud; The Modal Survey of the Galileo Spacecraft, Sound and Vibration, Apr.1984.
- (2) 大保久信行:机械模态分析,上海交通大学出版社,1984。
- (3) 赵连忠: FESDEC有限元程序简介,《强度与环境》1989年第一期。
- (4) 赵连忠: 902SR 振动系统、SD1201 数字式控制系统、SD2003SM 结构模态分析系统设备简介、评述及应用,《火箭推进》1987年第一期。

CALCULATION AND MEASUREMENT OF TEMPERATURE FIELD IN SILICA-PHENOLICS LINING OF DIVERGENT NOZZLE SECTION

Wang Simin Zhou Xu He Hongqing

(Northwestern Polytechnic University)

Abstract. In this paper, we carry out the numerical calculation on temperature distribution in silica-phenolics lining of divergent nozzle section using radial transient heat-conduction equations in cylindrical coordinates. For the construction of nozzle, the throat lining is made of graphite, the inner lining of convergent and divergent sections and the back lining of throat section are all made of silica-phenolics, and the outside layer of nozzle is made of steel. In the calculation, the multi-layer construction of charring layer, pyrolytic layer and origin material layer formed in ablation of the silica-phenolics, the recession of ablative boundary and the changes of physical properties of material with temperature have been taken into account. Through coordinate transformation, the moving boundary changes into a solid one. Mainly, there are two methods for the heat conduction calculation, one is energy balancing method in unit volume and the other partial differential equations. An advantage of the later lies in easy couple of calculation with the ablation, which is just the cause for us further to study this method. In the paper, the improvements lie in adopting radial transient heat-conduction equations and considering pyrolysis taking place in certain thickness. We also carry out careful tests and measurements. The calculation results are in good agreement with measurements.

Keywords: Rocket engine nozzle, Temperature field, Thermal shield

THE PRIMARY ANALYSIS ON HEAT TRANSFER AND PRESSURE DROP OF THE THRUST CHAMBER IN HYDROGEN-OXYGEN-HYDROCARBON TRIPROPELLANT ROCKET ENGINE

Qi Feng

(The 11th Research Institute)

Abstract. The heat transfer analysis on several rocket engines has completed in this paper. It is inevitable for copper-zirconium alloy to be used in high pre-