

离散孔板冷却效率及其换热规律的研究*

南京航空航天大学 李 锋** 张青藩
中国航空工业总公司 624 所 何家德 王民升 刘

【摘要】 对离散孔平板试件的气膜冷却效率进行了大量的实验研究, 分析了离散孔板的几何参数及来流的气动参数对孔板气膜冷却效率的影响, 用热平衡法建立了离散孔平板气膜冷却对流换热模型, 在试验中对 6 种不同开孔结构的平板试件进行了测量, 并用最小二乘法拟合出了相应的关系式及关系曲线, 得出了一些实用价值的结论。

主题词: 气膜 冷却 换热 加力燃烧室
分类号: V231

1 实验装置与实验数据处理方法

80 年代以来, 美、英等国在研究离散小孔气膜冷却方面取得了可喜的进展^[1-6]。本文针对某加力燃烧室所采用的“全离散孔”隔热屏开孔尺寸, 采用低温等密度原则进行试验, 其密度比约为 2.8。本实验是在中航总 624 所的 SB406 气膜冷却装置上进行的, 该装置具有二股气源, 可以单独调节, 并配有专用的数据采集系统, 试验段为一矩形通道, 如图 1 所示, 其长×宽×高为 240 mm×180 mm×40 mm。用埋设在孔板表面的铠装热电偶测量壁温, 其热电偶的布局如图 2 所示。本实验共测试了 6 块离散孔平面试件。壁温测试的主要工况: 主流流量 0.18, 0.27 和 0.36 kg/s 时, 主次流间的静压差均为 0, 1000, 2000, 3000 和 4000 Pa; 主流温度 900 K, 次流温度 300 K, 次流速度 40–50 m/s。表 1 给出了试件的主要几何参数(略去试件 2、4, 其中的 a 、 b 分别为离散孔轴及周向间距, 详见图 3)。

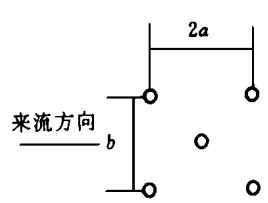
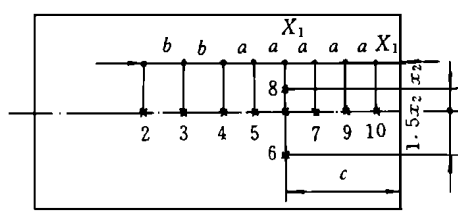
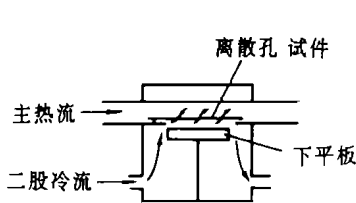


图 1 试验段结构简图

图 2 离散孔平面试件的热电偶布局图

图 3 离散孔试件的小孔分布

气膜冷却效率的计算: 用实际壁温计算冷却效率, 并按此式定义试件的冷却效率, $\eta_g = (T_g - T_w) / (T_g - T_c)$, 式中 T_g 、 T_c 分别为主次流温度, T_w 试件壁温。

表 1 试验件的几何参数对冷却效率的影响

试验号	孔径(mm)	孔间距 $a \times b$ (mm $\times$ mm)	开孔率(%)	主流流量(kg/s)	压差(Pa)	冷却效率(%)
1	1.0	5 $\times$ 6	2.62	0.3586	4020	73.50
3	1.0	8 $\times$ 8	1.23	0.3590	4020	53.51
5	0.8	8 $\times$ 6	1.05	0.3586	3960	56.16
6	0.8	4 $\times$ 5	2.51	0.3573	4030	76.18

对流换热系数的计算: 根据作用在试验件的辐射、对流换热可建立热平衡方程式 $Q_{c1} + Q_{r1} + 2Q_{r1m} = Q_{c2} + Q_{r2} + 2Q_{r2m}$, 式中: Q_{c1} 、 Q_{c2} 分别为试验件与主次流间的对流换热量; Q_{r1} 、 Q_{r1m} 分别为热通道上表面及侧面与试验件间的辐射换热量; Q_{r2} 、 Q_{r2m} 分别为试验件与冷通道下表面及侧面间的辐射换热量。式中 Q_{r1} 、 Q_{r1m} 、 Q_{r2} 、 Q_{r2m} 均可用常规方法求得, 因此根据上面的热平衡方程, 可以求得有气膜冷却时, 试验件与主流之间的对流换热量 Q_{c1} , 进而可求得其对流换热系数

$$h_1 = Q_{c1} / A (T_g - T_w) \tag{1}$$

式中: T_g 、 T_w 分别为主流温度及试件壁温, A 为开孔部分的试验件面积。无气膜冷却时的试验件的对流换热系数可按式确定:

$$h_0 = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} N d \tag{2}$$

d 为通道的当量直径, 这里取 $d = [4(\text{截面长} \times \text{宽})] / [2(\text{截面长} + \text{宽})]$ 。比较(1)、(2)式, 即可整理出所试验的离散孔试件气膜冷却时的对流换热系数随冷却气膜流量的变化规律。

2 试验结果及分析

2.1 试验件的几何参数对离散孔气膜冷却效率的影响

表 1 列出了主流流量及压差相近的情况下, 孔径及孔间距对冷却效率的影响。一般说来, 加力燃烧室尾部的温度比较高, 隔热屏的这一部分的烧蚀比较严重, 因此, 提高隔热屏这一部分的冷却效率是研究重点, 为此, 表中列出了 6 块离散孔平面试件的尾部在主流流量及压差相近时的冷却效率值。从表 1 可见: (1) 试件 1 与试件 6 相比较, 试件 6 的开孔率略小, 试件 6 的孔径及孔间距较小, 其冷却效果比试件 1 略好一些。(2) 试件 1 与试件 4 相比较, 试件 1 的孔径及开孔率都比试件 4 大, 冷却效率也相应的比试件 4 高。(3) 试件 1 与试件 2 相比较, 其孔径及周向孔间距相同, 试件 1 的轴向孔间距缩短, 开孔率增大, 冷却效率也相应增大。(4) 试件 3 与试件 5 的轴向孔间距相同, 但试件 3 周向孔间距、孔径都较试件 5 大, 其开孔率也较试件 5 高, 冷却效率却比试件 5 低。在其它来流工况条件下, 也可获得类似的结论, 由此可见: 在主流流量、主次流间的压差等来流参数一定的情况下, 离散孔板的气膜冷却效率不仅与开孔率有关, 还与离散孔的孔径及离散孔的布局(如孔间距等)有密切关系。一般说来, 在开孔率相当的情况下, 细而密的离散孔布局比粗而疏的离散孔布局的冷却效果要好一些。

2.2 来流气动参数对离散孔板气膜冷却效率的影响

图 4(a) - (c) 给出了试件 1、3 和 6 在不同压差下气膜冷却效率沿周向分布规律, 从图 4(a)、(b) 中可见, 冷却效率沿周向的变化很小, 因此在设计这类隔热屏及有关温度场计算时, 可以假定周向是均匀的。图 4(c) 给出了试件 6 在不同压差下气膜冷却效率沿轴向分布规律, 结果表明, 在试验件的初始段, 冷却效率的沿程变化比较显著, 到了下游, 变化逐渐减少, 最后基本不变, 表明在试验件的下游, 气膜的发展已基本稳定。图 5(a) - (b) 给出了试件 1 和 3(试件

6 略) 的气膜冷却效率随离散孔前后静压差的变化规律, 从图中可以看出, 当压差小于 1 kPa 时, 压差对冷却效率的影响十分明显, 而当压差超过 1 kPa 时, 冷却效率变化甚微, 这一结果与文献[2]基本一致。因此, 在冷却空气量受限制的加力燃烧室中, 应设法限制隔热屏内外静压差。此外, 试件 1 和 3 在不同主流条件下的冷却效率曲线的分布比较分散, 而试件 6 的冷却效率曲线则比较一致, 说明试件 6 对主流状态的

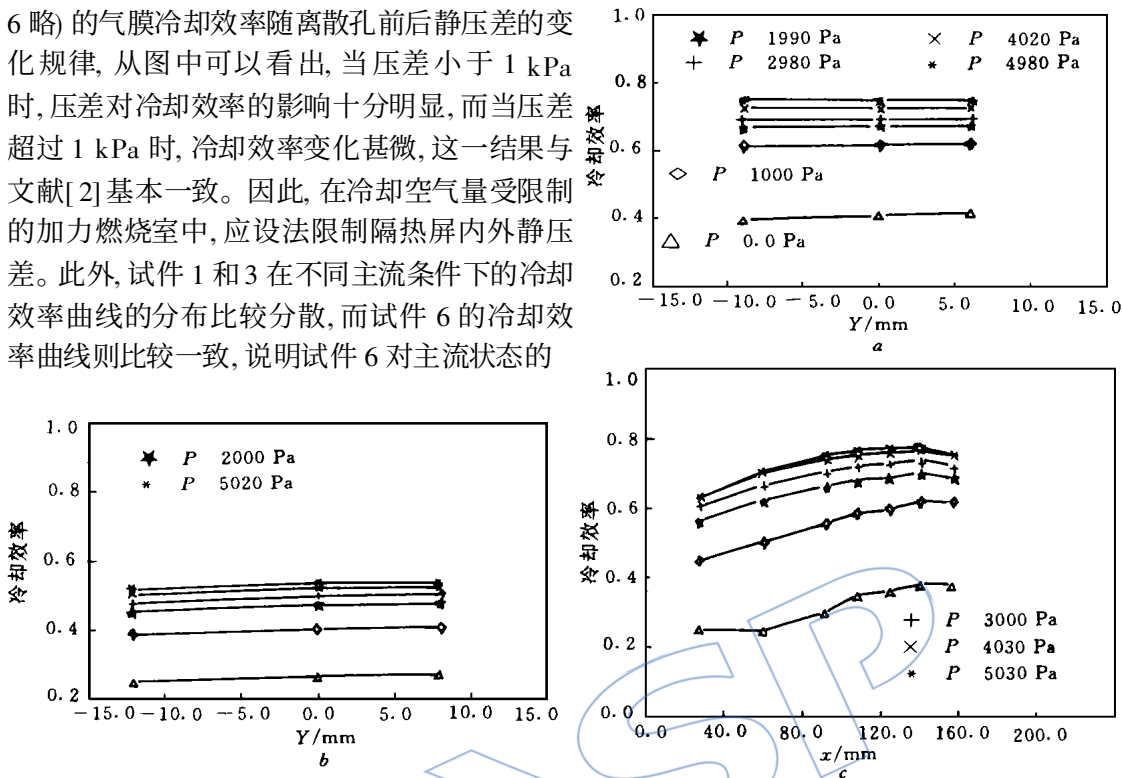


图 4 冷却效率沿周向变化(a. 试件 1, b. 试件 3, c. 试件 6)

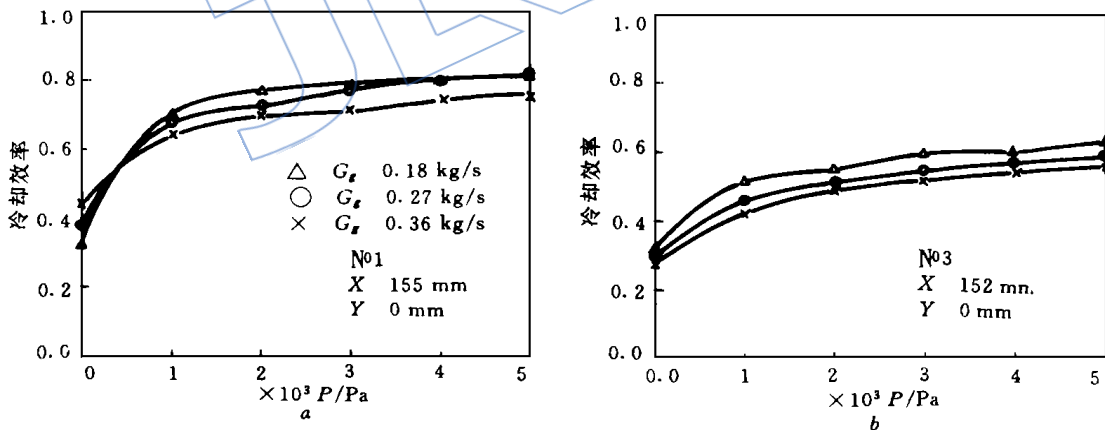


图 5 冷却效率随压差的变化(a. 试件 1, b. 试件 3, c. 试件 6)

变化不如试件 1 和试件 3 敏感, 综合考虑, 这是一种比较理想的冷却结构。

2.3 离散孔气膜冷却的对流换热系数变化规律的研究

对于离散孔径及其分布尺寸已经给定的每个试验件, 在试验的工况范围内, 其气膜冷却对流换热系数只与单位冷却表面积上消耗的气膜冷却量有关, 假定对流换热系数比值(h_1/h_0)与气膜冷却流量 G 之间遵循以下形式的多项式:

$$h_1/h_0 = A_0 + A_1G + A_2G^2 + A_3G^3 + A_4G^4$$

(3)

则根据不同工况下的试验结果,利用(1)及(2)式可求得对流换热系数,用最小二乘法求出(3)式中的系数(见表2,略去了试件2、4),即可获得每一试件的对流换热系数经验表达式。

表2 式(3)中的系数值

试件	A ₀	A ₁	A ₂	A ₃	A ₄	适应范围(kg/mm ² ·s ⁻¹)
1	0.999470	- 1.982287	1.926114	- 0.940059	0.178688	0< G< 2.0
3	0.996737	- 0.897611	0.197106	- 0.295495	0.431605	0< G< 0.9
5	1.000132	- 0.309919	- 0.065362	- 1.843719	1.724714	0< G< 1.0
6	0.999673	- 2.285011	2.419415	- 1.225484	0.237756	0< G< 1.8

图6给出了试件1的对流换热系数比值 h_1/h_0 随单位气膜冷却流量 G 的变化规律,其中的实线为最小二乘法拟合结果。可见,当气膜冷却流量很小时,随着气膜冷却流量的增大, h_1/h_0 急剧下降,表明冷却效果很好。但是当冷却流量大于 $0.8\text{ kg/m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 时, h_1/h_0 的变化明显变缓,当冷却流量超过 $1.6\text{ kg/m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 后, h_1/h_0 趋于0.1,几乎不再随冷却流量而变化。这与离散孔射流的迹线有关,实际上,当离散孔孔径及开孔率一定时,冷却流量与离散孔射流的初速成正比,而初速越大,射流的穿透能力越强,容易被主流冲淡,因此气膜冷却效果差。

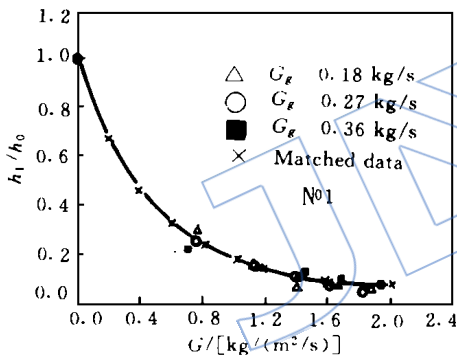


图6 h_1/h_0 随单位气膜冷却流量 G 的变化规律

图7给出了6块试验件的拟合曲线,可以看出,当气膜冷却流量相同时,试件6的对流换热系数比值 h_1/h_0 最低,表明气膜冷却效果最佳,而试件5的冷却效果最差。以冷却流量为 $0.8\text{ kg/m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 为例,此时,对于试件1, $h_1/h_0\approx 0.2$,而对于试件5, $h_1/h_0=0.46$,二者差别相当可观;同样,当要求达到相同的 h_1/h_0 值时,试件所需要的冷却气量最少,试件5需要的冷却气量最多。可见,对于离散孔气膜冷却,开孔率不宜太低。对于所研究的6块试验件,试件1和试件6的开孔率最大(2.5%—2.6%),冷却效果最佳,其中试件6的孔径更小,分布更密,更加接近发汗冷却,效果也比试件1略好。

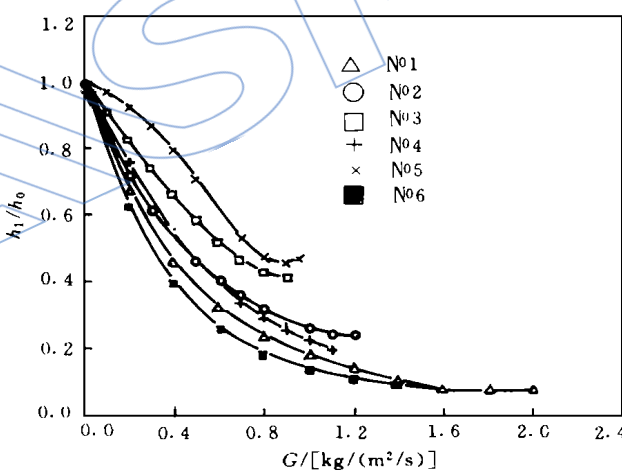


图7 6块试验件的拟合曲线

2.4 影响气膜冷却效率及其对流换热的原因探讨

从实验结果中可发现,在来流参数一定时,采用细而密的离散孔布局,比粗而疏的离散孔布局的对流换热系数比值 h_1/h_0 要小,即其冷却效果要好一些。在离散孔板的几何参数一定

时,要产生较理想的冷却效果,需要一定的冷却空气量,冷却气量过少,起不到冷却效果,其对流换热系数比值 h_1/h_0 较大,当冷却气量达到一定值后,再过多的增大冷却气量对提高冷却效果无多大意义。对此,可以作如下解释:冷却气膜对隔热屏的热保护作用主要有两个:一是将高温燃气与隔热屏隔开,避免高温燃气直接对壁面进行对流换热,这是气膜的隔热作用;二是在大部分区域里,将高温燃气的辐射热量从壁面带走一部分,这是所谓的冷却作用。其中气膜的隔热作用更为重要。在来流参数一定时,采用细而密的离散孔布局,比粗而疏的离散孔布局更容易在隔热屏处形成一层均匀的冷却气膜,此时与隔热屏进行对流换热的冷却气膜,而不是主热流,因此,其对流换热系数比值 h_1/h_0 较小,隔热效果当然要好一些;同样,在离散孔板的几何参数一定时,当冷却流量太小时,没有足够的冷流穿过离散小孔在隔热屏热壁一侧形成完整的冷却气膜,起不到隔热作用,此时与隔热屏进行对流换热的是主热流,而不是冷却气膜,其对流换热系数比值 h_1/h_0 较大,隔热效果当然较差。相反,如果冷却空气量太大,冷却射流的穿透深度太大,容易被主热流冲击散,也形成不予贴壁冷却气膜,而且还浪费了宝贵的冷却空气,大量损失主热流的能位及推力,因此,主次流间的压差一定要适中。

3 结 论

(1) 孔间距一定时,缩小孔径,即缩小单位面积上的开孔率,冷却效率将明显降低;孔径一定时,孔间距缩小,即增大单位面积上的开孔率,冷却效率将明显增大。(2) 单位面积上的开孔率一定时,密而细的离散孔布局,其冷却效率对高温区主流状态的变化不如疏而粗的离散孔布局敏感。因而适用范围也更广一些。(3) 冷却效率沿周向的变化可以忽略不计。(4) 在距离试验件进口边 150 mm 后,离散孔气膜的发展已基本稳定。(5) 要获得较好的冷却效果,主次流间必须维持一定的压差(1 kPa 左右),但是,当压差达到一定幅度后,再增大压差,冷却效率不再明显提高。(6) 对于给定结构(孔间距及开孔率)的试验件,要产生较理想的冷却效果,需要一定的冷却空气量,但是过多的冷却气量对提高冷却效果无多大意义。(7) 单位面积的冷却流量给定时,开孔率越高,对流换热系数的比值 h_1/h_0 越小,冷却效果越好,其达到相同冷却效果所需的冷却空气量越少;开孔率相当时,又以细而密的离散孔布局效果为佳。

参 考 文 献

- 1 Andrews G E. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: Cooling Effectiveness. 84- GT- 212 ASME
- 2 Andrews G E. Full Coverage Discrete Hole Film Cooling: The Influence of the Number of Holes and Pressure Loss. 90- GT- 61 ASME
- 3 Andrews G E. Full Coverage Discrete Hole Wall Cooling: Discharge Coefficients. 83- GT- 79 ASME
- 4 Kasagi N. Studies of Full- Coverage Film Cooling Part 1: Cooling Effectiveness of Thermally Conductive Wall. 81- GT- 37 ASME
- 5 Andrews G E. Full Coverage Discrete Hole Film Cooling: The Influence of Sizes. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1985, 2: 213- 225
- 6 Andrews G E. Transpiration Cooling: Contribution of Film Cooling to the Overall Cooling Effectiveness. 86- GT- 126 ASME

(责任编辑 杨再荣)

APPLICATION OF LIQUID JET TO REINFORCEMENT OF SUPERSONIC COMBUSTION

Hu Yuli

(2nd Dept. Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074)

Liu Jinhua and Ling Wenhui

(The 31st Research Institute, Beijing 100074)

Liu Ling

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

An experimental investigation on effects of oscillating shock generated by liquid jet on reinforcement of hydrogen- fueled supersonic combustion in Mach 2 airstream was completed. According to the one- dimensional calculation, it is found that supersonic combustion can be reinforced by the oscillating shock generated by liquid injection normal to supersonic flow at some distance from fuel injectors. And it is also discovered that the nearer the liquid injector is to the fuel injectors, the more combustion efficiency is enhanced by the oscillating shock.

Key Words Supersonic combustion Liquid jets Combustion efficiency

INFLUENCE OF COMBUSTION TIME DELAY ON RESPONSE OF LOW- THRUST POWER SYSTEM WITH HIGH COMBUSTOR PRESSURE

Shen Chibing, Lu Zhixin, Chen Qizhi

(Aerospace Technology Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

The mathematical model of a low- thrust power system with high combustor pressure is set up. The numerical computation for this system and analysis of the influence of combustion time delay on this system have been carried out with the characteristic method and the fourth- order Runge- Kutta method. The computed results show that the response of the power system becomes slower, the overshoot of engine performance parameter becomes greater and the time required for reaching the steady state becomes longer, if the combustion time delay is greater. When orbit control and attitude control rocket engines share the same propellant feed system, thus attitude- control rocket engine is affected more greatly by the combustion time delay. Finally, some methods are proposed to decrease the combustion time delay. The conclusions drawn in this paper provide the basis for improving its response characteristics.

Key Words Combustion chambers Burning time Liquid propellant rockets Response analysis

TRANSFER RULE FOR DISCRETE HOLE FILM COOLING

Li Feng and Zhang Qingfan

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

He Jiade, Wang Minsheng, Liu Kun

(Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500)

ABSTRACT

A lot of experiments has been carried out to research discrete hole film cooling effectiveness. The effects of the geometric parameters of the discrete hole and the flow parameters on the film cooling effectiveness have been analyzed. A model of convective heat transfer for discrete hole film cooling was created by the heat balance. Six different perforated plates were investigated for this purpose. The data measured are fitted by the least square approximation into some relationships which are useful to design of afterburner heat shield.

Key Words Afterburners Airfilm cooling Heat transfer

NUMERICAL CALCULATION OF FLOWFIELD INSIDE A SMALL ENGINE ANNULAR REVERSE- FLOW COMBUSTOR

Li Gaiqi and Lai Shouchang

(*Nanhua Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002*)

Yan Chuanjun

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

Calculations of flow field with fuel injection and heat release inside an annular reverse- flow combustor of a small aeroengine have been performed with a 3- D elliptic turbulent reacting thermo- aerodynamic software. In the program the turbulence is simulated by the $k-\epsilon$ two- equations model, the combustion after vaporization is determined by a two- step chemical reaction model, the reaction rate is calculated with Arrhenius and eddy breakup model. The SIMPLE algorithm is used to solve the finite- difference equations. The complex boundary conditions are treated particularly. Predictions of gas temperature, velocity, and fuel/air ratio show that a strong vortex emerges in the primary zone of liner; the velocity circumferential distributions have a similarity; the combustor performance is satisfactory due to favourable matching between velocity and fuel/air ratio distributions. The small circumferential velocities contribute to a reasonable velocity distribution at turbine stator.

Key Words Combustion chambers Flow fields Numerical simulation

NUMERICAL SIMULATION OF HOT FLOW IN LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTOR WITH AND WITHOUT BAFFLE

Zhao Wentao, Nie Wansheng, Zhuang Fengchen

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

ABSTRACT

The hot flow fields in liquid rocket engine combustion chamber with and without baffles are simulated numerically. The gas governing equations are described by Navier- Stokes equations in the Euler coordinates. The liquid governing equations are represented in the Lagrangian coordinates. The droplet moving tracks in the hot solutions of the two cases are investigated. The flowfield parameters of the combustion chamber are compared between the two hot solutions. It is proved that the numerical treatment of the baffle is valid.

Key Words Combustion chambers Liquid propellant rockets Numerical simulation

FUZZY HYPER- BODY NEURAL NETWORK AND ITS APPLICATION TO ROCKET ENGINE FAULT ISOLATION

Huang Minchao, Wu Jianjun, Chen Qizhi

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

ABSTRACT

A neural network twice classifier is provided which utilizes fuzzy sets as fault patterns of a liquid propellant rocket engine. Each fuzzy set is an aggregate of fuzzy hyperbodies. A fuzzy hyper- body is an n - dimensional hyper- sphere defined by a radius and a center with a corresponding membership function at first learning of fuzzy neural network and a part of the hyper- sphere defined by an included angle, a center and a direction vector at second learning. The training isolation accuracy of the twice learning algorithm