

机空气流量的降低, 发动机将会出现超温、超转和喘振裕度不足的现象, 这实际上限制了发动机的稳定、可靠工作的飞行包线。表 2 中的计算结果是发动机在标准大气条件 ISA 时, 不同高度下发动机能稳定可靠工作的最小飞行马赫数。

Table 2 Steady working range of engine		
H/m	Minimum Ma (speed and temp. limit)	Minimum Ma (ΔSM limit)
0	0	0
1 000	0. 48	0. 44
2 000	0. 70	0. 63
3 000	0. 85	0. 76
4 000	1. 00	0. 90

由于飞行马赫数增加时, 压气机工作线远离喘振边界(发动机喷管为亚临界状态), 所以发动机受最大转速、温度限制的最小马赫数比受最小喘振裕度限制的最小马赫数要高。从表 2 中还可以看出, 由于受到飞行器飞行速度的限制, 实际上“准等供油量”控制规律发动机的稳定可靠工作的飞行包线是很窄的。算例中的发动机在实际使用中已经不适合在飞行高度大于 2 km~ 3 km 条件下工作, (某发动机高空低温试验时曾出现过因压气机喘振而导致熄火的现象) 因为亚声速飞行器的最小飞行速度可能已经不能够满足发动机稳定可靠工作的要求。值得一提的是表 2 中仅仅考虑了标准大气条件 ISA 时的情况, 如果综合考虑高、低温天气, 则飞行包线会更窄一些。

4 结 论

- (1) 采用“准等供油量”控制规律的单轴涡喷发动机, 当发动机进口总温高时会发生超温、超转现象, 而当发动机进口总温低时喘振裕度不足, 发动机在地面静止条件下装订以及试验时应该注意到发动机的这一特点。
- (2) 由于发动机控制规律简单, 发动机不能充分发挥其潜力, 特别是在低空高飞行马赫数下, 发动机的机械强度裕度和气动稳定裕度的富余量较大。
- (3) 对亚声速飞行器, 采用“准等供油量”控制规律的单轴涡喷发动机具有较小的飞行包线。

参考文献:

[1] Gilyard G B, Omme J S. Performance seeking control: program overview and future directions[R], NASA TM-4531, 1993.

[2] Tich E J, Shaw P D. Performance seeking control for cruise optimization in fighter aircraft[R], AIAA 87-1929, 1987.

[3] 屠秋野. 先进战斗机发动机的控制规律优化研究[D] . 西安: 西北工业大学, 1999, 5.

[4] [俄] Ⅲ. •. 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M] . 单凤桐等译. 北京: 国防工业出版社, 1999.

[5] 郑 严, 史新兴. 弹用涡喷发动机火箭橇试验研究[J] . 推进技术, 22(1), 2001.

[6] 刘振德. 弹用涡喷发动机加速过程试验数值仿真研究[D] . 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2000.

(编辑: 盛汉泉)

简 讯

中国航天第三专业信息网第 22 届
技术信息交流会在南昌举行

10 月 10 日至 13 日, 在江西省南昌市, 中国航天第三专业信息网举行了第 22 届技术信息交流会。会议由上海新力动力设备研究所承办, 主题为“新概念动力装置与特种发动机”。会议录用论文 36 篇, 在会上交流了 26 篇, 评选出优秀论文 7 篇。

会议认为, 此次交流会论文题材广泛, 紧扣主题, 新概念动力装置和特种发动机的研究有较为显著的进展, 新技术在发动机研制中的应用有一些突破, 尤其是发动机制造工艺方面的论文比重有明显增加, 工艺研究及在实际应用中所取得的成果均甚为可喜。技术信息的交流使与会代表都得到了启发, 有所收获, 达到了预期的目的。

(本刊通讯员)

涡扇发动机燃烧室三维冷态流场的计算^{*}

周玉珍, 邵文清, 王菊金

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 论述了某型号涡扇发动机带甩油盘燃烧室从建模到流场计算的整个过程, 对半折流式环形燃烧室进行了冷态流场三维流动数值模拟, 运用先进的数值计算软件, 模拟甩油盘旋转甩油的过程, 数值计算得到了燃烧室的速度场、总压恢复系数的分布以及燃油分布情况。为燃烧室的热态流场计算和燃烧室的设计、反设计及改型奠定了基础。

关键词: 涡轮风扇发动机; 环形燃烧室; 三维流; 数值仿真

中图分类号: V235.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 06-0480-03

Flow-field computation for turbofan engine combustion chamber

ZHOU Yur-zhen, SHAO Wen-qing, WANG Ju-jin

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: The process of turbofan engine combustion chamber non-reaction flow computation was discussed. Non-reaction three-dimensional flow in turning back-flow annular combustion chamber was simulated. Velocity field, restoring coefficient of total pressure and fuel distribution were gained. It can be the fundament to compute reaction flow, design and counter-design. It is also important to improve engine performance in the future.

Key words: Turbofan engine; Annular burner; Three dimensional flow; Numerical simulation

1 引 言

近年来, 随着计算方法与计算机技术的迅速发展, 虽然已发表了一些有关燃烧室数值模拟的方法与计算文献[1~6], 但采用的计算方法多为二维或准三维方法, 三维计算也常用结构化网格。文献[3, 4]对涡扇发动机加力燃烧室内的三维冷态流场进行了数值模拟。本研究则采用先进的流场计算软件和非结构化网格, 对某型涡扇发动机半折流式环形燃烧室进行了三维冷态流场计算, 并且真实地模拟了甩油盘高速旋转供油过程。

2 模型的建立

2.1 物理模型的建立

应用美国 Unigraphics Solutions 公司的三维 CAD 软件对其进行造型, 建立火焰筒内外壳所围成体积,

并截取周向 20°角内的体积, 转换成 PARASOLID 和 IGES 软件后, 在 GAMBIT 内划分面网格, 运用 GAMBIT 软件可以在几小时之内划分几十万的网格, 而运用人工编程划分将大大增加工作量, 而且划分的网格数量有限。这次计算首先对各进气孔划分面网格, 而后划分体网格, 网格数量为 23×10^4 , 某轴向截面示意图见图 1。其网格类型为非结构化网格, 网格元素有四面体、六面体和金字塔形等多种形状。各进气孔和进油孔都进行了加密, 就一个进油孔, 网格数量就达到了 166 个面元素, 这次计算遇到的最大困难是模拟甩油盘高速旋转下甩油, 后经 GAMBIT 对模型处理, 在转动面和非转动面之间设置 Interface, 在数值计算软件内形成 Grid interface, 从而使旋转部分流场与非旋转部分流场进行有效的数据传递。另外, 由于模型是截取周向 20°角内的体积, 所以在计算中必须设置周期面。

^{*} 收稿日期: 2001-03-15; 修订日期: 2001-06-11。

作者简介: 周玉珍 (1970—), 女, 硕士生, 工程师, 研究领域为航空发动机燃烧室设计。

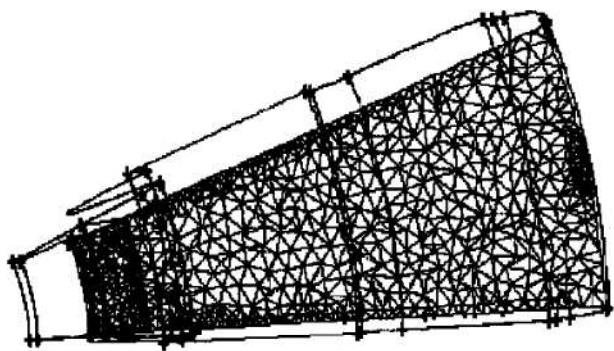


Fig 1. Mesh on one section

2.2 冷态流场的计算模型

计算采用通用的 SIMPLE 算法, 模型采用 $k-\varepsilon$ 紊流模型。另外在计算过程中, 假设流体为连续性的粘性牛顿流体, 定常不可压, 忽略重力和浮力等项。流场的控制方程为:

连续方程

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad i = 1, 2, 3$$

动量方程

$$\frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_1 + \mu_1 \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_1 \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k \delta_{ij}) \quad i, j = 1, 2, 3$$

k 方程

$$\frac{\partial \rho u_j k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_1 + \frac{\mu_1}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left[\mu_1 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \rho \varepsilon \quad i, j = 1, 2, 3$$

ε 方程

$$\frac{\partial \rho u_j \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_1 + \frac{\mu_1}{\sigma_\varepsilon} \right] \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} + \frac{c_1 \varepsilon}{k} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_1 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - c_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad i, j = 1, 2, 3$$

在上面公式中 μ_1 为紊流粘性系数, σ_k , σ_ε , c_1 , c_2 和 c_μ 为常数, 其值为

$$\sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3, c_1 = 1.44, c_2 = 1.92, c_\mu = 0.09$$

由于 $k-\varepsilon$ 双方程紊流模型是属于高雷诺数流动的紊流模型, 所以对壁面附近的流动必须进行修正, 在这次计算中用壁面函数法对近壁区的流场进行修正。

3 计算边界条件、方法及结果分析

3.1 定解边界条件

计算中采用发动机最大工作状态下的进口边界

条件、出口边界条件、固体边界条件、周期性边界条件。对于固体边界条件, 计算时采用绝热壁面条件, 壁面为不可渗透。对于周期性边界条件是始边与终边上的流动参数相等。

进口边界条件是指燃烧室火焰筒各进气孔的参数, 计算中给定了火焰筒各进气孔的速度大小、方向、密度、温度等。此燃烧室供油是由燃油衬套上的 12 个直径为 0.7 mm 的孔预分配喷入甩油盘, 再由甩油盘上的 18 个小孔甩出。由于计算时模拟甩油盘的旋转, 所以进口边界条件给定了甩油盘的转速、燃油的相对速度、初始的紊流动能和紊流耗散率, 并定义它为液相。

对于出口边界条件, 在计算之前是未知的, 这里采用压力出口, 初步估计一个压力值。

3.2 计算方法

在计算中采用先进的数值计算软件, 对进油孔的燃油流量、进气孔的进气量以及残差进行监视。由于流动控制方程为严重的非线性方程, 所以它的离散方程也是非线性的, 求解过程采用低松弛的方法, 对速度、压力、紊流动能、紊流动能耗散率、粘性系数这几个流动参数进行低松弛迭代求解, 保证迭代收敛。

收敛准则, 采用全场前、后两次迭代结果之差的绝对值的最大值小于某个小量, 即

$$\text{Max} | \phi_i^{n+1} - \phi_i^n | < 10^{-4}$$

每一轮计算结束, 检查流场的速度矢量图, 若流场速度矢量图没有形成较好的回流区, 则对各进气孔的进气速度进行调整。

4 结果分析

燃烧室内周向中间截面的流场速度矢量分布如图 2 所示。从图中可以看出, 燃烧室内回流区比较明显, 它主要是由外火焰筒头部 3 处缝隙进气, 前部两处小孔进气、火焰筒外壁大椭圆孔进气及内火焰筒一处进气形成。火焰筒外壁的 18 个椭圆形大进气孔, 进气气流被分成两部分, 一部分进入回流区参与燃烧, 另一部分气体则进入掺混区。它的流线图如图 3 所示, 该股气流十分重要, 当它进入火焰筒时, 几乎穿透了整个回流区, 把回流区和掺混区从中分开。其穿透深度对于加大燃烧室回流区的形成、高温燃气的冷却掺混、火焰筒内壁的冷却及燃烧室出口温度的分布都有很大的影响。当今世界上多种发动机的折流式燃烧室, 在类似此处位置上加了大进气风斗, 以增强该进气孔射流的穿透深度。这都说明了该股气流对

外部扰动影响下风扇和压气机稳定裕度的计算方法^{*}

李小彪, 张振家

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 为了定量评定燃气涡轮发动机的风扇和压气机的气动稳定性, 分析了影响风扇和压气机稳定性的外部扰动参数, 介绍了工程中计算气动扰动和热扰动对风扇和压气机的影响所采用的标准型扰动, 给出了在外部气动扰动和热扰动作用下的风扇和压气机的稳定裕度变化的一种计算方法, 可供工程研制中参考。

关键词: 燃气涡轮发动机; 风扇; 压气机; 气动稳定性; 稳定性计算

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0483-03

Calculation method for the fan and compressor surge margin in the effect of outside-flow disturb

LI Xiaobiao, ZHANG Zhenjia

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: In order to assess pneumatic stability of fan or compressor in gas turbine engine, the pneumatic stability parameters were analyzed. Described standard pneumatic disturb and heat disturb used in engineering. A calculation method which can be referenced in engineering for the fan and compressor pneumatic stability in the effect of outside-flow disturb was given out.

Key words: Gas turbine engine; Fan; Air compressor; Aerodynamic stability; Stability calculation.

1 引 言

航空发动机稳定性评定是一极为重要的课题。加大固有稳定性则明显牺牲发动机的性能, 固有稳定性不足则不能补偿外界扰动对风扇和压气机的影响, 导致发动机在实际工作环境不能正常稳定地工作。因此, 对特定对象的发动机, 分析其在实际工作环境条件下的外部扰动, 进而分析这些外部扰动对风扇和压气机稳定性的影响是非常关键的, 也是非常困难的。

为了定量评定发动机及其部件的气动稳定性, 可以使用定量表征在一定工作状态下该级风扇或者压气机在发动机系统中具有的稳定裕度、所需要的总裕度、以及补偿各使用因素的局部需用稳定裕度等参数, 包括: (1) 在给定使用条件和工作状态下该级风扇或压气机的可用稳定裕度 SMC_{ky} ; (2) 无外部扰动时, 在 $Ma = 0$ 、 $H = 0$ 条件下在用工艺进气道的试车台

上, 该风扇或压气机的设计可用稳定裕度 SMC_0 ; (3) 在给定使用条件下, 补偿对风扇或压气机工作点位置影响的局部需用稳定裕度 SMC_{xy} ; (4) 在给定使用条件下, 该风扇或压气机的总需用稳定裕度 SMC_{xy} ; (5) 补偿单独 I 因素影响的局部需用稳定裕度 SMC_{xyI} 。

国内外在喘振机理、喘振的数值模拟研究和试验研究、防喘控制等方面虽都取得了大量的成果, 也进行了外部扰动作用下发动机稳定性变化的研究^[1~7]。但是, 如何在工程上定量计算出外部扰动影响下风扇和压气机稳定裕度的变化值, 判定发动机在给定的外部扰动条件下能否正常工作的问题, 仍然需要深入研究。

2 外部扰动参数分析

在发动机的使用过程中, 对风扇或压气机所受外部扰动, 工程上可用气动扰动参数、热扰动参数和阶跃式总压等熵扰动参数进行分析。

^{*} 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-12。

作者简介: 李小彪 (1964—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机总体性能。

2.1 气动扰动参数

(1) 定常周向不均匀度 $\Delta\bar{\alpha}_0$

$$\Delta\bar{\alpha}_0 = 1 - \frac{\frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} (p^*(\varphi) d\varphi)_{p^*(\varphi) \leq p^*}}{p^*}$$

式中, $p^*(\varphi)$ 为总压沿周向坐标 φ 的时间平均和径向平均总压; $p^* = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} p^*(\varphi) d\varphi$ 是整个截面的平均压力。

(2) 沿截面平均的脉动强度 ε_{CP}

$$\varepsilon(\varphi) = \frac{\sqrt{\lim \left[\frac{1}{T} \int_0^T (p^*(t, \varphi) - p^*(\varphi))^2 dt \right]}}{p^*(\varphi)}$$

$$\varepsilon_{CP} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \varepsilon(\varphi) d\varphi$$

(3) 脉动的积分时标 τ_E

$$\tau_E = \int_0^{\infty} \bar{R}(\tau) d\tau$$

式中, $\bar{R}(\tau)$ 为自相关函数。

(4) 脉动的切向(空间)尺度 $\Delta\varphi$

$$\Delta\varphi = \int_0^{2\pi} \bar{R}_{XY}(0, \varphi) d\varphi$$

式中, $\bar{R}_{XY}(\tau, \varphi)$ 为相隔 φ 角的点上脉动互相关函数。

(5) 总不均匀度值 W

$$W = \Delta\bar{\alpha}_0 + \varepsilon_{CP}$$

2.2 热扰动参数

(1) 进口截面上空气平均加温

$$\delta T^* = \frac{\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T^*(\varphi) d\varphi}{T_0^*} - 1$$

式中, T_0^* 为均匀气流的初始温度。

(2) 温度的不均匀度 ΔT_0^*

$$\Delta T_0^* = \frac{\frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} (T^*(\varphi) d\varphi)_{T^* > T_0^*}}{\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T^*(\varphi) d\varphi} - 1$$

(3) 高温区范围由截面上 $T^*(\varphi) > T_0^*$ 区的切向长度来确定。

2.3 阶跃式总压等熵扰动参数

阶跃式总压等熵扰动的参数为扰动强度 δp 、压缩段持续时间 τ_1 、负压段持续时间 τ_2 。

3 标准型扰动

为了在工程设计阶段计算气动扰动和热扰动的

影响, 采用如下标准型扰动:

(1) 压力下降区幅度为 180° 的直角定常总压不均匀度。以相对起始压力的偏差值给出不均匀度, 这样, 沿周向的平均总压不变。即: $\Delta\sigma = \delta p_{\max}$, 式中 $\delta p_{\max}$ 为周向不均匀度型面的幅度。

(2) 周向方向的总压均匀脉动。取 $\varepsilon(\varphi) = \varepsilon_{CP} = \text{const}$, $\tau_E(\varphi) = \tau_E = \text{const}$;

(3) 认为脉动值和固定不均匀度相同, 即 $\varepsilon = \Delta\bar{\alpha}_0$;

(4) 对于进口直径为 1 m 的发动机, 取纵向脉动时标 τ_E 为 X ms。对于其它进口尺寸的发动机, 纵向脉动时标 τ_E 与发动机进口直径成比例;

(5) 在一半横截面($\varphi = 180^\circ$) 中给出总温温升, 上升速率为 $X/(K/s)$, 增加到限定温度 $\Delta\bar{T}_{\max}$ 为止。

为了计算标准型扰动下发动机的特性, 除了考虑发动机进气道的总压恢复系数外, 再增加总压恢复系数数值等于 X 的模拟进气道。

4 影响系数的确定

4.1 影响系数的确定方法

发动机稳定性计算研究的主要目的是得到对风扇和压气机稳定工作裕度的扰动影响系数的计算评估值, 这就要考虑气体系统的真实性能和扰动在发动机进口的变换。因此, 需要建立发动机数学模型。气动扰动和热扰动对双轴涡扇发动机稳定工作裕度的影响系数的评估, 依据是风扇和压气机不同匹配的一系列数值模拟。每一次数值模拟包括:

(1) 建立不同于原始匹配的风扇或压气机的新匹配, 靠采用发动机内部影响, 降低或者增加风扇或者压气机的可用稳定裕度;

(2) 确定风扇或者压气机的可用稳定裕度;

(3) 确定扰动的临界值。

压力不均匀度影响的计算评估, 是在给定的风扇和压气机匹配下逐渐增加总不均匀度 W 值一直到失稳。取发动机还能够保持稳定性的最大总不均匀度 W 值作为稳定性评定准则。在热扰动条件下, 也据此来确定最大允许热扰动值 $\Delta\bar{T}_{\max}^*$ 。

4.2 改变风扇和压气机匹配的方法

为了改变风扇和压气机的匹配, 可改变喷管面积或向风扇和压气机流道中吹气或者从流道中放气, 以影响风扇和压气机工作。

4.3 风扇和压气机稳定裕度对极限扰动的影响系数

4.3.1 进气道总压扰动

进气道总压扰动临界值与该风扇或压气机可用稳定裕度的典型关系见图1。曲线上水平段对应的压气机稳定裕度足够大,此时发动机的稳定性取决于风扇的稳定性。只有在压气机工作线足够高时才能达到A点,此时压气机稳定裕度不够补偿风扇后的扰动。O点是初始工作线。通常,在没有破坏稳定性的其它因素条件下,在设计点上这些压气机都在气动扰动不敏感区内工作。对于风扇和低压压气机,只有在工作线降得很低时,才有可能出现这种现象。计算中必须通过改变工作线位置来确定风扇或者压气机的工作状态区,在该区内降低可用稳定裕度会引起外部扰动极限值相应下降。在工程中,计算或者试验得到几个 $W(SMC_{ky})$ 后,就可以得到图1的曲线、确定A点的位置,并且评估出风扇和压气机稳定裕度

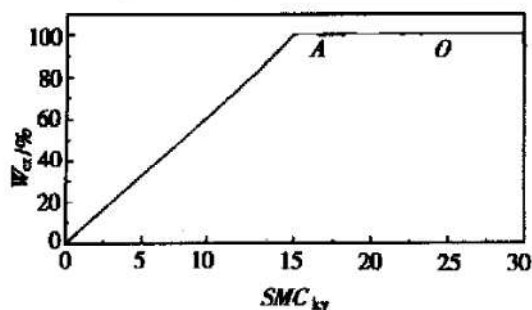


Fig. 1 Typical relationship between W_{cr} and SMC_{ky}

的变化对极限扰动变化的影响系数:

$$\alpha_W = SMC_{ky,A} / W$$

4.3.2 热扰动

对热扰动也进行与总压扰动相同的评估,即求出 $\Delta \bar{T}^* (SMC_{ky})$ 关系曲线,并且评估其影响系数:

$$\alpha_T = SMC_{ky,A} / \Delta \bar{T}^*$$

如果不能发现该风扇或压气机对外部扰动的敏感区,即在更深的节流条件下工作状态仍位于关系曲线 $W(SMC_{ky})$ 和 $\Delta \bar{T}^* (SMC_{ky})$ 的水平段,对应的影响系数认为等于零。一旦工作线上升而导致极限扰动下降,影响系数按原来可用稳定裕度得到。

4.3.3 综合扰动

中等水平定常周向总压不均匀度($\Delta \alpha_0 = 3\% \sim 5\%$)和动态温度不均匀度的相互交叉区大小为 90° ,评估方法与上相同,得到综合影响系数 α_{WT} 。

5 计算用于补偿扰动的局部需用稳定裕度

按照下式计算风扇和压气机补偿外部扰动的局部需用 SMC_{xy} :

$$SMC_{xy} = \alpha_W W_{BX} + \alpha_T \Delta \bar{T}_{BX} + \alpha_{WT} W_{BX} \Delta \bar{T}_{BX}^*$$

式中, W_{BX} 为飞行条件下预期总压不均匀度; $\Delta \bar{T}_{BX}^*$ 为飞行条件下预期总温不均匀度。

根据以上计算及飞行器总体根据发动机工作环境条件给出的 W_{BX} 与 $\Delta \bar{T}_{BX}^*$,就可以计算出风扇和压气机补偿外部扰动的局部需用 SMC_{xy} 。

在得到补偿这些扰动的局部需用裕度 SMC_{xy} 的计算值后,如果 $SMC_{xy} < SMC_{ky}$,则表明发动机有能力在这些给定的外部扰动环境下稳定地工作;如果 $SMC_{xy} > SMC_{ky}$,则需采取措施,否则发动机无法正常工作。

6 结 论

本文介绍的计算方法,可以直接用于弹用涡扇发动机的稳定性评估;可用于进行风扇和压气机可用稳定裕度的计算和分析,为定量评定发动机在外部干扰条件下的正常工作能力提供依据。

参考文献:

- [1] Mahmood Abdel Wahab. Effects of fan inlet temperature disturbances on the stability of a fan engine[R]. NASA TM-82699.
- [2] Braithwaite W M, Graber F J Jr, Mehalic C M. The effect of inlet temperature and pressure distortion on turbojet performance [R]. AIAA 73-1316.
- [3] Longley J P. Measured and predicted of inlet distortion axial compressors[R]. ASME Paper 90-GT-214.
- [4] Hynes Y P, Greitzer, E M. A method for assessing effects of inlet flow distortion on compressor stability[J], ASME Turbomachinery, 1987, 109.
- [5] 王占学,唐狄毅.瞬态过程热传递对压气机稳定裕度的影响[J].推进技术,1997,18(5).
- [6] 吴 虎,廉小纯,陈辅群,等.平面波压力扰动下压气机逐级动态响应分析[J].推进技术,1999,20(6).
- [7] 王立峰,张 津.超机动飞行推进系统稳定性控制研究[J].推进技术,1999,20(6).

(编辑:王居信)

某涡喷发动机中介机匣振动模态分析*

孙 扬¹, 刘振德¹, 郑 严¹, 洪 杰², 郭宝亭²

(1. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074; 2. 北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘 要: 用多点激振单点拾振的脉冲激励试验模态测试方法, 对某涡喷发动机中介机匣的振动特性进行了模态分析, 对比了模型机中介机匣与改型机中介机匣的振动模态, 试验结果表明模型机中介机匣在结构设计方面存在薄弱环节, 其结果为某涡喷发动机结构设计、振动故障分析提供了依据。

关键词: 涡轮喷气发动机; 中介机匣; 模态分析; 模态振动试验

中图分类号: V235.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 06-0486-03

Modal analysis on middle casing of turbojet engine

SUN Yang¹, LIU Zhen-de¹, ZHENG Yan¹, HONG Jie², GUO Bao-ting²

(1. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China;

2. Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The experiment modal analysis of the middle casing of the turbojet engine was completed. The prototype parts and none prototype parts were compared through the vibration modal analysis test. The results are helpful for the vibration fault analysis and structure design of the turbojet engine.

Key words: Turbojet engine; Middle casing; Modal analysis; Modal vibration test

1 引 言

中介机匣是某涡喷发动机主要承力零件之一, 发动机的后轴承就安装在中介机匣上, 掌握其振动特性对分析发动机整机振动特性有着十分重要的意义。模态分析是将线性定常系统振动微分方程组中的物理坐标变换为模态坐标, 使方程组解耦, 成为一组模态坐标及模态参数描述的独立方程, 以便求出系统的模态参数。模态分析的最终目标是识别出系统的模态参数, 为结构系统的振动特性分析、振动故障诊断和预报以及结构动力特性的优化设计提供依据^[1]。模态分析是建立在试验基础上的, 因此所得到的动态特征参数比较准确。本文采用试验模态测试方法分析了某涡喷发动机中介机匣的动力特性, 对比了原型机中介机匣与改型机中介机匣的振动模态, 其结果为某涡喷发动机结构设计、振动故障分析提供了依据。

2 模态试验

2.1 模态试验模型

中介机匣是一结构复杂的铸件, 由外部的机匣、内部喇叭形鼓筒和 6 个支板组成, 并且支板的共振频率远高于机匣。因此, 在中介机匣的模态分析网格模型时, 外壳体上沿轴向分为 4 段、沿周向等分为 24 段, 将喇叭形鼓筒沿轴向分为 11 段, 在周向分为 12 段, 共 228 个节点如图 1 所示。

2.2 试验与分析系统

本试验采用多点激振单点拾振的方法^[2~5]。试验前首先建立中介机匣分析模型, 并适当选取一个拾振点。试验时将中介机匣用弹性绳吊挂使之处于自由状态, 拾振点固定在 25 号节点处, 其余各节点为响应点。利用压电式加速度传感器和力传感器进行激振和拾振信号的测量。信号通过低通滤波器和电荷放大器后, 进入 HP3566 结构动力分析系统, 根据实模

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-26。

作者简介: 孙 扬 (1968—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为小型弹用涡喷发动机。

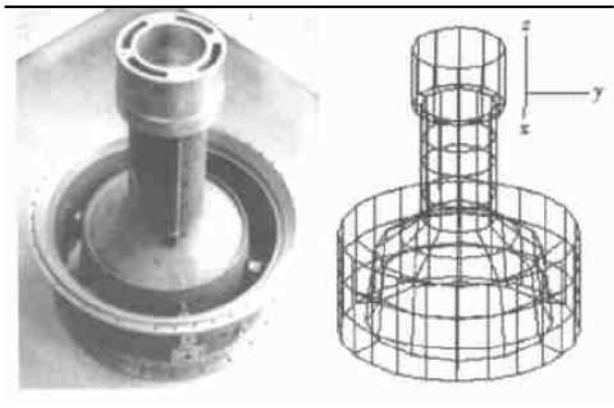


Fig. 1 Middle casing photo and experimental grid frame

态分析理论及复模态分析理论在动态分析仪上

进行模态参数识别, 在计算机上应用模态分析软件 STAR 进行模态分析。

3 试验结果

分别对 4 件中介机匣进行模态分析。在每个零件的模态试验中分别对 228 个激振点进行敲击, 并测量相对于 25 点的传递函数, 所有各点传递函数均进行 5 次平均以提高分析精度。对 228 个测量点传递函数集合后分析确定进行模态分析的峰值点。传递函数如图 2~ 5 所示, 图中横坐标为频率, 纵坐标为其幅值。在 3kHz 频率范围以下的共振点有 10 个, 其数值如表 1, 对应的模态振型如图 6 所示。表中 A 号、C 号为模型机件, B 号、D 号为改型机件。

Table 1 Middle casing modal frequency and modal mode

Order	Modal frequency(f /kHz)				Modal mode
	A	B	C	D	
1	0.596	0.634	0.645	0.662	Casing , 2 nodal diameter mode, axial direction , first order
2	0.764	0.815	0.778	0.810	Casing , 0 nodal diameter mode, radial direction , first order
3	1.12	1.20	1.23	1.24	Casing , 2 nodal diameter mode, axial direction , 0 order
4	1.33	1.61	1.53	1.57	Casing , 3 nodal diameter mode, axial direction , first order
5	1.60	1.70		1.77	Casing , 2 nodal diameter mode, axial direction , second order
6	1.78		1.86		Bearing casing , first order
7	2.03	2.05	2.02	2.00	Casing , 4 nodal diameter mode, axial direction , first order
8			2.18	2.17	Casing , 3 nodal diameter mode, axial direction , 0 order
9	2.73	2.73	2.77	2.72	Casing , 4 nodal diameter mode, axial direction , first order
10	2.86	2.94	2.96	2.96	Casing , 5 nodal diameter mode, axial direction , second order

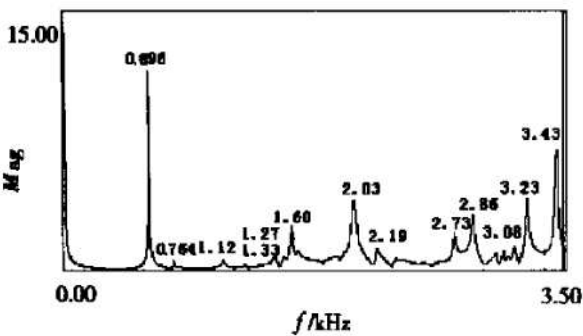


Fig. 2 Middle casing(A) transfer function

从表 1 和图 6 可知, 模型机中介机匣(A, C)与改型机中介机匣(B, D)在模态振型的分布上没有大的差异, 但在模态频率的数值上存在着一定的差别。对整机振动影响较为敏感的第二阶模态更为突出, 模型机件(A, C)第二阶模态频率分别为 776 Hz 和 778 Hz, 改型机件的(B, D)为 815 Hz 和 810 Hz, 这说明模型机

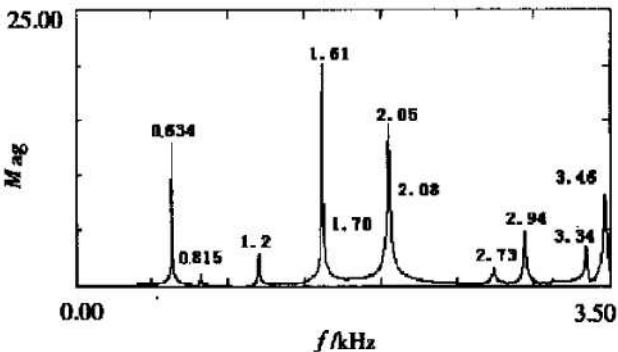


Fig. 3 Middle casing(B) transfer function

件与改型机件两者之间动力特性存在着较大差异。

由发动机的支承结构可知, 中介机匣的轴承腔内安装转子的后轴承, 轴承腔与后轴承套配合形成挤压油膜阻尼减振结构。发动机的工作转速范围为 20.6 kr/min~ 29.5 kr/min(基频为 343 Hz~ 492 Hz、二倍频为 686 Hz~ 983 Hz)。图 6(b)表明, 第二阶模态振型为中介机匣的摆动。

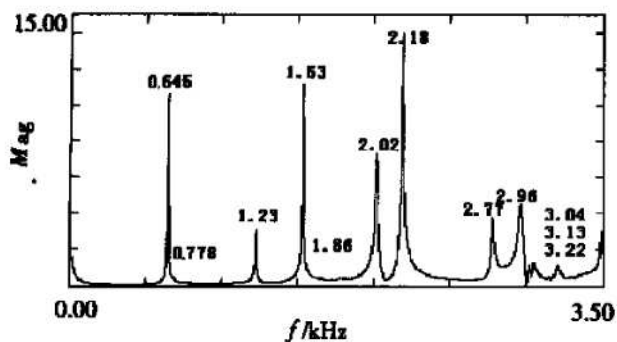


Fig. 4 Middle casing (C) transfer function

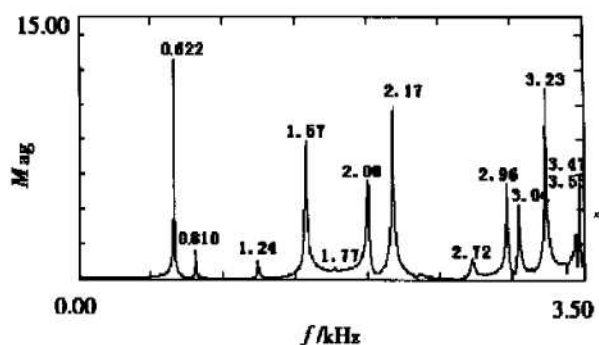


Fig. 5 Middle casing (D) transfer function

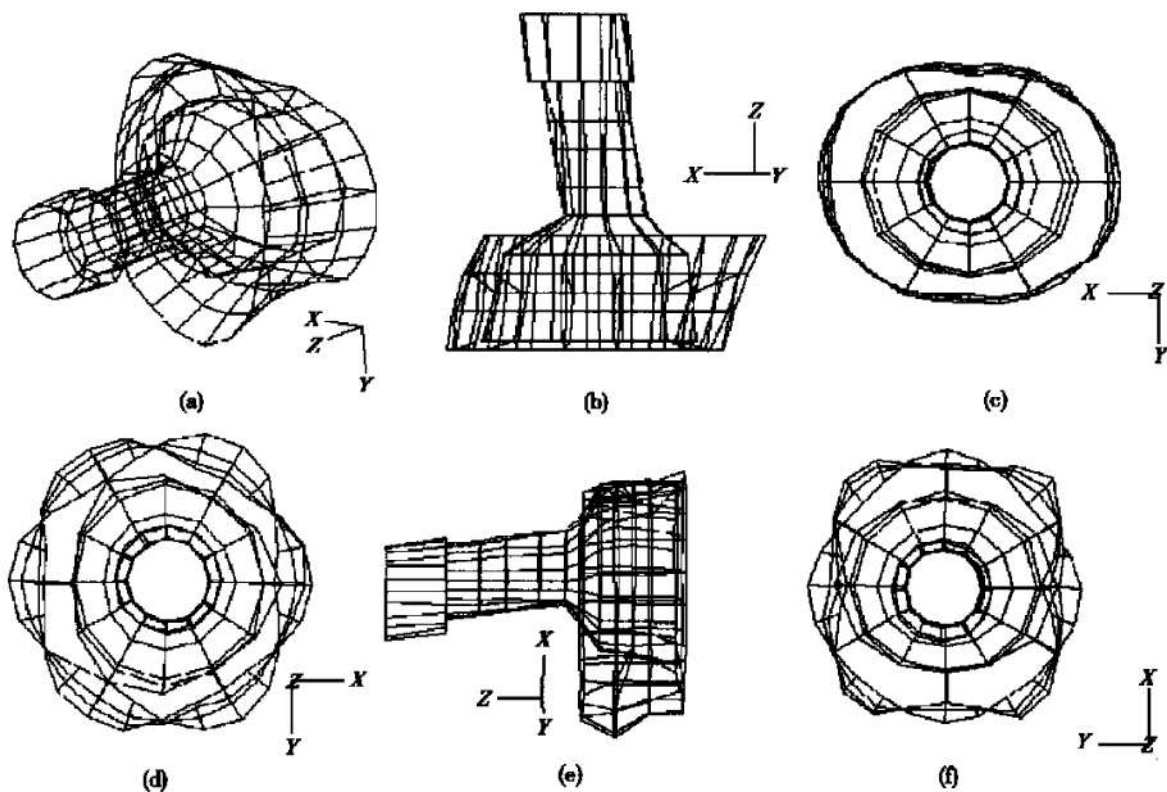


Fig. 6 Middle casing modal mode

(a) First mode; (b) Second mode; (c) Third mode; (d) Fourth mode; (e) Fifth mode; (f) Sixth mode

4 结 论

(1) 改型机件与模型机件在第二阶模态频率差别较大, 这说明两者之间动力特性存在着较大差异。改型机件与模型机件的差异极有可能影响发动机整机的动力特性, 应引起重视。

(2) 如果发动机转子系统对中情况不良, 模型发动机很有可能在转速为 23.28 kr/min 或 23.3 kr/min (改型机件为 24.3 kr/min 或 24.45 kr/min), 激起中介机匣二阶模态振动, 同时由于此时中介机匣轴承腔摆动, 造成挤压油膜阻尼减振结构失效, 从而造成发动机振动过大, 甚至超限。这与原型发动机转速在 24 kr/min 附近不宜长时间停留是一致的, 说明模型发动机结构设计上本身存在薄弱环节。

参考文献:

- [1] 傅志方. 振动模态分析与参数辨识[M]. 北京: 机械工业出版社, 1990.
- [2] 孙 扬, 洪 杰, 郭宝亭, 等. 某弹用涡轮喷气发动机前后承力框架模态试验研究[D]. 中国航天机电集团公司 31 所, 2000.
- [3] 大久保信行. 机械模态分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1985.
- [4] 张令弥. 模态分析基础和模态分析方法[M]. 南京: 南京航空学院出版社, 1988.
- [5] 孙 扬. 某涡喷发动机前轴承弹性支承试验模态分析[J]. 推进技术, 1999, 20(3).

(编辑: 盛汉泉)

吸气式发动机试验中空气流量的计算^{*}

陆 瑶, 张立堂, 于守志

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 为降低吸气式发动机试验中空气流量测量的计算误差, 在分析三种常用的测量空气流量计算方法的基础上, 提出了可压流温比修正算法和无方法误差的程序算法, 分析了各种方法的适用范围和方法误差。同时, 提出了空气湿度、直接加热污染和管壁受热等对物性参数和管径的修正方法。结果表明, 程序算法没有误差, 在高超声速飞行的模拟试验中尤为适用; 可压流温比修正法可以在工程上代替程序算法, 在广阔的压比和来流总温条件下, 其方法误差可以忽略。

关键词: 发动机试验; 空气流; 质量流量; 流量测量; 计算方法; 计算误差

中图分类号: V235 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0489-04

Calculation of air mass flow in air breathing engine test

LU Yao, ZHANG Li-tang, YU Shou-zhi

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: To reduce the calculation error of air flow measurement in air breathing engine test, based on three normal calculation methods, two new methods was presented: temperature ratio modify method of compressible flow and program calculation method which has no methodological error. The applied range and the methodological errors of all methods were also analyzed. At the same time, the effects of air humidity, direct heating pollution, and the heat expansion on pipe wall were considered. The result shows that program calculation method has no methodological error, and it is suitable for analog hypersonic flight test. The temperature ratio modify method can take the place of program calculation method in engineering; its methodological error can be ignored in wide range of pressure ratio and airflow temperature.

Key words: Engine test; Airflow; Mass flow rate; Flow rate measurement; Calculation method; Calculation error

1 引 言

吸气式喷气发动机在高空和地面台架试验中, 空气质量流量的测量是极为重要的。空气流量测量方法有多种, 如音速喷管测量、标准孔板测量等^[1~3]。在涡轮喷气发动机(含涡扇)试验中, 从通道布局等多方面考虑, 多采用与发动机进口相同尺寸的测量段, 通过测量来流总压、总静压差(或静压)和总温, 计算空气的质量流量。由于空气质量流量是间接测量参数, 要达到高的测量精度十分困难。这不仅是由于流量测量的诸直接测量参数的误差积累, 还因为计量空气流量公式的原理误差带入测量误差中去。加上测量段受环境条件的影响, 也增大了流量测量的误差。

为降低空气质量流量测量的计算误差, 本文提出了新的空气流量计算公式, 可压流温比修正算法与无方法误差的程序算法, 同时还给出了考虑空气污染、大气湿度和管道温度对空气流量测量的修正。

2 流量计算方法的比较和误差

2.1 常用计算方法的误差

空气质量流量的计算公式是在一元流理论导出的公式中加以附面层和其它影响因素的修正得到的, 通常采用等比热比算法、不可压流单位 γ 算法和不可压流等总密度算法计算。等比热比的流量公式为

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-14。

作者简介: 陆 瑶 (1976—), 女, 学士, 助理工程师, 研究领域为小型弹用涡喷发动机。

$$q = Ap_1 \left| \frac{2k}{RT_1(k-1)} \right| \left(\left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

从(1)式看出,只有式中最左端分子上的 k 是温度 T 时的真比热比,其它比热比都是总静温之间的平均值。将上式在 $k=k_0$ 点展成台劳级数,不难证明 k 值越大,计算的流量值也越大。如果用真值 k 代入上式计算所得流量偏大。反之,用总温 T_1 的 k 值计算所得流量偏小。在 $p/p_1 = 1 \sim 0.6$, $T_1 = 250\text{K} \sim 1200\text{K}$,方法误差为 $0 \sim 0.12\%$ 。

对不可压流单位 γ 算法,当取

$$\gamma = \left| \frac{\rho}{\bar{\rho}} \cdot \frac{T_1}{T} \right|^{\frac{1}{2}} = 1 \text{ 时,}$$

$$\text{得 } q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \cdot \frac{p}{p_1} \left(1 - \frac{p}{p_1} \right) \right|^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

式中 $\bar{\rho}$ 为积分中值。由于 $\rho/\bar{\rho} < 1$,而 $T_1/T > 1$,由于它们起着互相补偿的作用,使 γ 更接近于1.0,意即此公式的方法误差较小,但由于不可压流的假设,随着 p/p_1 的减小使误差增加。计算表明,当 $p/p_1 = 0.9$ 时,相对误差已达 0.4% 。

不可压流等总密度算法的流量计算公式为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \left(1 - \frac{p}{p_1} \right) \right|^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

由式(3)算得的流量永远大于实际值。与式(2)相同,当 p/p_1 减小时,方法误差增加。当 $p/p_1 = 0.9$ 时,方法误差为 5% 。

2.2 可压流温比修正算法

由伯努利方程、气体质量方程、状态方程得回归后的流量方程为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \right|^{\frac{1}{2}} \left| \frac{p}{p_1} \right|^{1-\frac{k-1}{k}} \left| \ln \frac{p_1}{p} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$a = 0.75 + 0.026 \left| 1 - \frac{p}{p_1} \right|^{0.3} (T_1 + 200) \times 10^{-3} \quad (5)$$

对于纯净空气或空气略有湿度和燃烧产物,为计算方便,流量公式表示为

$$q = Ap_1 \left| \frac{2}{RT_1} \right|^{\frac{1}{2}} \left| \frac{p}{p_1} \right|^b \left| \ln \frac{p_1}{p} \right|^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

$$b = 0.7755 + \left| 3.45T_1 - 24 \right| \left| 1 - \frac{p}{p_1} \right| \sqrt{T_1} \times 10^{-5} \quad (7)$$

计算表明,利用这种方法计算空气流量与程序计

算结果最为接近,在温度 $250\text{K} \sim 1200\text{K}$, p/p_1 从 $1 \sim 0.6$ 的广阔范围内,方法误差为 $0 \sim 10^{-4}$ 的量级。 $p/p_1 = 1 \sim 0.85$ 时,用公式(6),方法误差仅为 10^{-5} 的量级。

2.3 无方法误差的程序算法

本方法不作近似假设,而是利用状态方程、能量方程、质量流量方程和等熵过程方程,通过编程计算直接得到空气质量流量值。

等熵过程方程:

$$R \ln \frac{p_1}{p} = \int_T^{T_1} \frac{c_p dT}{T} \quad (8)$$

定压比热容的温度函数关系:

$$c_p = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + \dots a_n T^n \quad (9)$$

上式中: $a_0, a_1, a_2, \dots a_n$ 为已知常数。

由测得的 p, p_1, T_1 ,用式(8)和式(9)迭代即可求得 T ,赋 T 的初值为 $T = T_1 |p/p_1|^{0.29}$ 。

$$\text{由能量方程 } h_1 - h = w^2/2 \quad (10)$$

$$\text{或 } w = \sqrt{2 \int_{T_1}^T c_p dT} \quad (11)$$

由式(6)和式(8),即可算出 w 。再由流量方程

$$q = A \frac{p}{RT} w \quad (12)$$

即可算出质量空气流量 q 。

2.4 计算方法之选取

为了定量地比较算法的误差,计算了地面标准大气条件 $p_1 = 0.101325\text{MPa}$, $T_1 = 288.15\text{K}$ 和超声速模拟试验的典型状态 $p_1 = 0.6\text{MPa}$, $T_1 = 500\text{K}$

的无因次流量 $\frac{q}{Ap_1} \times \sqrt{\frac{RT_1}{2}}$ 随 p/p_1 的变化。计算结果见表1。

分析表1的计算结果表明:

(1) 比热比 k 为常值的可压流公式(1)在常用的总静压比范围内已能得到较好的结果,尤其是马赫数低的模拟范围,当 $p/p_1 = 1 \sim 0.85$,其方法误差仅为 $0 \sim 0.01\%$ 。在一定的温度范围内,使用者常取 $k = 1.4$,这样又增加了公式(1)的方法误差。

(2) 不可压流计算公式(2)在测量段流速较低时,能够得到较好的结果。当 p/p_1 大于 0.95 的范围内,其方法误差为 $0 \sim 0.15\%$,当 $p/p_1 < 0.95$ 时不宜用。

(3) 式(3)不可取。因为只有在流速低于 20m/s 时才可使用。随着测量段流速的增加,误差也增大。

Table 1 Variation of dimensionless flow rate $\bar{q} = \frac{q}{Ap_t} \sqrt{\frac{RT_t}{2}}$ with p/p_t

Method		p/p_t										
		0.999	0.99	0.985	0.98	0.97	0.96	0.95	0.93	0.90	0.85	0.80
Formula (1) $k = 1.4$		0.0316	0.09946	0.1215	0.1399	0.1704	0.1959	0.2175	0.2545	0.2988	0.3548	0.3964
Formula (1) $k = 1.39$		0.0316	0.09946	0.1215	0.1399	0.1704	0.1956	0.2175	0.2544	0.2987	0.3546	0.3961
Formula (2)		0.0316	0.0995	0.1216	0.140	0.1706	0.1959	0.218	0.255	0.300	0.357	0.400
Formula (3)		0.0316	0.100	0.1225	0.1414	0.1732	0.200	0.2236	0.2646	0.3162	0.3873	0.4472
Formula (3)	$T_t = 288.15 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2545	0.2988	0.3549	0.3965
	$T_t = 500 \text{ K}$						0.1956	0.2175	0.2543	0.2986	0.3545	0.3959
Method with no error	$T_t = 288.15 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2545	0.2988	0.3549	0.3965
	$T_t = 500 \text{ K}$	0.0316	0.0995	0.1215	0.1399	0.1704	0.1957	0.2175	0.2543	0.2986	0.3545	0.3959

(4) 无方法误差的程序计算法是理想的算法。从表 1 的计算数值中可以看出, 当模拟马赫数高的飞行条件时(如超声速冲压发动机)用式(1)计算, 仍可能带来千分之几的方法误差。

(5) 可压流温比修正法, 在广阔的压比和来流总温条件, 其方法误差都可忽略, 因此本文提出的空气流量计算公式最为适用。

3 流量公式的修正

鉴于 5 种流量计算公式和方法都是基于一元流的假设, 因此必须对附面层进行修正, 并且试验时的环境条件对流量计算的影响也必须加以考虑。

3.1 附面层修正

附面层修正是一个复杂的问题, 工程上经常是通过测量段的流量校测, 得到流量系数 ϕ , 按

$$q = q_0 \phi \tag{13}$$

计算实际的流量 q 。
式中 q_0 为理论计算的空气流量。

流量系数主要是测量段的马赫数或欧拉准则 $1/\text{kMa}^2$ 的函数, 也可以认为流量系数是 $\Delta p/p_t$ (或 p/p_t) 的函数。试验表明 ϕ 与 $\Delta p/p_t$ 可近似为线性关系, 即

$$\phi = B - A \frac{\Delta p}{p_t} = a + b \frac{p}{p_t} \tag{14}$$

式中 B, A, b, a 为常系数, 通过吹风校准得到, ΔP 为总静压之差。

理论上, 式(14)中的 B 应等 1.0, 实际考虑到测

量范围的准确性, B 成为接近于 1 的常数。

对于总压靶测量总压, 已初步考虑了流场因素, 但仍需按上述办法进行校测。对总压测点不在测量截面时, 应考虑对总压值的修正。

3.2 气体常数和比热比的计算

当被测量气体是干空气时, 气体常数为 287.053 J/kg·K。比热比 k 是温度的函数。但是, 实际气流中有一定湿度。同时, 在模拟超声速飞行的试验中, 来流温度的模拟有时采用直接加热方式, 气体的比热比和气体常数亦应作相应的修正。这里所提的方法是修正湿度和直接喷油加热对 R 和 k 的影响。至于有补氧时, 其方法类同。

气体常数 R 按下式计算:

$$R = \frac{R_g + dR_s + fR_r}{1 + d + f} \tag{15}$$

$$R_r = R_{r0} + (R_{r0} - R_g)L \tag{16}$$

式中 R_{r0} 为恰当混合时, 理想燃烧产物的气体常数, J/kg·K。 R_s 为水蒸气的气体常数, J/kg·K。

对用航空煤油作直接加热燃料时, 式(15)可写成

$$R = \frac{287.053 + 296.367f + 461.518d}{1 + f + d} \tag{17}$$

比热比 k 按下式计算:

$$k = \frac{1}{1 - R/c_p} \tag{18}$$

$$c_p = \frac{c_{pg} + fc_{pr} + dc_{ps}}{1 + f + d} \tag{19}$$

式中

$$c_{pr} = c_{p0} + (c_{p0} - c_{pg})L \quad (20)$$

式中: c_{p0} 为恰当混合时, 理论燃烧产物的定压比热, $\text{J/kg}\cdot\text{K}$; c_{ps} 为水蒸气的定压比热容, $\text{J/kg}\cdot\text{K}$ 。

当直接加热的燃料一定后, c_p 是温度的单值增函数, 并通过化学反应方程的质量守恒, 求燃烧产物的成份, 进而将 c_{pr} 拟合为温度的多项式, 加上已有的干空气的和水蒸汽的定压比热多项式, 就可以用式(19)计算 c_p , 用式(18)计算 k 值。

含湿量 d 按下式计算:

$$d = \frac{\varphi_{s\max}}{p_o - \varphi_{s\max}} \cdot \frac{R_g}{R_s} = 0.62198 \frac{\varphi_{s\max}}{p_o - \varphi_{s\max}} \quad (21)$$

饱和水蒸气压力 $p_{s\max}$, 按 GJB366.3-87 规定当温度为 $-20^\circ\text{C} \sim 30^\circ\text{C}$ 时, 在大气中,

$$p_{s\max} = 6.107 \times 10^{\frac{at}{b+t}}, \text{hPa} \quad (22)$$

当环境温度 $t > 0^\circ\text{C}$ 时, $a = 7.5$, $b = 237.3$;

$t < 0^\circ\text{C}$ 时, $a = 9.5$, $b = 265.5$ 。

有了 p_o , t 湿度计测得的 φ , 即可由式(21)和式(22)计算 d 值。

在本文提出的无方法误差算法和可压流温比修正算法中的 c_p 和 k 函数, 也要按上述公式加以计算。

3.3 测量段截面积的确定

测量段的几何截面积, 除了要考虑总压头(如果采用的话)所占的微小截面积外, 主要要考虑测量段壁温 T_w 对截面积的影响。

管内紊流有如下关系式:

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{1/3} \quad (23)$$

由, $Re = wD/\nu$, $q = A\theta_w$, $A = (\pi/4)D^2$ 和 $\nu = \mu/\rho$ 得

$$Re = \frac{4}{\pi} \frac{q}{\mu D} \quad (24)$$

又因

$$Nu = \frac{\alpha_1 D}{\lambda}$$

得

$$\alpha_1 = \frac{0.0279 \left| \frac{q}{\mu D} \right|^{0.8} Pr^{1/3} \lambda}{D} \quad (25)$$

式中粘度 μ 、普朗特数 Pr 和气体导热系数都是测量段内温度的函数, 有表可查。在计算管内对流换热系数 α_1 时, 流量 q 按常温管径 D 算出。

管外的散热视为水平放置的圆柱管的自然对流换热。并有以下关系式:

$$Nu = \left[0.6 + \frac{0.387 Ra^{\frac{1}{4}}}{1 + \left[\frac{0.559}{Pr} \right]^{9/16} \left[\frac{8/27}{Pr} \right]} \right]^2 \quad (26)$$

$$Nu = \frac{\alpha_2 D}{\lambda} \quad (27)$$

$$Ra = \frac{g \frac{8(T_w - T_\infty)}{(T_w + T_\infty)^3} D^3 \cdot \frac{\rho^2}{R^2}}{\mu^2} Pr \quad (28)$$

式(26)~(28)三式中的气体物理参数 λ , Pr , μ 都是温度的函数。其示性温度取为 $(T_\infty + T_w)/2$ 。当 T_w 壁温已知时, 即可由上面各式求出 α_2 , p 为常压。

由气体传给壁的热量等于壁传给周围的热量, 得

$$\alpha_1 (T_1 - T_w) = \alpha_2 (T_w - T_\infty) \quad (29)$$

即

$$T_w = \frac{\alpha_1 T_1 + \alpha_2 T_\infty}{\alpha_1 + \alpha_2} \quad (30)$$

由于 α_2 是 T_w 的函数, 因此要用迭代求解式(26)~(28)和式(30), 最终求出 T_w 。

测试时测量段的截面积 A 由下式计算:

$$A = (\pi/4) D^2 [1 + 2\beta(T_w - T_0)] \quad (31)$$

式中 β 为测量段材料的线膨胀系数, $1/\text{K}$ 。

对于大气进气, $T_w = T_0$ (大气温度)。

4 结 论

(1) 本文提出的程序算法, 没有方法误差。只要符合理想气体条件, 在广泛的压力、温度和流速模拟范围都能得到无方法误差的结果。尤其在高超声速飞行的模拟试验中, 流量测量必须用本文提出的方法。

(2) 本文提出的可压流温比修正半经验公式, 在工程使用上, 可以代替程序算法。它比现在国内外使用的所有公式都更准确, 使用方便。

(3) 因为有的计算方法有方法误差, 所以在测量段流量校测时所用的计算方法要与使用时的一致。

参考文献:

- [1] 因克罗普拉 F P, 德威特 D P 著. 传热基础[M]. 北京: 宇航出版社, 1987.
- [2] 程贺编著. 流量测量及补偿技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 1995.
- [3] 于守志主编. 飞航导弹动力装置试验技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.

某型号涡喷发动机滑油系统设计^{*}

黎林林, 谢光华

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 详细介绍了某型号弹用涡喷发动机滑油系统。对滑油系统各部件设计过程中遇到的主要问题以及主要设计参数的确定等进行了详细阐述, 并分析了滑油系统的油量平衡和高空性能等易忽视的问题。

关键词: 涡轮喷气发动机; 润滑系统; 发动机控制; 分系统设计

中图分类号: V235.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0493-03

Oil system design of a certain turbo-jet engine

LI Lin lin, XIE Guang hua

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: An oil system of a certain missile-used turbo-jet engine was introduced detailedly. Problems on the oil system design and the primary data chose for oil system were presented. Such as how to keep equation with flow mass and the altitude performance design for the oil system was analyzed.

Key words: Turbo-jet engine; Lubrication system; Engine control; Sub system design

1 引 言

滑油系统对弹用发动机的正常工作和寿命有很大影响。弹用涡喷、涡扇发动机的一个显著特点就是具有高速旋转的转动部件(涡轮转子和压气机转子), 其主轴最高工作转速均达每分钟几万转以上, 这就需要对发动机进行有效润滑, 减少发动机的主轴摩擦和磨损并带走摩擦面所产生的热量和磨损杂质, 以保证发动机可靠工作和提高工作寿命。本文针对某型号弹用涡喷发动机滑油系统设计中遇到的主要问题及一些容易忽视的问题进行了比较详细的阐述。

2 涡喷发动机滑油系统

某型号弹用涡喷发动机滑油系统, 由供油泵从油箱中抽出一定流量的滑油, 经过压力调节活门的调压使泵出口滑油压力基本恒定, 压力油经过油滤过滤后通过直射式喷油嘴向轴承内圈外缘喷油, 借助离心力将滑油带入轴承, 对发动机前后轴承等进行润滑, 润滑过后的热滑油靠重力流回油箱。由于润滑过后的

滑油中含有大量空气对系统不利, 因此, 在流回油箱前需经油气分离器把滑油与气体分离。

选择滑油首先要考虑发动机的工作及环境条件, 其次要考虑润滑能力, 其中滑油粘度对润滑能力有很大影响。由于粘度随着温度的降低可能显著增加, 因此要考虑在低温时相对易流动, 而高温时又相对稠些的滑油牌号。此外, 还需考虑滑油的高温抗氧化安定性、滑油的着火点温度、滑油的起泡沫性, 泡沫会降低滑油冷却能力、增大滑油消耗和减小泵的填充效率; 滑油与金属及非金属的相容性, 特别是与橡胶及精密活门偶件的相容性。本文滑油系统使用 GJB1263 4050 号滑油。

3 滑油系统设计

3.1 供油泵设计

由于齿轮泵结构简单紧凑, 具有较高的吸油能力, 因此在发动机滑油系统中得到普遍应用。供油泵一般由发动机轴通过减速齿轮带动, 这样可使结构简单可靠, 不需额外的动力源, 由于轴承温度随发动机转速增大而升高, 供油泵油量也随发动机转速增大而

^{*} 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-07-02。

作者简介: 黎林林 (1973—), 男, 工程师, 研究领域为发动机控制。

提高。当只有供油泵时,滑油泵与燃油泵组合在一个壳体内,中间隔开、密封。

供油泵的设计参数主要根据发动机所需滑油量 W_o 来确定,它取决于滑油需从轴承带走的热量 Q 和滑油在发动机中允许的温差 Δt ,得 $W_o = Q / (C_o \rho_o \Delta t)$ 。其中 C_o 为滑油比热容 ($2.093 \times 10^3 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$), ρ_o 为滑油密度 ($0.82 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$), Δt 为滑油润滑发动机轴承前后温差,一般取 $\Delta t = 35^\circ\text{C} \sim 50^\circ\text{C}$ 。 Q 取决于发动机系统滑油散热率,由试验统计数据按经验选取,在涡轮发动机中,如取推力 $F = 3.3 \text{ kN}$,每 10 kN 推力散热率为 100 kJ/min , $\Delta t = 35^\circ\text{C}$,则由上式得 $W_o = 33 \text{ L/h}$ 。

已知发动机所需滑油量,供油泵的供油能力按 W_o 的 $1.5 \sim 2$ 倍来设计,根据齿轮泵供油量公式,可确定齿轮泵的结构尺寸 $W_p = 2 \times 10^{-6} \pi m^2 z B n \eta$ (L/min)。其中, m 为齿轮模数, z 为齿数, B 为齿宽, n 为泵转数, η 为泵效率,通常取 $\eta = 0.75 \sim 0.85$ 。

3.2 油箱和油管设计

滑油箱一般采用金属油箱,用钢带和缓冲橡皮垫固定在发动机侧面,其安装位置取决于滑油回油系统,如果有回油泵,则油箱的高度应高于轴承中心位置和供油泵进口位置,以保证供油泵的高空抽油性能,如图 1 所示靠重力回油的滑油系统,一般把油箱安装在发动机的最下部,以方便回油。加油口和放油口可合用也可分开设计,当合用一个口时,要考虑设计在油箱最下部以利于放油,并要设计一个单向活门以利于加注;当分开设计时,加油口设计在油箱上部。此外与油箱相连的通气管孔应安排在油箱上部并远离进油管道以减少滑油损失。

滑油箱的容积设计是一个最重要的参数,它是发动机工作时间内的滑油最大消耗量与保证供油泵能从油箱抽出并满足发动机润滑正常允许滑油压力时的滑油储量之和。某型号涡喷发动机工作时间约 8 min ,其滑油消耗量最大为 200 mL/h ,则工作时间内的滑油消耗量为 26.7 mL 。计算进油管路滑油运动速度 $v_{in} = W_{in}/A = 0.73 \text{ m/s}$ (取加速段滑油流量平均值 $W_{in} = 33 \text{ L/h}$,管径为 4 mm),取回油管路滑油运动速度也为 $v_o = 0.73 \text{ m/s}$,取进、回油管路长各为 0.6 m ,则滑油回油时间为 1.64 s 。在正常滑油压力时,按 2 倍 W_o 设计,发动机的所需滑油流量为 65 L/h ,则非消耗的滑油储量至少为 $65 \times 1.64 \times 1000/3600 = 29.6 \text{ mL}$;设管路滑油填充容积为 20 mL ,因此系统所需的

滑油量约为 80 mL 。对于非封闭式油箱装油,考虑地面冷吹、导弹运输、舰上海情等因素,可靠装油量选取 140 mL 。对于封闭式油箱,装油量可以考虑在 80 mL 基础上加 30% 的余量,即 104 mL 。油箱设计时还要考虑负值过载,这需要在油箱中增加隔板。

在管路设计上,为了安装方便,在中间某一段可设计成软管连接;管径上要考虑流量大小;设计或安装管路时应避免出现环槽,防止低温时滑油堵塞;在管路与滑油泵的接口处应密封良好,防止空气吸入。

设计油箱与管路时还要考虑轴承处进油流量与回油流量的平衡,如果回油速度太慢,滑油就会溢出轴承而增大消耗,更严重的情况是短时间内影响油箱滑油存量不足而使泵吸空。当进、回油管径一致时,只计算进出口速度即可,根据柏努利方程可列出轴承出口 1 截面与回油管最底端 2 截面的关系式为

$$p_1/\rho_o + gz_1 + a_1 v_1^2/2 = p_2/\rho_o + gz_2 + a_2 v_2^2/2 + gh_f$$

其中 p_1, p_2 为 1, 2 截面处压强, g 为重力加速度, a_1, a_2 为两截面的动能修正系数,与流速分布有关,当流速较均匀时接近于 1, z_1, z_2 为两截面的液面高度, v_1, v_2 为两截面的流速,可令 $v_1 = 0$, gh_f 为能量损失。

为计算方便不考虑能量损失并认为压强分布差较小,则 $v_2 = [2g(z_1 - z_2)]^{1/2}$ 。当取 $v_2 = v_o = 0.73 \text{ m/s}$ 时, $z_1 - z_2 = 27.2 \text{ mm}$,即油箱最低安装高度至少应低于轴承出口处 27.2 mm 才能基本达到进、回油流量平衡,一般设计时回油速度应比进油速度大一些。

3.3 压力调节阀设计

压力调节阀可使泵打出的富余流量回到泵的进口,从而保持流到发动机的滑油流量恒定。压力调节阀的设计参数主要是调节压力值,该压力大小由发动机管路阻尼系数和发动机所有工作状态需要的供油量大小来决定。

管道流动雷诺数为: $Re = vd/\nu$

其中, v 为流体运动速度, ν 为运动粘度, d 为管径。

当 $Re \leq 2300$ 时,液流状态为层流,根据层流管道液压降公式可由管道中流量 W 得出压力阀调节压力值为: $W = \pi d^4 \cdot \Delta p / (128 \mu \cdot l)$

其中, Δp 为泵调节压力与发动机出口压力差, μ 为动力粘度, l 为管长。

当 $Re > 2300$ 时,液流状态为紊流,根据紊流管道液压降公式可由 W 得出压力阀调节压力值为

$$W = C_d A (2 \Delta p / \rho_o)^{1/2}$$

其中, C_d 为管道阻尼系数, 可用试验取得, 在估算时可取 0.6~0.8, A 为管道截面面积。

3.4 油 滤

由于轴承润滑喷油嘴直径较小, 一般为 $\phi = 0.7$ mm 左右, 如果管道中含有 $\phi = 0.7$ mm 左右及更大的杂质颗粒就易引起喷油嘴堵塞, 会造成严重后果。因此在泵出口管路上一定要设计油滤以便把杂质过滤下来。为了防止油泵脏污, 在泵进口也可设计一个油滤, 但油滤的油流阻力应当很小。为了防止油箱脏污, 可把放油口堵头设计成磁铁式堵头, 可把发动机磨损下来的铁屑吸住。

油滤的设计参数有: 过流能力、过滤精度、油流阻力大小。滑油滤的过滤精度一般为 100 μm ~150 μm 。油滤的油流阻力与通过的流量有关, 一般在最大流量时油流阻力小于 0.015 MPa。油滤的过滤总面积 A_z 根据过滤精度所选的滤丝直径、滑油流速 v_1 和过流量 W 来计算。先由 $A_z = W/v_1$, 根据计算出的 A_z 查滤丝网表就可得出油滤的总面积结构尺寸。

3.5 油气分离器

由于正常条件下的滑油中已含有一定容积的空气, 当滑油通过油泵、管路和高转速轴承时, 大量的游离空气和燃气会抽到回油中来, 更使滑油中的含气量增加而变成空气滑油乳化液。这将降低滑油的冷却能力, 增大滑油的消耗量及管路中的油流阻力和泵的抽油能力。因此在靠近油箱的回油路出口需要设计油气分离器, 把滑油中含有的大部分空气分离出来。

油气分离器通常采用离心式设计, 直接由发动机轴通过减速齿轮带动旋转, 在离心力作用下, 较重的滑油颗粒甩向周边再流入油箱, 而留在转子中心的空气和滑油蒸气则通向发动机的通风腔, 也可由滑油射流自己形成回流而产生离心力。

3.6 滑油系统的高空性能设计

滑油系统的高空性可由下式计算:

$$p_H = p_{in} + \Delta p_1 + v_o^2 \rho_o / 2 + \Delta p_g - \rho_o g h - \Delta p_y$$

其中, p_{in} 为滑油泵进口处允许的最小压力, 由泵最高工作转速时的气蚀特性决定, 一般齿轮泵为 -0.05 MPa, 精确值由试验得出, Δp_1 为泵进口油流阻力(最低温度时), 可计算也可试验取得, v_o 为油流速度, Δp_g 为惯性压力损失, 设计时可忽略, h 为油箱最低处超出供油泵进口处的高度, Δp_y 为油箱空气腔中压力。

为了增大系统的高空性能, 在系统设计时可增加油箱安装高度, 或采用空气预增压, 或加大管路直径以减小油流阻力, 必要时也可设计一个增压泵。

4 结 论

(1) 保证滑油系统在发动机飞行包线范围内和可能遇到的外界温度及负值过载下都能正常工作, 这与油箱、油泵、压力调节阀和管路设计有关。

(2) 滑油系统密封可靠, 需保证在任何非工作和工作条件下滑油不溢出、不与燃油系统串流, 这在设计 and 安装接头、密封圈、管路时要特别注意。

(3) 滑油系统的可靠工作与润滑油质、滑油消耗、滑油散热、滑油通风、滑油系统的高空性能密切相关, 设计和计算后还要加以充分的试验验证。

(4) 要重视系统的易维护和易拆卸性, 特别在加注和排放滑油, 装拆油滤, 更换密封圈时要方便操作。

参考文献:

- [1] 拉兹特林 M B, 苏尔洛夫. 喷气发动机附件[M]. 程铭贵等译, 北京: 国防工业出版社, 1978.
- [2] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [3] 罗扬信, 张加桢等. 航空喷气发动机自动控制设计手册(上)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [4] 盛敬超. 工程流体力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.

(编辑: 盛汉泉)

涡喷发动机可靠性增长试验方案的设计*

周源泉¹, 张立堂², 刘振德²

(1. 北京强度与环境研究所, 北京 100076; 2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 根据对产品可靠性的最低可接收值与幂律模型的可靠性增长管理公式、可靠性增长管理策略, 推导了涡喷发动机可靠性增长试验所需的台数公式, 参照某些涡喷发动机的试验数据及上述公式, 给出了某 B-2 型涡喷发动机的可靠性增长试验方案及其理想增长曲线。

关键词: 涡轮喷气发动机; 可靠性模型; 可靠性增长试验; 试验方案设计

中图分类号: V235.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0496-04

Design for scheme of reliability growth testing of turbojet engine

ZHOU Yuan-quan¹, ZHANG Li-tang², LIU Zhen-de²

(1. Beijing Inst. of Structure and Environment, Beijing 100076, China;

2. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Based on the minimum acceptable value of reliability, the formulas of reliability growth management of power law model and the strategy of reliability growth management, the formula for the number of turbojet engines placed on reliability growth testing were presented. Consulting the reliability growth testing data of some turbojet engines and using the preceding formulas, the scheme for reliability growth testing of a type of turbojet engine and its ideal reliability growth curve were given.

Key words: Turbojet engine; Reliability model; Reliability growth testing; Test scheme design

1 引 言

多种涡喷发动机的可靠性增长可用 AMSAA (Army Materiel system Analysis Activity) 模型跟踪^[1~3], 该模型称为幂律模型 (Power law model)。B-2 涡喷发动机可靠性的最低可接收值定为 0.98, 任务时间 $t_0 = 75$ min。B-2 是 B-1 发动机的改进型, 本文在 AMSAA 模型基础上讨论其可靠性增长试验的设计方法。

2 试验方案设计的基本方法

2.1 幂律模型的管理形式

记 t 为累积试验时间, 在时间 $(0, t]$ 内产品的故障次数记为 $N(t)$, 对幂律模型其均值为 $EN(t) = at^b$, 式中 a, b 分别是尺度参数、形状参数, 而 $m = 1 - b$, m 称为增长率。在时刻 t 处产品的瞬时故障强度为 $Z(t) = dEN(t)/dt = abt^{b-1}$ 。时刻 t 处产品的

瞬时 MTBF (平均故障间隔时间) 为 $M(t) = [Z(t)]^{-1} = t^{1-b}/ab$ 。

在 $(0, t]$ 内的累积 MTBF 为 $M_p(t) = t/N_E(t) = t^{1-b}/a$, 记预试验时间为 t_1 , 它即可靠性增长的起始时间, $(0, t_1]$ 内产品的累积 MTBF 记为 M_1 , 显然 $M_1 = t_1^{1-b}/a$ 。记 MTBF 的增长目标为 M_F , 可靠性增长试验所需的总的累积试验时间为 t_F , 则 $M_F = t_F^{1-b}/(ab)$ 。故

$$M_F = M_1(t_F/t_1)^m/(1-m) \quad (1)$$

$$t_F = t_1(M_F(1-m)/M_1)^{1/m} \quad (2)$$

$$\ln \frac{M_F}{M_1} = m \ln \frac{t_F}{t_1} - \ln(1-m) \quad (3)$$

由式(3)求 m , 可迭代求解。为方便可取二阶近似, $-\ln(1-m) = \frac{m^2}{2} + m$ 。从而给出 m 的二阶近似。

$$m \approx -\ln(t_F/t_1) - 1 + \{[1 + \ln(t_F/t_1)]^2 +$$

* 收稿日期: 2001-01-08; 修订日期: 2001-03-15。

作者简介: 周源泉 (1937—), 男, 研究员, 研究领域为可靠性评定、可靠性增长与加速试验等。

$$2\ln(M_F/M_1)\}^{1/2} \tag{4}$$

式(1)~(4)即幂律可靠性增长模型的管理形式,它们是制定可靠性增长试验方案的重要公式。

2.2 起始参数的确定

(1)文献[4]等提出了几种 M_1 的确定方法: ①由类似产品的可靠性试验数据估计 M_1 ; ②由工程专门知识估计 M_1 ; ③用产品低装配级的试验数据进行系统可靠性综合来估计 M_1 , 具体估计方法见参考文献[5,6]; ④由产品的预试验信息,即 $(0, t_1]$ 内的故障次数 N_1 估计 M_1 ; ⑤根据产品的可靠性增长管理策略来推算 M_1 。

首先进行可靠性预计,若预计比较准确,即认为它就等于产品可靠性的增长极限^[7]。

可靠性增长试验中要纠正的故障是系统性故障,它分为 A、B 两型。因经费、技术、时间上不允许,被管理预定不作纠正的故障为 A 型故障,而管理预定必须纠正的故障是 B 型故障。在可靠性增长试验前,其故障率分别为 λ_A 和 λ_B ,此时,系统的初始故障率 λ 为:

$$\lambda = \lambda_A + \lambda_B, M_1 = 1/\lambda \tag{5}$$

产品的纠正比定义为

$$K = \lambda_B/\lambda \tag{6}$$

对 B 型故障的纠正,并不能 100% 地奏效,而且还可能引入新的故障模式。故障率 λ_B 被纠正后其故障率变为 $(1-d)\lambda_B$, d 称为改进有效性系数(Improvement effectiveness factor)。这样系统的故障率变为 $\lambda_A + (1+d)\lambda_B$,此即系统故障率的增长极限

$$\lambda_p = \lambda_A + \lambda_B(1-d) = M_p^{-1}$$

将式(5),(6)代入,即得

$$M_1 = (1-dK)M_p \tag{7}$$

工程上^[7]常取 $K = 0.95, d = 0.70$,故 $M_1 = 0.335M_p$ 。

(2) t_1 的确定。 t_1 即产品首次引入纠正的时间,故要求在 $(0, t_1]$ 内出现 B 型故障的概率 P 足够大。工程上通常取 $P = 0.90$,对多台(N 台)产品作可靠性增长的情况^[8],有

$$1 - \exp(-N\lambda_B t_1) = P$$

故

$$t_1 = \frac{M_1}{NK} \ln \frac{1}{1-P}$$

工程上,常取 $K = 0.95, P = 0.90$,有

$$t_1 = 2.423\,774M_1/N \tag{8}$$

2.3 M_F, UL 及 m 的确定

在可靠性增长试验终止后,其增长率 $m = 0$,即故障服从 Poisson 过程,也即故障间隔时间服从指数分布,故

$$M_F = t_0/\ln(1/R_F) \tag{9}$$

式中 M_F 是 MTBF 的最低可接收值。

使用寿命 UL 可根据工程知识估计或参考类似产品的试验数据,也可由产品的试验数据按文献[9]的方法进行估计。 m 的确定可参考类似产品的试验数据,或参考文献[4,7]给出的数据。

2.4 可靠性增长试验的投试台数公式

对多台可靠性增长试验的情况, t_F 即每台发动机所需的累积试验时间,令 $t_F =$ 使用寿命 UL 是合理的。这样,综合式(2),(8),(9),可得

$$N = \text{Int} \left[I_n + \left| 2.423\,774 \frac{M_1}{UL} \right| - \frac{t_0(1-m)}{M_1 \ln R_F} \right]^{1/m} + 1 \tag{10}$$

式中 $\text{Int}[X]$ 表示 X 的最大整数部分。式(10)中的 M_1, UL, t_0 要取相同的时间单位,参数 t_0, R_F 是给定的要求值, M_1, UL, m 都要参考类似产品或根据工程专门知识确定,其中 m 对方案的影响最为显著,因此,必须对之进行认真的权衡分析。

3 B-2 发动机可靠性增长试验方案设计

B-2 发动机是 B-1 发动机的改进型,其 MTBF 及使用寿命水平都不会有重大变化,故可参考 B-1 的试验数据。利用 B-1 专门作可靠性增长试验的数据,有

$$UL = 1\,800 \text{ min}, MTBF = 1\,500 \text{ min}.$$

B-1 的 MTBF 的估计值可作为 B-2 的 M_1 。关于 m ,由于它对方案的影响最为显著,我们将见到的一些信息均列于表 1。

Table 1. Shape parameter m of reliability growth for various engines

Items	m	Note
1st group of B-1 [2]	0.353	MLE*
2nd group of B-1 [2]	0.379	MLE
A-1 turbojet engine [10]	0.340	MLE
Afterburning turbojet [3]	0.348	
Dry turbojet [3]	0.476	
Rochet engine [3]	0.460	
Jet engine [11]	0.350	
A type of engine [12]	0.393	Unbiased estimation

* MLE= Maximum likelihood estimation

由表 1 可知, m 较集中的值是 0.35, 可以作为首选值, 其次, 考虑到 m 的 MLE 偏保守, 特别在故障数较小时则更为保守, 所以, 可取 $m = 0.40$ 作为选取的第 2 个值。这样, 可以制定出如下两个方案。

方案 1: $m = 0.35, N = 8,$

方案 2: $m = 0.40, N = 6.$

若选方案 2, 则要求每台发动机的试验时间都要达到 1 800 min, 且要求 m 至少要不小于 0.385, 比较难以做到, 故取方案一更为稳妥。

注意, 在执行多台可靠性增长试验方案时, 应避免一台一台地从头到尾作试验, 而应尽可能逐台轮流试车, 尽可能接近同步增长, 这样, 可以获得更好的增长效果, 并取得更多的增长信息。

4 相应方案的理想增长曲线

为全面掌握方案的特性, 按惯例(见文献[7])计算并绘制它们的理想增长曲线, 供有关方面参考。

方案 1 中, $M_1 = 1\,500\text{ min}, M_F = -75/\ln 0.98 = 3\,712.374\text{ min}.$ 则 $t_1 = 2.423\,774\, M_1/N = 454.458\text{ min},$ 且可算得

t	t_1	600	800	1 000	1 200	1 400
$M(t)$	2 307.692	2 543.362	2 812.768	3 041.272	3 241.669	3 421.970
t	1 600	$t_F = 1\,767.740$				
$M(t)$	3 585.066	M_F				

相应的理想增长曲线见图 1, 为达到要求的 $M_F,$ 与给出的 $UL = 1\,800\text{ min}$ 相比, 使用寿命有 1.79% 的余量。

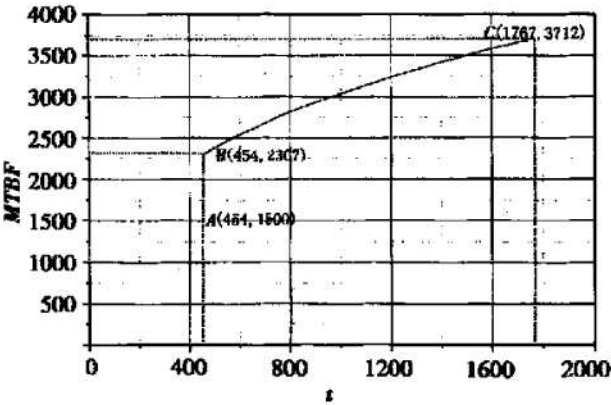


Fig. 1 Ideal growth curve for scheme1

方案 2 中 $M_1 = 1\,500\text{ min}, M_F = 3\,712.374\text{ min}.$ 则 $t_1 = 2.423\,774\, M_1/N = 605.944\text{ min},$ 且可算得

t	t_1	800	1 000	1 200	1 400
$M(t)$	2 500	2 793.850	3 054.690	3 289.789	3 494.768
t	1600	$t_F = 1\,628.214$			
$M(t)$	3 686.508	M_F			

为达到要求的 $M_F,$ 与给定的 $UL = 1\,800\text{ min}$ 相比使用寿命有 9.54% 的余量, 此方案的理想增长曲线见图 2。

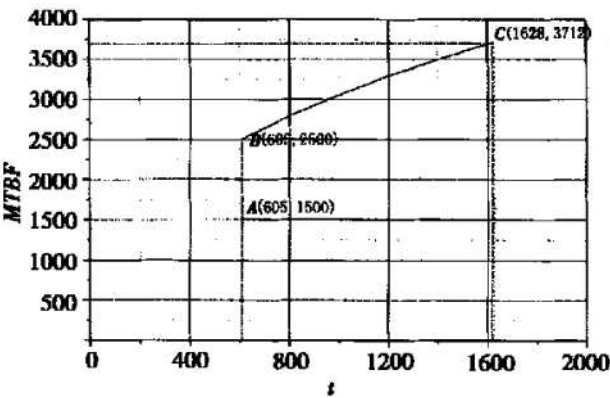


Fig. 2 Ideal growth curve t for scheme 2

参考文献:

[1] 周源泉,周百里,王家明. 某型涡喷发动机的可靠性增长分析[J]. 推进技术, 1997, 18(3).

[2] 周源泉,张立堂. FP-2 涡喷发动机的可靠性评定[R]. 中国航天机电集团公司 31 所, 1998.

[3] Kececioglu D. Reliability growth with application, Lecture notes for the 1986 Annual reliability engineering and management institute[R]. The Univ. of Arizona, 1986.

[4] 周源泉,翁朝曦. 可靠性增长[M]. 北京: 科学出版社, 1992.

[5] 周源泉,翁朝曦. 可靠性评定[M]. 北京: 科学出版社, 1990.

[6] 周源泉. 质量可靠性增长与评定方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1997.

[7] Benton, A W. Crow L H. Integrated reliability growth testing [c]. 1989 proc. Annual Reliability & Maintainability symposium, 1989, 160~ 166.

[8] 周源泉,翁朝曦. 可靠性增长管理的综合公式[J]. 系统工程与电子技术, 1992(2).

[9] 周源泉,张立堂. 某型涡喷发动机使用寿命的评定方法 [J]. 推进技术, 1999, 20(1).

[10] 周源泉,周百里. FW-41B 涡喷发动机系统可靠性评定及可靠性增长试验方案[R]. 北京机电工程研究所, 1998.

- [11] Duane J T. Learning curve approach to reliability monitoring [J]. IEEE trans on Aerospace, 1964, 2: 563~ 566.
- [12] Byers J K, Weibe H A. Pocket handbook on reliability [R].

ADA037409, 1975.

(编辑: 盛汉泉)

(上接第475页)

3.4 进气道实验典型工况纹影照片

图6是 8° 模型在 $Ma=3.85$ 和 $Ma=5.3$ 实验时

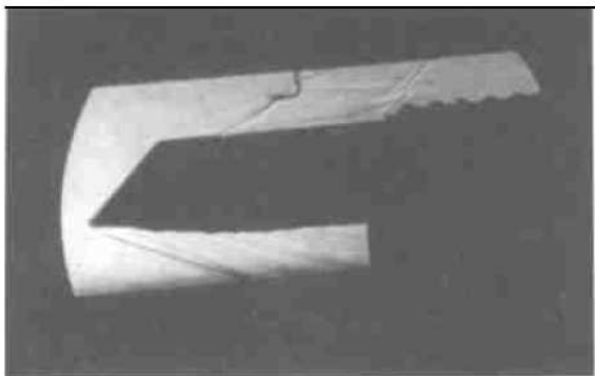


Fig. 6 8° Model schlieren ($Ma=3.85$)

的纹影照片, 照片清晰地显示了进气道的溢流激波、唇口激波及溢流激波后气流的偏转。溢流激波位置越靠近唇口, 表明气流在溢流窗的溢流量越小。溢流激波的起点位置是两道激波的交点位置, 与 $Ma=5.3$ 相比, $Ma=3.85$ 时斜激波的波角较大, 因此激波交点靠前, 相应的进气道溢流量较大, 流量系数较低。从照片上看, 溢流激波位置靠前, 表明其溢流量较大, 这与所测的数据结果相一致。

4 结论

(1) 相同马赫数条件下, 4° 模型的总压恢复较 8° 模型大, 而 4° 模型气流在唇口前受到的压缩较小, 隔离段入口马赫数较高, 气流在隔离段内的损失相应增加。

(2) 从流量系数的角度考虑, 相同马赫数条件下, 4° 模型流量系数较 8° 模型大, 采用较小的顶板压缩角有利于增大流量系数, 减小溢流阻力。

(3) 从进气道增压比的角度研究, 采用较大的顶板压缩角, 隔离段增压比较小, 气流在隔离段内压力上升比较平缓, 有利于保持隔离段内附面层的稳定性。

(4) 顶板压缩角的选取还必须与发动机的总体性能一起进行综合评估。

参考文献:

- [1] Trexler Car A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept [J]. J. Aircraft, 1974, 11(9).
- [2] Holland S. Internal shock interaction in propulsion/airframe integrated three-dimensional sidewall compression scramjet inlets [R]. AIAA 92-3099.
- [3] Rodi P E, Trexler Car A. The effects of bodyside compression on forward and aft swept sidewall compression inlets at Mach 4 [R]. AIAA 94-2708.
- [4] 张堃元, 萧旭东, 徐辉. 非均匀流等溢流角设计高超侧压进气道 [J]. 推进技术, 1998, 19(1).
- [5] 张堃元, 马燕荣, 徐辉. 非均匀流等压比变后掠角高超侧压式进气道研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(3).

(编辑: 王居信)

H₂ 引燃雾化煤油超燃混合的数值研究^{*}

岳朋涛¹, 张梦萍², 徐胜利¹

(1. 中国科学技术大学 力学和机械工程系, 安徽 合肥 230026; 2. 中国科学技术大学 数学系, 安徽 合肥 230026)

摘 要: 为研究 H₂ 引燃的煤油超燃混合问题, 采用流体模型描述两相流动, 气相反应系统的全 N-S 方程迎风 TVD 格式求解, 液相扩散的 Euler 方程用 NND 格式求解, 化学反应源项采用点隐处理, 对单喷嘴喷 H₂ 超声速燃烧、H₂ 引燃的煤油超燃混合问题进行了数值研究。获得了压力、密度、温度和组元浓度场的分布。结果表明: 与单喷嘴喷 H₂ 相比, 下游喷嘴 H₂ 的射流穿透深度和扩散范围增大, 燃烧区也变大; 虽然煤油穿透深度大, 但其扩散较 H₂ 差, 且下游出现无煤油区。

关键词: 超声速燃烧; 氢; 高能燃料; 煤油; 化学反应流; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V235.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0500-05

Numerical investigation on mixing of atomized kerosene in supersonic flow with H₂ pilot flame

YUE Peng-tao¹, ZHANG Meng-ping², XU Sheng-li¹

(1. Dept. of Modern Mechanics, Univ. of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;

2. Dept. of Mathematics, Univ. of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: The mixing of atomized kerosene injected into a supersonic flow with hydrogen pilot flame was investigated numerically. Two-phase flow. Upwind TVD scheme was used to solve the full Navier-Stokes equations for multi-species reactive system. Eulerian equations for liquid phase were solved by NND scheme. A point implicit approach was used to deal with the source term produced by gas phase chemical reactions. The phase interaction ODE equations were solved by second order Runge-Kutta approach. The distributions of pressure, species density, temperature, and nominal density of kerosene were obtained. The results show that hydrogen injected from the injector downstream has a better penetration and enlarges the combustion region. The penetration of kerosene is much higher than that of hydrogen. But kerosene is less spread, and there exists a droplet free region downstream the injector.

Key words: Supersonic combustion; Hydrogen; High energy fuel; Kerosene; Reacting flow; Two phase flow; Numerical simulation

1 引 言

为解决煤油超燃着火延迟期长的问题, 人们研究了(1)喷射敏化剂^[1], 如硅甲烷等。(2)采用双燃烧室(dual combustor)^[2]。(3)采用 H₂ 或高温富油燃气作引导火焰引燃煤油燃烧^[3,4]。(4)预热煤油, 将催化裂解后的气态碳氢燃料(如 CH₄, C₂H₄ 等)喷入燃烧室, 以消除煤油射流的破碎和雾化所需的时间。目前, 尽

管 H₂ 引燃煤油超燃的实验研究已取得较大进展^[5], 但是, 相关的理论研究较少且进展缓慢。本文目的是计及 H₂/空气的化学反应, 首次对雾化煤油在超声速燃烧室中的扩散混合进行数值研究, 并与不考虑 H₂/空气反应的结果情况相比较^[6]。作为起步性研究, 本文暂忽略煤油射流柱的破碎、雾化过程, 认为喷嘴处煤油已雾化为给定尺寸分布的液滴群, 以指定的速度喷入燃烧室。其中, H₂/空气的化学反应采用基元反

^{*} 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-06。基金项目: 国家自然科学基金 (19882005) 和中国科学院创新课题 (KJ CX2-L01) 资助项目。

作者简介: 岳朋涛 (1976—), 男, 博士生。研究领域为超声速燃烧和气相爆炸的实验和数值研究。

应描述,煤油液滴群的扩散用双流体模型描述。

2 控制方程和定解条件

2.1 控制方程

液相基本假设:不计液相分压和液滴破碎;忽略气液两相间的质量传输;不计液滴所占体积且认为液滴为球形,液滴比热容恒定,内部温度均匀分布;忽略液滴间的相互作用。认为煤油在喷口处已雾化,采用双流体模型描述两相流动,用有限速率的基元化学反应描述气相燃料的超声速燃烧。在直角坐标系中,包含 ns 个气相组元的两相混合/气相化学反应流动的控制方程,在曲线坐标系 (τ, ξ, η, ζ) 中,描述形式为^[6]

$$\frac{\partial U_g}{\partial \tau} + \frac{\partial F_g}{\partial \xi} + \frac{\partial G_g}{\partial \eta} + \frac{\partial H_g}{\partial \zeta} = \left[\frac{\partial F_{g,v}}{\partial \xi} + \frac{\partial G_{g,v}}{\partial \eta} + \frac{\partial H_{g,v}}{\partial \zeta} \right] + \frac{1}{J} (S + H_g) \quad (1)$$

$$\frac{\partial U_l}{\partial \tau} + \frac{\partial F_l}{\partial \xi} + \frac{\partial G_l}{\partial \eta} + \frac{\partial H_l}{\partial \zeta} = \frac{1}{J} H_l \quad (2)$$

S 为化学反应源项: $S(S_1, S_2, \dots, S_{ns}, 0, 0, 0, 0)^T$ 。

2.2 热力学参数

认为多组元气相混合物遵守理想气体状态方程,并满足局部热力学平衡假设,即

$$p = R_u T \sum_{i=1}^{ns} \frac{\rho}{W_i} \quad (3)$$

单位质量 i 组元的静焓为

$$h_i = \int_{T_{ref}}^T c_{pi} dT + h_{fi}^0 \quad (4)$$

i 组元单位质量静焓和定压比热容可由多项式拟合给出,拟合系数可由 JANAF 表查得^[7]。

2.3 化学反应模型

包含 ns 组元的 NR 个基元反应可写成

$$\sum_{i=1}^{ns} v'_{ij} M_i = \sum_{i=1}^{ns} v''_{ij} M_i \quad (j = 1, \dots, NR) \quad (5)$$

v'_{ij}, v''_{ij} 为 i 组元在 j 反应中反应物和生成物的化学计算比系数。由质量作用定律,可得 i 组元质量生成率:

$$S_i = W_i \sum_{j=1}^{NR} (v''_{ij} - v'_{ij}) (k_{fj} \prod_{l=1}^{ns} n_l^{v'_{lj}} - k_{bj} \prod_{l=1}^{ns} n_l^{v''_{lj}}) \quad (i = 1, \dots, ns) \quad (6)$$

其中, S_i 为单位体积 i 组元的质量生成率。 k_{fj}, k_{bj} 分别为第 j 步反应中正、逆反应的速率常数。 W_i 为第 i

组元的摩尔质量。本文采用文献[8]的 11 组元、23 反应模型描述 H₂/空气的化学反应(燃烧)机理。

2.4 相间的相互作用

液滴和气相间的作用项包括阻力和传热,具体为

$$F = \rho \cdot \frac{\pi d^2}{8m_1} \cdot \rho (V - V_l) |V - V_l| \cdot C_D,$$

$$q_l = \frac{WC_p}{Pr} \frac{\pi d \rho}{m_1} (T - T_l) Nu$$

有关液滴在超声速气流中的实验研究较少,本文采用文献[8]的 C_D 和 Nu , 将滑移雷诺数 Re_l 作推广。

$$Re_l = \frac{\rho_g \sqrt{(u - u_l)^2 + (v - v_l)^2 + (w - w_l)^2} d}{\mu},$$

$$C_D = 0.48 + 28 Re_l^{-0.85}, Nu = 2.0 + 0.6 Pr^{\frac{1}{3}} Re_l^{\frac{1}{2}}.$$

2.5 定解条件

(1) 初始条件: 初场赋空气来流值。

(2) 边界条件: 入口处给定来流条件, $Ma_\infty = 4$, $T_\infty = 1300$ K, $p_\infty = 0.101$ MPa。出口采用外推给出。喷嘴处,燃料(H₂ 或煤油)自 1[#]、2[#] 喷嘴喷出,喷嘴处给定液相和气相参数。具体地,对于 H₂: $Ma_j = 1.0$, $T_j = 700$ K, $p_j = 8$ MPa; 对于煤油: $V_{jet} = 100$ MPa, $T_j = 700$ K, $\rho_j = 5$ kg/m³ (名义密度), $d = 25$ μ m (液滴直径)。沿壁面,对于气相,速度取无滑移、温度取绝热条件、组分密度取完全非催化条件,压力法向梯度取 0; 对于液相,速度取粘滞条件,名义密度的法向梯度取 0, 温度取绝热条件。

3 数值方法

气相化学反应采用点隐处理,对流项和扩散项均采用显式格式。对方程(1),有

$$\left[I - \Delta t \left| \frac{\partial S}{\partial U_g} \right|^n \right] (U_g^{n+1} - U_g^n) = \Delta t [J(-CONV^n + VISC^n) + S^n] \quad (7)$$

其中, $\frac{\partial S}{\partial U_g}$ 是化学反应源项的 Jacobian 矩阵。

$$CONV^n = \left[\frac{\partial F_g}{\partial \xi} + \frac{\partial G_g}{\partial \eta} + \frac{\partial H_g}{\partial \zeta} \right]^n,$$

$$VISC^n = \left[\frac{\partial F_{g,v}}{\partial \xi} + \frac{\partial G_{g,v}}{\partial \eta} + \frac{\partial H_{g,v}}{\partial \zeta} \right]^n$$

其中: $CONV$ 是对流项,为较好捕捉超声速气流中的激波,采用 2 阶迎风 TVD 格式^[9], $VISC$ 为扩散项,采用 2 阶中心差分。

液相方程为退化的双曲方程,选用二阶 NND 格式,见文献[6]。

描述相间作用项的常微分方程: $\frac{dU_g}{dt} = H_g, \frac{dU_l}{dt} = H_l$ 采用 2 阶 Runge-Kutta 法求解。

4 计算结果和讨论

计算域如图 1 所示, 直筒形燃烧室尺寸为 0.07 m

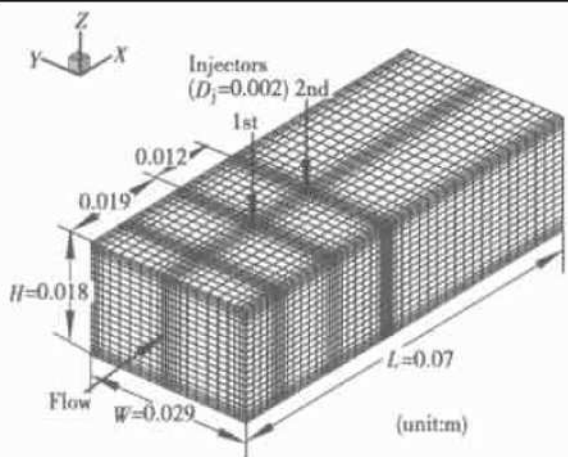


Fig. 1 Grids of computational domain (101 × 49 × 41)

× 0.029 m × 0.018 m (长 × 宽 × 高), 喷嘴直径为 2 mm。计算网格采用代数方法生成, 分别向壁面和喷嘴处加密。本程序采用加 I₂ 空气射流边界的实验结果进行验证, 具体见文献[6]。

4.1 算例一: H₂ 横向喷射超燃的模拟

本算例, H₂ 自喷嘴 1 (单喷嘴) 喷入燃烧室, 喷嘴 2 关闭。要说明的是: 下文中无化学反应均指文献[6]的计算结果。图 2 给出了不同 x-z 截面压力等值线的分布。图 2 表明: H₂ 射流所产生的三维弓形激波并在燃烧室下壁面反射。该激波在 H₂ 射流根部较

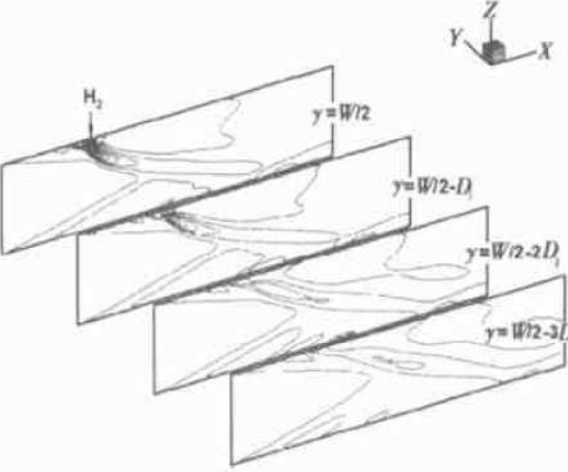


Fig. 2 Pressure contours

强, 当离开喷嘴距离变大, 激波强度下降较快。图给出了不同 y-z 截面温度等值线的分布。图 3 表明:

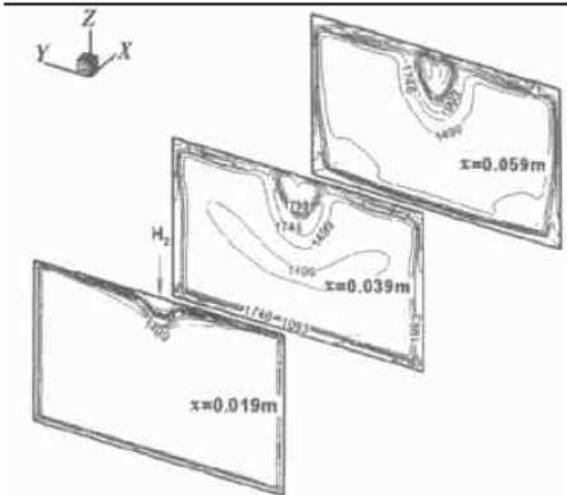


Fig. 3 Temperature contours

H₂ 占优的柱状区域中温度较低。由于假定壁面是绝热的, 因此, 边界层内的气流温度较高。与无反应相比, 燃烧造成火焰面附近的温度明显升高。图 4 给出了 H₂ 质量分数等值线的分布。与无反应相比, 化学反应对 H₂ 质量分数的分布影响不大。考虑化学反应后, 局部区域内 H₂ 的质量分数反而稍有上升, 原因是周围反应消耗了 O₂, 使得 O₂ 无法扩散到该区域。出口截面 H₂ 的质量分数分布表明: 仍有相当部分的 H₂ 未完全反应, 原因是由于来流马赫数较大, H₂/空气混合物的驻留时间短, 造成 H₂ 的燃烧效率不高。图 5 给出了 O₂ 的质量分数等值线分布, 与无反应相比, 两者结果相差很大。在 H₂ 占优的柱状区域内, 几乎没有 O₂, 这符合扩散火焰的规律, 即氧化剂和燃料主要分布在火焰面的不同侧面。组元 OH 是 H₂/O₂ 反应中的重要中间产物, 它的活性较高, 对燃烧速率影响较大, 可以用来标志火焰面的位置。在超声速燃烧流诊断中, 主要是利用平面激光诱导荧光 (PLIF) 测量 OH 浓度场的分布, 从而确定燃烧区。

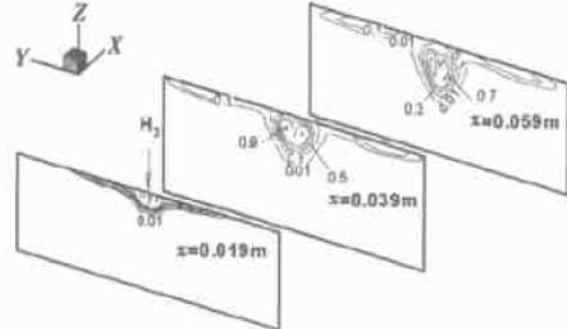


Fig. 4 Mass fraction contours of H₂

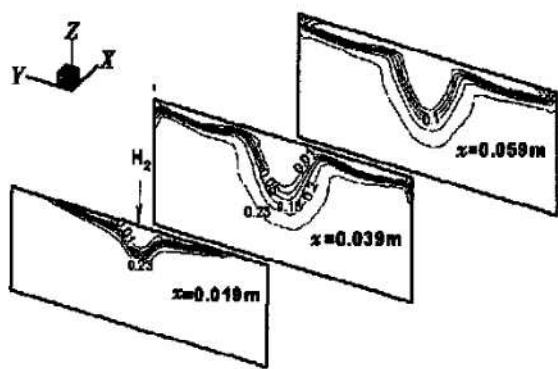
Fig. 5 Mass fraction contours of O_2

图 6 给出了 OH 的质量分数等值线的分布。图 6 表明: 化学反应主要发生在包围流向涡对的环状区域和上壁面的边界层内。在包围涡对的环状区域中, H_2 和 O_2 充分地进行了分子量级的混合, 加上静温 1 300 K 的来流所提供的适宜温度, 导致了化学反应的顺利进行; 在边界层内, 气流较高的温度和较低的速度也有利于 H_2 和 O_2 的充分混合和燃烧。因此, 这两个区域内化学反应进行得较为剧烈。组分 H_2O 是化学反应的最终产物, 其生成量的多少说明了化学反应进展的程度。图 7 给出了 H_2O 的质量分数等值线的分布。图 7 表明: H_2O 主要分布在火焰面附近, 并向

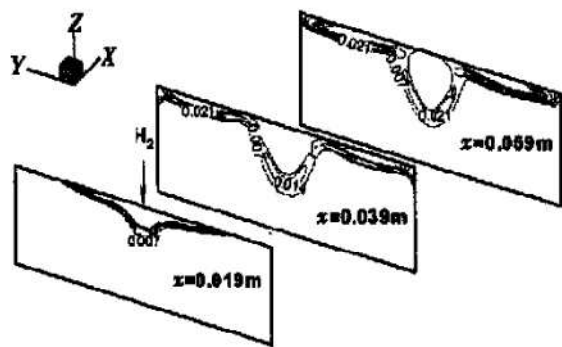
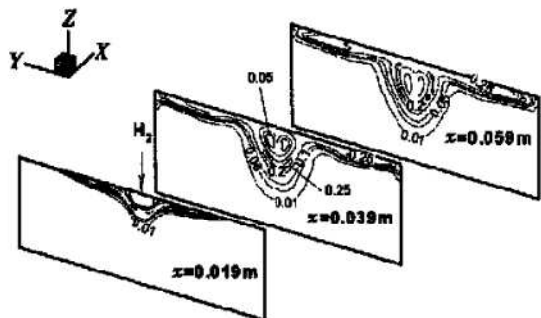


Fig. 6 Mass fraction contours of OH

Fig. 7 Mass fraction contours of H_2O

两侧扩散。还需指出的是: 本文条件下, 温度的峰值虽然约为 3 000 K, 但只是在很小区域的温度会大于 2 500 K。因此, 化学反应中与 N_2 相关的组分 N , NO 仅限于很小的区域, 且对应的浓度也很小。

4.2 算例二: H_2 引燃煤油超声速混合的数值模拟

本算例中, H_2 分别自喷嘴 1, 2 喷出, 煤油仅从喷嘴 2 喷出。如前所述: 认为 H_2 和空气发生化学反应 (燃烧), 暂忽略煤油的蒸发、燃烧。图 8 给出了压力等值线的分布, 与图 2 的单喷结果相比, 图中 H_2 射流激波明显变强。图 9 给出了 H_2 质量分数等值线的分布, 与图 7 相比, 由于喷入 H_2 的流量加倍, H_2 可扩散到更大的范围。因此, 火焰面的范围也变大, 燃烧室中有更多的 H_2O 生成。

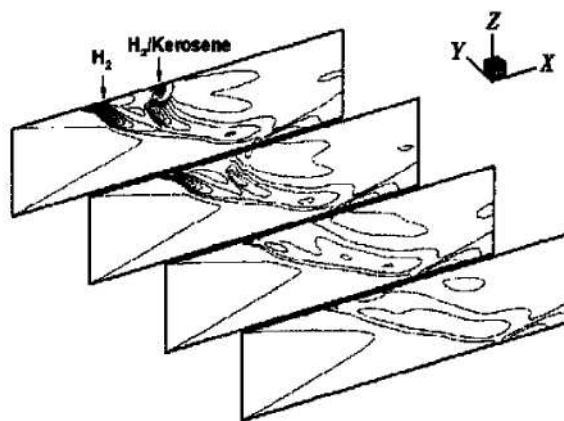


Fig. 8 Pressure contours

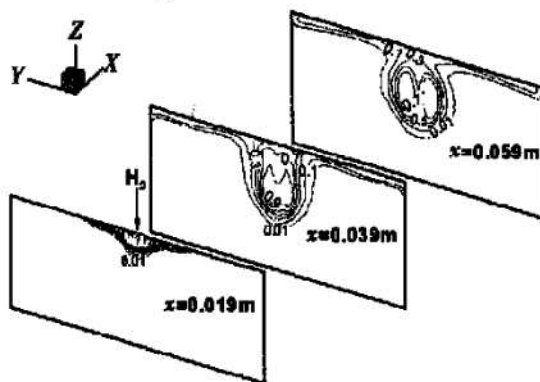
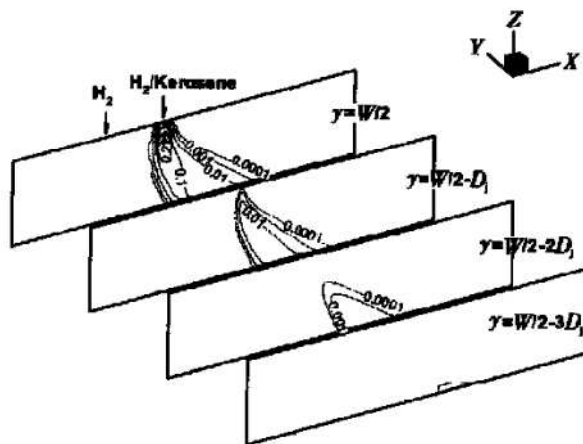
Fig. 9 Mass fraction contours of H_2O

图 10 给出了煤油的密度等值线分布。由于单个液滴质量远大于单个气体分子的质量 (以直径 25 μm 的液滴为例, 质量比量级约为 $10^{15} \sim 10^{16}$, 因此, 煤油的惯性也远大于 H_2 分子的惯性。再加上超声速气流的速度较快, 因此, 与 H_2 相比, 液相煤油难以在横向形成良好的扩散。与气体分子相比, 由于液滴的质量大, 其惯性也大。即使喷口处液滴的喷射

速度较 H_2 低, 其射流仍可以达到满意的穿透深度, 图 10 的结果与物理分析一致。要说明的是: 由于描述液相流动的方程为退化的双曲型方程, 以 x 方向为例, 其特征速度均为 u_1 , 而气相的特征速度为 u ,



$u \pm a$ 。这就是说: 对气相, 扰动波可以沿各个方向传播, 但对于液相, 扰动只能沿液滴运动方向传播。与无反应相比, 化学反应对煤油的穿透深度影响不大。

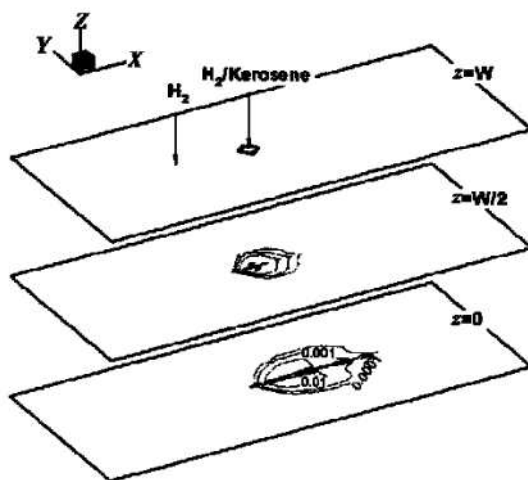


Fig. 10 Contours of kerosene density

5 结 论

(1) 对 H_2 单喷嘴喷射, 有无化学反应对流场波系影响不大, 但有化学反应时, 火焰面处的温度明显升高, 火焰面附近 H_2 和 O_2 的分布会变化。

(2) 喷嘴 2 喷 H_2 和煤油时, 和单喷嘴喷 H_2 相比, 喷嘴 2 的 H_2 穿透深度明显增大, H_2 扩散和燃烧区域变大。煤油的穿透深度较 H_2 大, 已达下壁面, 但扩散较 H_2 差, 其射流柱下游出现无煤油液滴区。

参考文献:

- [1] Fletcher E A, Doxsch R, Allen H. Combustion of highly reactive fuel in a supersonic airstream[J]. Investigation, 1960, 30 (4): 337~ 344.
- [2] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. The integral rocket, dual combustion ramjet: A new propulsion concept[J]. J Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5): 416~ 422.
- [3] Owens M, Segal C. Combustion of kerosene in a supersonic air-stream thermal efficiency of selected injection configurations

[R]. AIAA96-3140.

- [4] 孙英英, 司徒明, 王 春, 等. 高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃料研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2).
- [5] Yu Gang Li Jiann-guo, Zhang X Y, et al. Investigation on combustion characteristic of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA2000-3620.
- [6] 徐胜利, 岳朋涛, 韩肇元. 具有 H_2 引燃的 CH_4 、煤油超声速混合的三维数值研究[J]. 应用数学和力学, 2001, 22(4): 411~ 419.
- [7] Gordon S McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks and chapman-jouguet detonations[R]. NASA SP-273, 1971.
- [8] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. Chemkin II: a fortran chemical kinetics package for the analysis of gasphase chemical kinetics[R]. SAND 89-8009B.
- [9] Igra O, Ber-Dor G. Dusty shock waves[J]. Applied Mechanics Rev, 1988, 41(11): 379~ 437.

(编辑: 盛汉泉)

采用斜坡凹槽稳焰器强化 H_2 超燃的数值研究^{*}

徐胜利¹, 岳朋涛¹, 张梦萍²

(1. 中国科学技术大学 力学和机械工程系, 安徽 合肥 230026;

2. 中国科学技术大学 数学系, 安徽 合肥 230026)

摘 要: 用迎风 TVD 格式求解三维多组分体系的全 N-S 方程, 化学反应源项采用点隐处理, H_2 和空气的超燃模型用 11 组分、23 步基元反应模型描述, 得到了凹槽燃烧室不同截面组元、当量比、压力、温度等值线和速度场的分布。计算结果表明: 凹槽稳焰器的回流区可提供高温自由基, 有助于超燃点火; 火焰在凹槽内和凹槽后斜坡的尾迹中驻定。结果对定量认识凹槽 H_2 超燃流场、设计高效率和优化结构的一体化凹槽有着重要意义。

关键词: 高能燃料; 氢; 超声速燃烧; 燃烧化学动力学; 反应流; 数值模拟

中图分类号: V211.3; O354.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0505-05

Numerical investigation on supersonic combustion of hydrogen enhanced by a cavity flame holder

XU Sheng-li¹, YUE Peng-tao¹, ZHANG Meng-ping²

(1. Dept. of Mechanics and Mechanical Engineering, China, Univ. of Science and Technology, Hefei 230026, China;

(2. Dept. of Mathematics China, Univ. of Science and Technology Hefei 230026, China)

Abstract: The purpose is to understand the flow field of hydrogen supersonic combustion enhanced by an inclined cavity flame holder. Upwind TVD scheme was used to solve three dimensional reacting system described by multi-component fully Navier-Stokes equations. The chemical source term was treated by an implicit approach. A chemistry model with 11 species, 23 elementary reaction steps was used to describe supersonic combustion of hydrogen. Contours of flow variables, such as pressure, temperature, equivalence ratio and species were demonstrated to show their distributions in the combustor. Velocity field demonstrates the size and position of recirculation zones. The results show that this inclined cavity can be as an igniter, as well as for flame stabilizing. Such information contribute to further understanding the flow field of hydrogen supersonic combustion, and are valuable for designing an high performance cavity flame holder in hydrogen fueled scramjet.

Key words: High energy fuel; Hydrogen; Supersonic combustion; Combustion chemical kinetics; Reacting flow; Numerical simulation

1 引 言

H_2 燃料超燃已得到了广泛的研究。分析表明: 混合和燃烧的强化技术是超燃研究急待解决的问题。Vinnogradov 等人^[1]在超燃研究中采用壁面凹槽的方法增强超声速燃烧点火、火焰驻定和混合及燃烧, 效果非常有效。后来, 研究者又提出了燃料喷射、混合强化和火焰稳定的一体化凹槽新概念^[2], 并用于 H_2

超燃^[3]和 H_2 引燃煤油超燃^[4]的实验研究。在国内, 对超声速混合及燃烧的强化技术也进行了大量的研究, 包括采用不同的喷射方法和设置斜坡、空腔、轴向涡等, 均取得了一定的成效^[5~8]。鉴于超燃凹槽的流动机理集中了流体力学和燃烧学的诸多难题, 例如: 凹槽中存在燃料喷射、湍流、激波、化学反应和回流区的相互作用; 对于煤油, 还存在由射流破碎、雾化导致

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-06。基金项目: 国家自然科学基金 (19882005) 和中国科学院创新项目 (KJ CX2-101) 资助项目。

作者简介: 徐胜利 (1965—), 男, 博士, 教授, 研究领域为超声速燃烧、气相和两相爆轰。

的两相流动和两相燃烧。因此,本文对双喷嘴喷 H_2 的斜坡凹槽燃烧室超燃流场进行了三维数值研究,为利用凹槽强化 H_2 超燃的混合和燃烧提供新的思路。

2 控制方程

含化学反应(燃烧)的多组分系统可用 Navier-Stokes 方程描述,其直角坐标系下的形式为

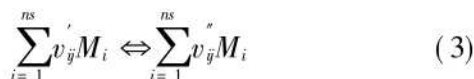
$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{U}$ 为未知量矩阵, $\mathbf{E}$, $\mathbf{F}$, $\mathbf{G}$ 和 $\mathbf{E}_v$, $\mathbf{F}_v$, $\mathbf{G}_v$ 为对应的无粘和粘性矩阵。本文仅考虑层流。以燃烧室宽度、入口处气流参数为参考变量,对方程(1)无量纲化。为模拟边界层和喷嘴附近的流场,需进行坐标变换。取变换域(τ , ξ , η , ζ), 方程(1)变换后的无量纲形式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} \right] \quad (2)$$

3 化学反应模型与热力学参数

用基元反应模型描述 H_2 超燃的化学反应。对第 j 步可逆的基元反应,其表达式为



其中,正、逆反应的速率常数为 k_{fj} , k_{bj} 。由质量作用定律和 Arrhenius 定律,所有基元反应式中第 i 组元的生成或消耗速率为

$$\frac{d\rho}{dt} = W_i \sum_{j=1}^{NR} \left[v_{ji} - v_{ij} \right] \left[k_{fj} \prod_{l=1}^{ns} n_{li}^{v_{lj}} - k_{bj} \prod_{l=1}^{ns} n_{li}^{v_{lj}} \right] \quad (4)$$

对 $H_2/O_2/N_2$ 系统,本文采用 11 组元(H , O , H_2O , OH , O_2 , H_2 , N_2 , N , NO , H_2O_2 , HO_2)、23 步反应模型,具体参考文献[9]。该反应模型考虑了不同第三体的效应。

认为 H_2 超燃化学反应流场满足局部热力学平衡、化学非平衡假设, c_{pi} 采用温度的四次多项式拟合。

$$\frac{c_{pi}}{R} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4$$

$$\frac{h_i}{RT} = a_0 T + a_1 T^2 + a_2 T^3 + a_3 T^4 + a_4 T^5 + a_5$$

其中,常数 $a_0 \sim a_5$ 由 JANAF 表给出。

4 数值方法和边界条件

4.1 数值格式

为有效地捕捉流场中的激波,选择二阶迎风 TVD 格式^[10] 求解方程(2)。

$$\frac{\mathbf{U}^{n+1} - \mathbf{U}^n}{\Delta t} = - \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} \right]^n + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right]^n + \mathbf{S}^{n+1} \quad (5)$$

令对流项和粘性项为 RHS , 即

$$RHS = \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} \right]^n + \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right]^n$$

采用全耦合方式求解方程(5)。

$$\left[I - \Delta t \left[\frac{\partial S}{\partial \mathbf{U}} \right]^n \right] \mathbf{U}^{n+1} = RHS \cdot \Delta t + \mathbf{S}^n \quad (6)$$

其中 $(\partial S / \partial \mathbf{U})^n$ 称为时间重整矩阵(time rescaling matrix)。

4.2 初、边值条件

初始条件:全场给定入口处气相来流参数,凹槽处流场初值由壁面向主流线性插值得到。

来流: $Ma_\infty = 4.0$, $p_0 = 0.1$ MPa, $T_0 = 1300$ K

喷嘴: $Ma_j = 1.0$, $p_j = 0.809$ MPa, $T_j = 700$ K。

边值条件:入口截面给定来流值,出口截面采用二阶外推。沿壁面,气体混合物的速度取无滑移条件,其压力和温度的法向梯度取为 0,组元密度的法向导数取为 0。两喷嘴可分别指定不同的喷射参数,本文指定相同的喷射参数。

5 计算结果和分析

5.1 网格生成

计算域和网格分布如图 1 所示。燃烧室为带有斜后坡(30°)凹槽通道。先由代数方法生成网格,再用求解 Laplace 方程的方法对网格进行校正。

对具有 H_2 引燃的燃料冷态混合流场,本文程序与文献[1]的计算结果符合很好^[14]。这也间接地验证了本文计算程序的正确性。

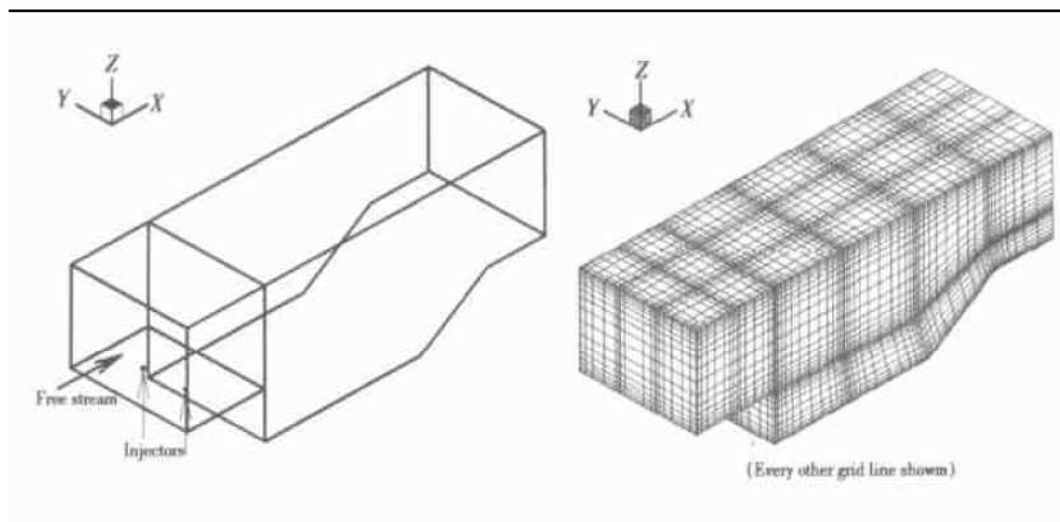


Fig. 1 Schematic of computational domain and grids($95 \times 43 \times 57$)

5.2 凹槽燃烧室流场的数值研究

图 2 给出了压力和温度场等值线的分布。图 2 (a) 表明: 凹槽后斜坡壁面形成的激波较强, 相对而言, H_2 射流柱和燃烧室入口无前缘壁面形成的激波较弱。图 2(b) 表明: 后斜坡形成的激波波后温度较高(局部达 $3\,000\text{ K}$ 以上), 由于壁面附近的气流速度较低。因此, 该区的气体混合物首先实现自点火。虽然凹槽前壁面和底面附近也存在回流区, 且气流速度

较低, 但 H_2 射流柱经过喷口和凹槽前壁面扇形区的膨胀, 导致回流区的温度偏低。燃烧过程应该是: 预混气在激波波后实现自点火后, 其高温自由基随着回流区被卷吸到凹槽内部, 随着回流区内气流温度的升高, 在凹槽内部形成再点火和湍流燃烧。图 3 给出了 H_2 和 O_2 的质量分数等值线分布。图 3 表明: H_2 在燃烧室的扩散范围非常有限, 基本上局限于凹槽附近。在 xz 平面, 过喷嘴纵向中截面的质量分数等值线分

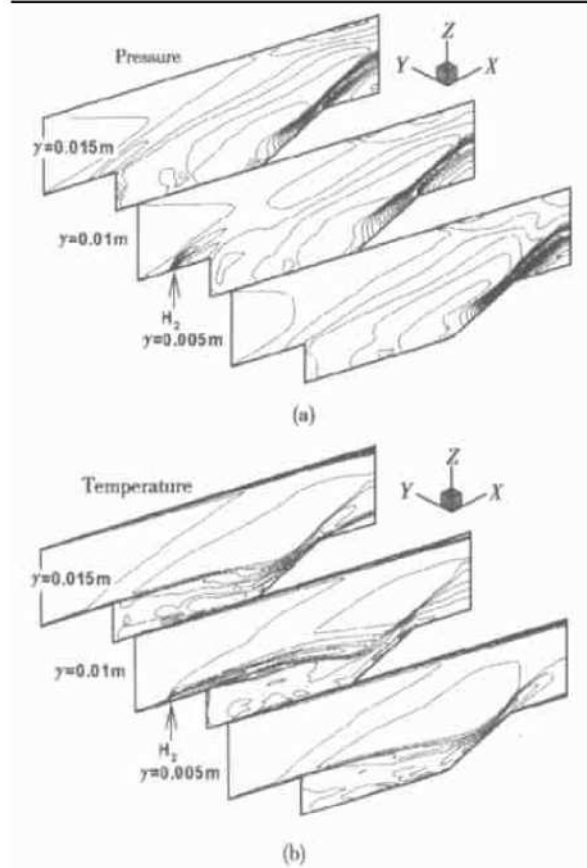


Fig. 2 Pressure and temperature contours
(a) Pressure; (b) Temperature

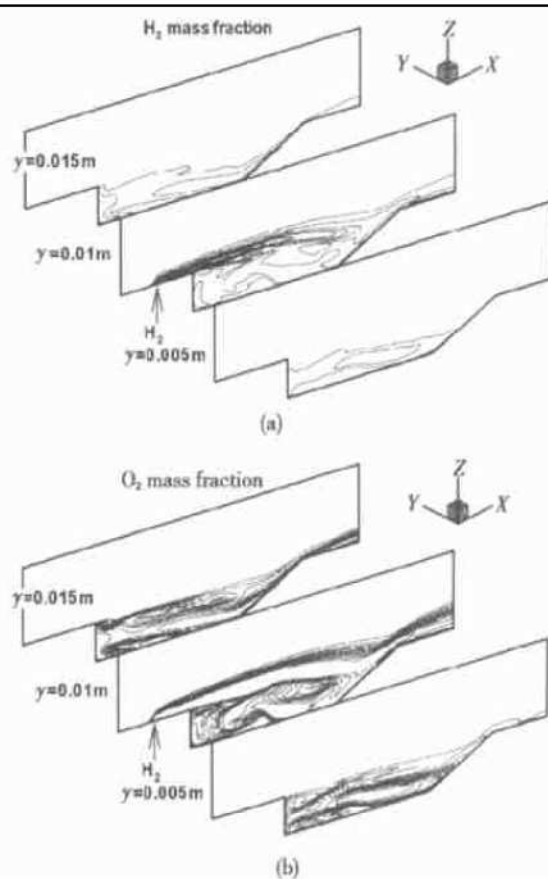


Fig. 3 Mass fraction contours of H_2 and O_2
(a) H_2 ; (b) O_2

布关于喷嘴中心也不对称的。凹槽前壁面为突扩通道,回流区将 O_2 卷吸到凹槽中,与该区域中的 H_2 进行充分的混合,为后续的燃烧作准备。计算结果还表明:速度场的分布中存在两个明显的回流区。凹槽中的回流区使得 H_2 和 O_2 有足够的时间充分混合,预混气在凹槽的驻留时间大于点火延时,有利于实现充分燃烧。该凹槽相当于开式凹槽,反应中的高温自由基(如 OH , H_2O_2 等)为 H_2 超燃提供点火源。

图 4 给出了 xz 不同截面 OH 和 H_2O 的质量百分数等值线分布。 OH 通常用于表明火焰面的位置。并和 PLIF 的实验测量结果做对比。图 4(a) 火焰面位置表明了后斜坡凹槽可以作为 H_2 超燃火焰稳定器,火焰面在凹槽内和后斜坡壁面的尾迹中驻定。在凹槽内部区域,火焰面形成了明显的折叠,产生丰富的自由基(特别是 OH , H_2O_2 等),为 H_2 点火和驻定火焰燃烧提供了引燃火焰。图 4(b) 清楚地表明了凹槽内燃料和空气的燃烧最充分。由于来流 Mach 数较大,燃烧区主要局限在凹槽内部和通道的下壁面附近。为了解其它自由基的分布,图 5 还给出了 H 和 O 质

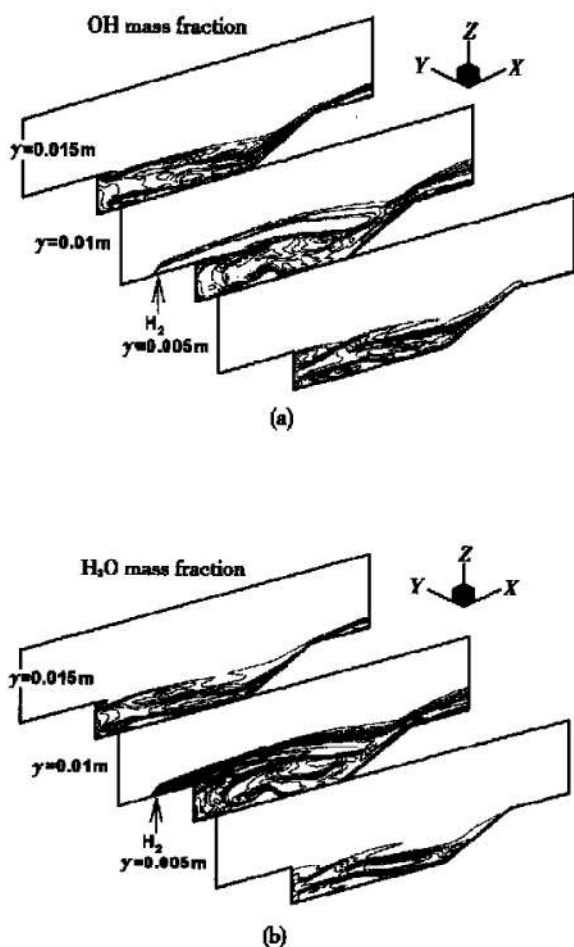


Fig. 4 Mass fraction contours of OH and H_2O

(a) OH ; (b) H_2O

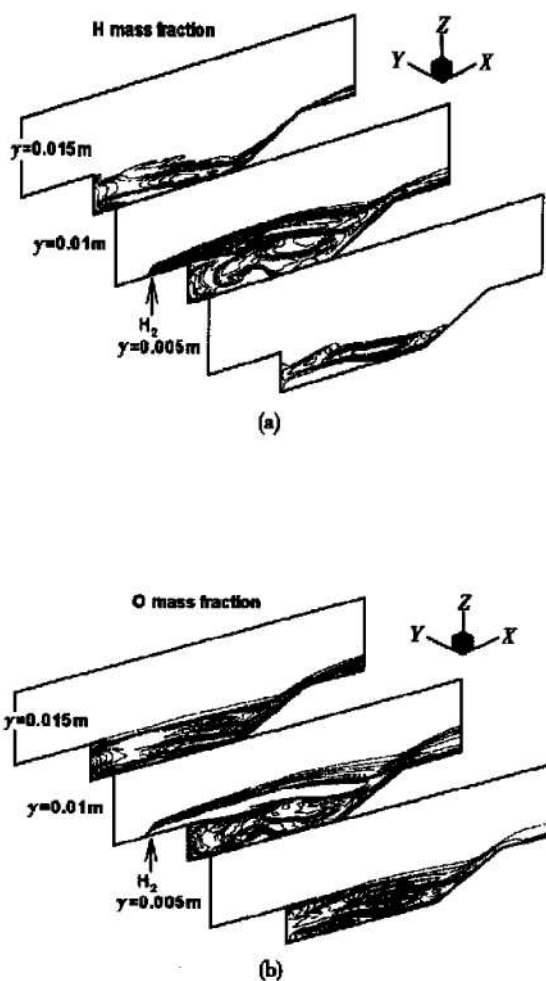


Fig. 5 Mass fraction contours of H and O

(a) H ; (b) O

量百分数等值线的分布。从图 5 看出:这两种组元质量百分数的分布较为接近。图 6 给出了 yz 平面 OH 质量分数和当量比等值线的分布。图 6(a) 给出的 OH 质量分数等值线分布显示了凹槽内火焰面的折叠情况。在该凹槽内,湍流燃烧相当剧烈。图 6(b) 给出了凹槽内当量比等值线的分布。当量比定义为 H_2/O_2 实际质量比与化学计量比条件下对应质量比的比值。若当地温度大于自点火温度时,当量比为 1 的区域是最适宜燃烧的区域。燃烧工程师关心的是图 2(b) 和图 4(a) 和图 6(a) 中 OH 的分布以及图 4(b) 中当量比的分布。还需说明的是:当其它条件不变,本文还对来流 Ma 为 2 的 H_2 燃料超燃进行了三维数值研究。结果表明: H_2 射流的穿透深度变大, H_2 和空气的混合、燃烧区域也变得更大,凹槽内的温度也变得更高。限于篇幅,本文未列出图线。

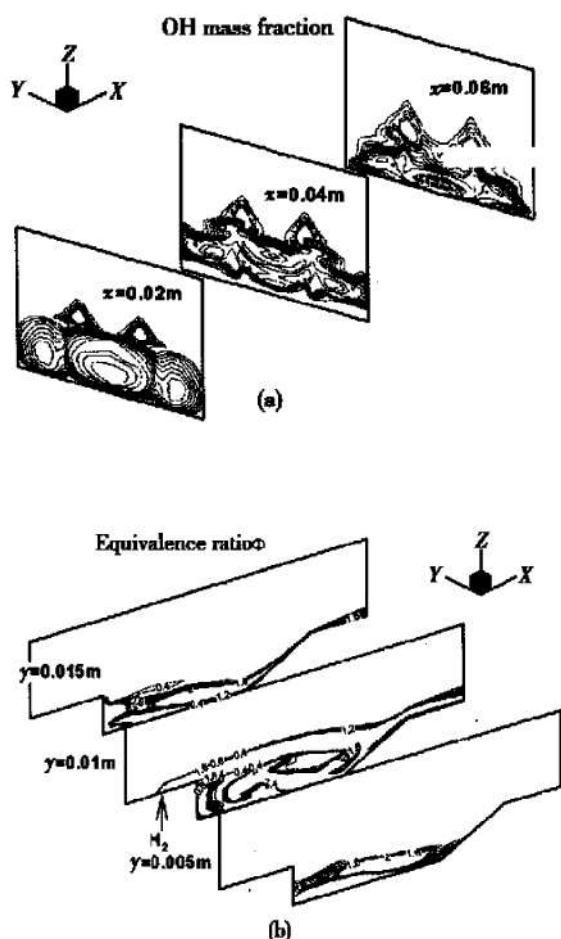


Fig. 6 Contours of OH mass fraction and equivalence ratio

(a) mass fraction of OH; (b) equivalence ratio

6 结 论

本文发展的方法和计算程序可用于凹槽强化 H_2 超燃流场的综合数值分析。初步的计算结果给出了双喷嘴喷 H_2 燃烧流场的详细信息, 表明了凹槽结构在 H_2 超燃中点火、稳焰的机理。下一步工作是: 针对不同喷嘴布置和喷 H_2 条件, 系统地开展典型凹槽结构燃烧室流场的数值研究, 以利用数值模拟的方法设计出结构优化的凹槽燃烧室。

参考文献:

- [1] Vinnogradov V A, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. J. of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130~134 (also see AIAA 92-3429, 1992).
- [2] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future direction of supersonic combustion research: Air Force/NASA workshop on supersonic combustion[R]. AIAA 97-1017.
- [3] Beir Yakar A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: review and experimental study[R]. AIAA 98-3122.
- [4] Owens M, Segal C. Combustion of kerosene in a supersonic airstream thermal efficiency of selected injection configurations [R]. AIAA 96-3140.
- [5] 梁剑寒, 王正华, 王承尧. 斜坡增强混合的数值研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(2).
- [6] 刘敬华, 凌文辉, 马祥辉, 等. 设置空腔的超声速燃烧室流场数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21(2).
- [7] 陈坚强, 张涵信, 高树椿. 超声速气流中轴向涡强化混合及燃烧的数值研究 [J]. 推进技术, 1997, 18(5).
- [8] Yu Gang Li Jiar guo Zhang X Y, et al. Investigation on combustion characteristic of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA 2000-3620.
- [9] Kee R J, Rupley F M. CHEMKIN-II: a fortran chemical kinetics package for the analysis of gas-phase chemical kinetics [R]. SAND 89-89009, September, 1989.
- [10] Yee H C, Klopeer G H, Montagne J L. High resolution shock-capturing schemes for inviscid and viscous hypersonic flows[J]. 1990, J Comp Phys, 88, 31~61.
- [11] Uenishi K, Rogers R C. Three-dimensional computational of mixing of trasverse injector in a ducted supersonic airstream [R]. AIAA 86-1423.

(编辑: 盛汉泉)

吸热燃料裂解催化剂 CuAPSO-34 的合成及性能^{*}

王 健¹, 林瑞森¹, 方文军¹, 李祖光²

(1. 浙江大学 化学系, 浙江 杭州 310027; 2. 浙江工业大学 化工学院, 浙江 杭州 310014)

摘 要: 采用 Cu 离子对硅磷酸铝分子筛 SAPO-34 进行离子改性, 成功合成出 CuAPSO-34 分子筛。通过 XRD, SEM, EDX 及 NH₃-TPD 等分析手段对改性分子筛进行结构及酸性的表征和对照分析, 表明 Cu 的掺入较好改变了 SAPO-34 分子筛的微观结构及表面酸性。通过对吸热燃料模型化合物——正庚烷进行催化裂解的对比试验, 获得了转化率和低碳烯烃的收率数据。结果表明 CuAPSO-34 能明显提高催化活性, 大幅降低裂解温度; 且在经济裂解温度区间 500 ℃~ 600 ℃对低碳烯烃的选择性亦有所提高, 因而吸热燃料能够提供更高的热沉。

关键词: 吸热燃料; 热沉; 催化剂; 化学合成; 裂化

中图分类号: V511.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0510-04

Synthesis and performance of cracking catalyst cuapso-34 for endothermic fuels

WANG Jian, LIN Rui-sen¹, FANG Wen-jun¹, LI Zu-guang²

(1. Dept. of Chemistry, Zhejiang Univ., Hangzhou 310027, China

2. Coll. of Chemical Engineering, Zhejiang univ. of Technology, Hangzhou 310014, China)

Abstract: Novel zeolite of CuAPSO-34 was synthesized successfully by using copper ions as the substitute of aluminum ions in silicoaluminophosphate zeolite SAPO-34. The structures of modified molecular sieve CuAPSO-34 samples were characterized by XRD, SEM and EDX methods, and the acidities were characterized by NH₃-TPD method. The comparisons show that the addition of copper can improve the properties of microstructure and surface acidity of SAPO-34 zeolite. The catalytic activities of the investigated molecular sieves were tested by the catalytic cracking of the model compound, n-heptane, of endothermic fuels. The results show that CuAPSO-34 can promote the cracking activity of n-heptane and decrease the cracking temperature. The selectivity for the light alkenes was promoted in the economics cracking temperature range from 500 ℃ to 600 ℃ and endothermic fuels can provide higher heat sink.

Key words: Endothermic fuels; Heat sink; Catalyst; Chemical synthesise; Cracking

1 引 言

目前, 对吸热型碳氢燃料的筛选和无催化剂时的热裂解反应已进行了初步的研究^[1~3]。若通过裂解反应来提高燃料的热沉^[4], 则要求热裂解过程是吸热的, 同时必须尽量减少副反应(如结焦等)。研究吸热燃料的催化裂解, 其关键在于裂解催化剂的研制^[5~6]。研究发现, SAPO-34 系列分子筛^[7]对碳氢燃料的催化裂解也有良好的对低碳烯烃的择形性及一定的催化活性^[8]。为进一步提高其催化活性, 本文根

据同晶取代的原理对 SAPO-34 进行金属离子改性, 采用一步法成功合成出 CuAPSO-34 分子筛, 并进行了物性表征及催化活性的考察。

2 实 验

2.1 CuAPSO-34 分子筛的合成及结构表征

在采用李祖光^[8]方法合成 SAPO-34 分子筛的原料中加入 Cu 源(最佳摩尔比 Cu: Al 为 3: 28), 一步法合成 CuAPSO-34 分子筛。晶化温度为 180 ℃, 晶化时间为 120 h。待晶化完全, 分离出固体产物, 水洗、干

* 收稿日期: 2001-01-18; 修订日期: 2001-08-09。基金项目: 国家“八六三”计划基金资助项目 (863-2-2-1)。

作者简介: 王 健 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为吸热燃料裂解催化剂。

燥,得 CuAPSO-34 分子筛原粉。

采用 D/max-3B(Rigaku) 型 X 射线衍射仪对合成产品进行粉末衍射测试,测定其晶相组成;用英国 STEREOSCAN-600 型扫描电子显微镜观察分子筛晶化产物的晶形和晶粒大小;用中科院的 Finder 1000 X 射线能谱仪对合成分子筛的表面层构成进行分析;用 NH₃-TPD 法测定样品的酸性。测定前,先将样品在 550 ℃焙烧除掉模板剂,再压片制成 20 目~40 目的颗粒。

2.2 催化性能的评价

采用连续流动的固定床反应装置(微反装置)评价 SAPO-34 及 CuAPSO-34 分子筛对吸热燃料模型化合物——正庚烷裂解的催化活性及对低碳烯烃(C₂~C₄)的选择性。反应管是一根内径 7.3 mm 的石英管,嵌套在外径 33.3 mm、壁厚 11.3 mm 的黄铜管芯体内,黄铜芯长 200 mm。石英管出、入口端与黄铜管间的环隙皆用玻璃纤维棉密封。中间 50 mm 的长度为催化反应区,此区域内近似无温度梯度。反应管尺寸选择上应尽量避免流体传质传热对催化剂性能测定的影响。一定的空速下,碳氢燃料与固定在反应管中部的催化剂床接触,发生催化裂解反应。反应管通过 NiCr-NiSi 热电偶进行测温,DWT-702 精密控温仪触发可控硅执行器进行控温(±1 ℃)。黄铜芯体可保证 12 cm 以上的恒温区。加热电炉功率为 1 000 W,炉芯长 33 cm,炉膛内径为 3.5 cm。反应后产物经六通阀被另一路 N₂ 载气携带入气相色谱的分流装置,再进入色谱柱进行分离(毛细管柱后有尾吹气),分离后利用氢火焰电离检测器(FID)检测,其产生的微电流经放大后送入 586 微机进行分析,自动处理分析结果。

选取 20 目~40 目分子筛颗粒作为评价催化剂。反应条件为:正庚烷流量为 0.06 ml·min⁻¹,反应温度 500 ℃~700 ℃,载气空速为 1 800 h⁻¹。

3 结果与讨论

3.1 物性表征

3.1.1 合成分子筛的微观结构

由两种分子筛的 XRD(X 射线衍射,见图 1),EDX(X 射线能谱,见图 2)及 SEM(扫描电子显微镜,见图 3)谱图对照分析,CPS 为计数率。本实验室合成的 CuAPSO-34 分子筛具有跟 SAPO-34 基本相同的晶体结构,Cu²⁺ 已掺入到 SAPO-34 分子筛之中,并取代了部分骨架铝,可以有效地修饰孔口大小,调节分子筛表面的电荷分布,从而对其催化活性产生一定的影

响。但 Cu²⁺ 的加入容易富集在分子筛的孔口和外表面,使得晶体生长比较困难并容易产生晶体缺陷,因此 CuAPSO-34 分子筛的稳定性不如 SAPO-34。

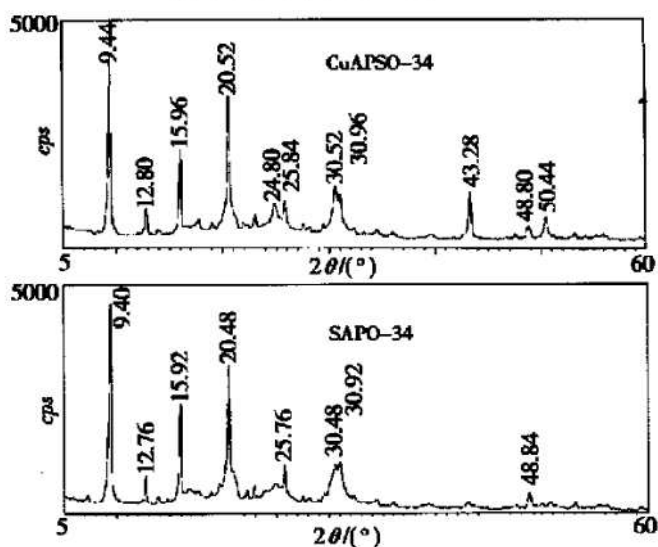


Fig. 1 X-ray diffraction patterns of SAPO-34 and CuAPSO-34

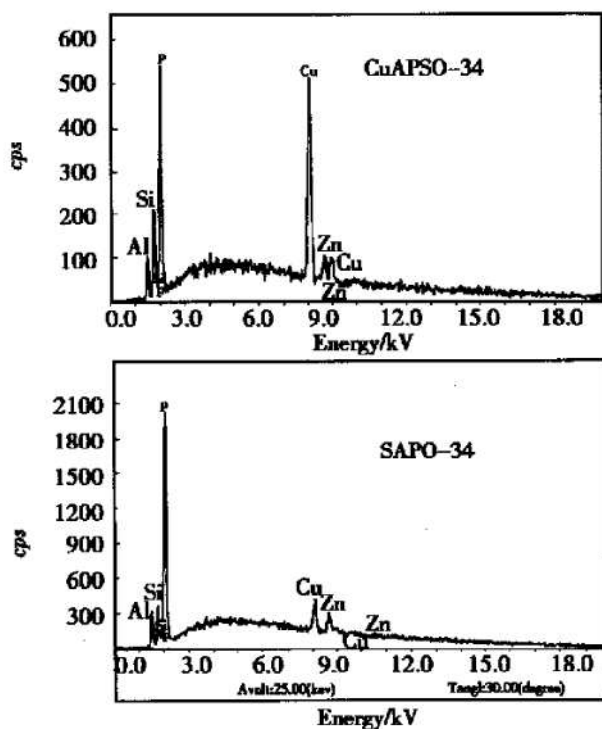


Fig. 2 EDX pattern of SAPO-34 and CuAPSO-34

3.1.2 合成分子筛的表面酸性

样品的 NH₃-TPD(氨气程序升温脱附)结果如图 4 所示。曲线表明 CuAPSO-34 分子筛具有弱、强两种酸中心,分别对应于 200 ℃~250 ℃和 450 ℃左右。由于引入铜元素,与 SAPO-34 分子筛的酸中心相比,其弱酸中心的温度向温度较高的方向移动,且其弱、强

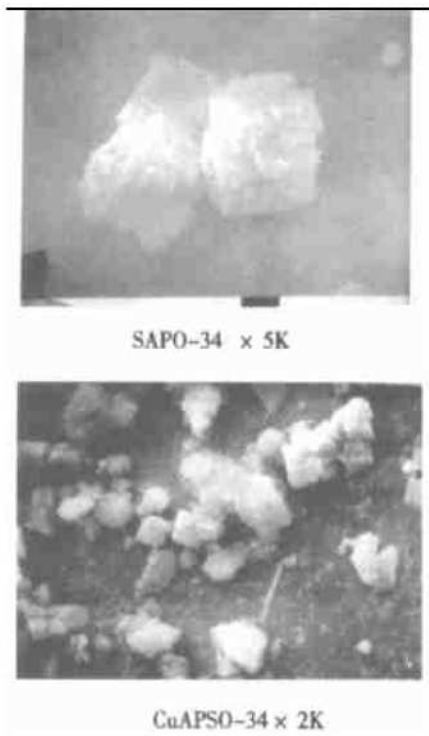


Fig. 3 EDX pattern of SAPO-34 and CuAPSO-34

两种酸中心的酸强度明显减少。 Cu^{2+} 的掺入减少了骨架铝, 改变了分子筛的酸性, 降低了分子筛表面的酸密度, 可以预见其催化活性必然也相应发生了改变, 这将不利于双分子的氢转移反应。根据催化裂解中气体烯烃的生成机理^[9], 裂解反应产生烯烃, 而氢转移反应消耗烯烃, 设法降低裂解中的氢转移反应, 有利于提高对烯烃特别是对低碳烯烃的选择性。

3.2 催化性能

由于油品本身的复杂性, 使得准确测定吸热型碳氢燃料催化裂解后产物分布较困难。为准确描述催化裂解产物的分布情况从而评价分子筛催化剂对吸热型碳氢燃料的催化裂解活性, 我们采用与其理化性质较为接近的正庚烷为简化模型。此类不饱和烃在裂解产物中所占比重越大, 其对热沉的贡献就越大, 因此我们重点考察了两种分子筛催化剂对正庚烷的催化活性及其对低碳烯烃的选择性。结果见表 1, 2。

Table 1 *n*-heptane cracking activity over SAPO-34

Product/ %	Temperature/ °C		
	500	600	700
Methane	0.22	2.17	10.17
Ethane	0.21	1.68	4.77
Ethene	0.58	8.80	38.38
Propane	0.41	2.91	2.33
Propene	2.60	15.59	22.70
Isobutane	0.00	0.11	0.12
<i>n</i> -butane	0.00	1.77	0.95
1-butene	0.00	1.21	1.28
Anti-2-butene	0.00	1.05	0.60
Neopentane	0.00	1.51	0.00
Isobutene	0.00	0.00	0.00
≤C4 light alkenes	3.18	26.65	62.96
≤C4 products	4.02	36.80	81.30
≤C4 light alkenes/ ≤C4	79.1	72.4	77.4
<i>n</i> -Heptane	91.85	57.47	10.32
Conversion	8.15	42.53	89.68

Table 2 *n*-heptane cracking activity over CuAPSO-34

Product/ %	Temperature/ °C		
	500	600	700
Methane	0.69	5.70	31.12
Ethane	0.22	1.67	3.41
Ethene	4.74	16.60	21.22
Propane	0.59	2.69	1.94
Propene	28.03	31.47	11.85
Isobutane	0.00	0.11	0.00
<i>n</i> -butane	0.45	1.22	0.66
1-butene	3.04	1.97	0.31
Anti-2-butene	1.83	1.39	0.27
Neopentane	3.25	5.55	1.14
Isobutene	2.22	1.46	0.25
≤C4 light alkenes	39.86	52.89	33.85
≤C4 products	45.06	69.83	72.17
≤C4 light alkenes/ ≤C4	88.5	75.7	46.9
<i>n</i> -Heptane	29.20	19.42	11.21
Conversion	70.80	80.58	88.79

由表 1, 2 可见: 改性后的 CuAPSO-34 较 SAPO-34 分子筛对裂解活性明显增强(如图 5 所示), 并能有效降低裂解温度。500 °C 时正庚烷裂解转化率已达到 70% 以上, 比相应的未做改性的 SAPO-34 分子筛裂解活性(不足 10%) 要高得多。这是由于掺铜对 SAPO-34 进行改性有效地改善了分子筛的表面酸性及硅铝

比, 可能更有利于碳正离子的形成。在分子筛催化剂上, 有关烷烃裂解机理的研究, 大多数是以低碳烷烃($\text{C}_5 \sim \text{C}_6$)为原料, 按碳正离子机理进行的。根据 Witmore 理论, 伯正碳离子通过 β 断裂可分裂为较小的伯碳正离子和烯烃。在比较经济的温度范围 500 °C~600 °C, $\leq \text{C}_4$ 烯烃总收率较 SAPO-34 也有明显的提

高,对低碳烯烃的选择性也有所提高(如图6所示)。这也正是掺铜使骨架铝减少,增大了分子筛的硅铝比,降低了分子筛表面的酸密度,抑制了不利于烯烃的氢转移反应。但随温度的进一步升高,两者的转化率逐渐接近,对低碳烯烃的选择性 SAPO-34 基本保持不变而 CuAPSO-34 则明显下降。可能原因是由于掺 Cu 的 CuAPSO-34 稳定性较 SAPO-34 差,高温下分子筛晶体结构发生了变化。因此, CuAPSO-34 的应用温

度不应过高,以 700 °C 以下为宜。

需要指出的是,以上结论基于的是对吸热燃料模型化合物的催化裂解,距离组分复杂的吸热型碳氢燃料的实际裂解应用尚需进一步的研究。我们下一步的工作将在一元简单模型化合物的基础上进行扩展,使其性质不断接近能够应用的吸热燃料并据此研发具有良好前景的裂解催化剂,最终能够对吸热燃料本身进行高效率的催化裂解从而使其提供更高的热沉。

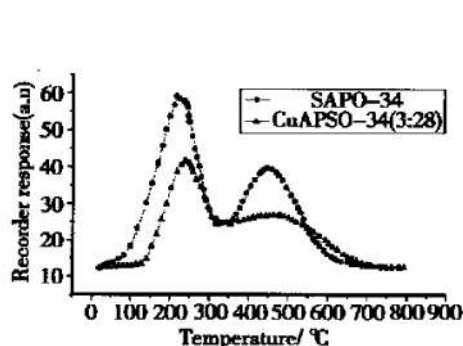


Fig. 4 NH_3 -TPD curve on SAPO-34 and CuAPSO-34

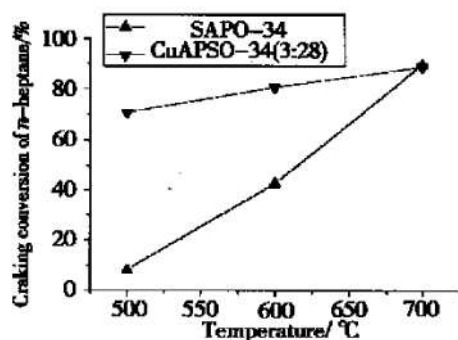


Fig. 5 Dependence of cracking conversion of *n*-heptane on reaction temperature over SAPO-34 and CuAPSO-34

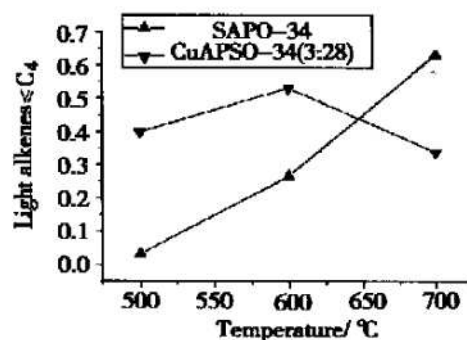


Fig. 6 Dependence of selectivity the light alkenes on reaction temperature over SAPO-34 and CuAPSO-34

4 结 论

(1) 掺铜有效地改变了 SAPO-34 分子筛的微观结构及表面酸性,多种分析手段证明成功合成 CuAPSO-34 分子筛。

(2) 通过对吸热燃料模型化合物——正庚烷进行催化裂解的对比试验, CuAPSO-34 分子筛能明显提高催化活性,大幅降低裂解温度;且在经济裂解温度区间 500 °C~600 °C 对低碳烯烃的选择性亦有所提高。

(3) CuAPSO-34 及 SAPO-34 分子筛系列可用于吸热燃料的裂解催化剂,但尚需进一步研究。

参考文献:

- [1] 李祖光,高涵,厉刚,等.吸热型碳氢燃料热沉的测定[J].推进技术,1998,19(2).
- [2] 李祖光,高涵,厉刚,等.吸热型碳氢燃料的量热研究[J].推进技术,1999,20(4).

- [3] 高涵,李祖光,厉刚,等.吸热型碳氢燃料冷却模拟系统的建立[J].推进技术,1999,20(5).
- [4] Sobel D R, Louis J Spadaccini. Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion[J]. Journal Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119: 344.
- [5] Louis J Spadaccini, et al. Method of cooling with as endothermic fuel[P]. US Patent 5176814, 1993.
- [6] 何龙,潘富敏,林瑞森.吸热型碳氢燃料催化裂解的研究述评[J].推进技术,2001,22(2).
- [7] Lok B M, Messina C A, et al. Crystalline silicoaluminophosphates[P]. US Patent 4440871, 1984.
- [8] 李祖光,高云芳,莫为民,等.吸热型碳氢燃料用 SAPO-34 催化剂的合成与性能[J].推进技术,2001,22(4).
- [9] Yalvais G, Madm R J, Dumesic J A. 2-Methylhexane cracking on Y zeolites: catalytic cycles and reaction selectivity[J]. Journal of Catalysis, 1997, 165: 205.

(编辑:朱立影)

合成高密度燃料的氧化安定性及贮存寿命预测^{*}

米镇涛¹, 周震寰¹, 张香文¹, 李家玲¹, 姚家骧²

(1. 天津大学 化工学院, 天津 300072; 2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 利用升温加速氧化的方法, 在 130 ℃~ 170 ℃的范围内, 测定了新型人工合成高能量密度燃料 HDF-1 中抗氧化添加剂, 2, 6-二叔丁基对甲酚 (BHT) 的消耗速率, 通过动力学数据的拟合, 得出 HDF-1 燃料中 BHT 的消耗动力学方程, 从而, 预测了 HDF-1 在常温下的贮存寿命不短于 25 年。

关键词: 喷气发动机; 高密度烃; 抗氧化性; 抗氧剂; 储存稳定性

中图分类号: V511 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 06-0514-04

Oxidative stability of synthetic high energy density fuel and storage life prediction

MI Zhen-*tao*¹, ZHOU Zhen-huan¹, ZHANG Xiang-wen¹, LI Jia-ling¹; YAO Jia-xiang²

(1. Dept. of Chemical Engineering, Tianjin Univ. Tianjin 300072, China;

2. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: The new type manual synthesis high energy density fuel(HDF-1) is a propellant for aircraft with very high utility. By rising the temperature to accelerate the oxidation in system the concentration of BHT as a antioxidant additive was measured from 130 ℃ to 170 ℃. The consuming dynamics equation of BHT was elicited by imitating the dynamics data. And then, the reserving longevity was forecast: HDF-1 can be stored safely more than 25 years.

Key words: Jet engine fuel; High density hydrocarbon; Oxidation resistance; Antioxidant; Storage stability

1 引 言

双环烷烃燃料 HDF-1, 是一种新型人工合成的高能量密度燃料, 具有非常广阔的应用前景。HDF-1 在无抗氧化添加剂的贮存过程中, 不可避免的与溶解氧发生氧化反应, 导致燃料的变质。在添加了抗氧化剂 2, 6-二叔丁基对甲酚 (BHT) 后, 燃料的氧化受到抑制, 而抗氧化剂自身不断消耗^[1, 2]。在这个过程中, HDF-1 燃料本身得到有效的保护, 一旦抗氧化剂的浓度降到较低的水平 (普通标准为质量分数 20×10^{-6}) 就不能再有效的抑制燃料氧化, 此时, 燃料在贮存时就会生成胶质和沉淀, 不适宜在实际中应用^[3, 4]。因此, 及时考虑抗氧化剂的浓度变化, 就可得知 HDF-1 燃料的贮存状况是否良好, 同时, 对抗氧化剂浓度的变化

进行研究, 也可以从动力学机理上深入了解 HDF-1 的常温氧化特性。

2 实验方法

HDF-1 燃料在常温下的氧化过程非常缓慢, 很难在常温下测定其氧化行为, 因此, 研究过程采用了升温的方式来加速氧化反应的进程。

实验所使用的燃料为本研究室合成的新鲜 HDF-1 燃料, 向其中添加的抗氧化剂 BHT 的质量分数为 100×10^{-6} , 加速氧化反应的温度分别为 130 ℃, 140 ℃, 145 ℃, 150 ℃, 160 ℃, 170 ℃, 可根据各温度下氧化反应速度的不同定时取样, 取样频率从每 15 min 一次到每 4 h 一次 (较高温下的实验及每组实验的开始阶段取样应较密集一些)。将反应获得的样品在

* 收稿日期: 2001-03-09; 修订日期: 2001-07-02。基金项目: 国家自然科学基金 (29986002) 和教育部博士点基金资助项目。

作者简介: 米镇涛 (1941—), 男, 教授, 研究领域为高能燃料、化工新材料等。

高效液相色谱(HPLC)上分析其抗氧化剂残余含量。

3 结果与讨论

3.1 抗氧化剂的消耗机理与过程分析

在 130℃下,利用搅拌转速的变化来改变气、液两相的接触强度,调节氧在液相中的溶解速度,对 BHT 浓度的衰减情况进行了比较,以确认 HDF-1 燃料在加速氧化过程中的速率控制步骤,所获数据结果如图 1。

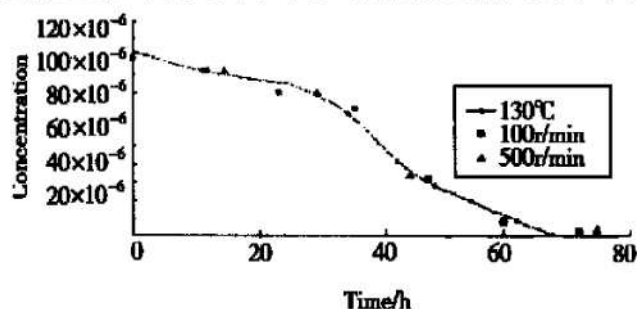


Fig. 1 Sketchmap of data by control process experiment

由图 1 看出,在不同的搅拌转速下, BHT 的衰减不随气液接触条件的改变而发生变化,这充分证明了在 HDF-1 的加速氧化反应中,液相中的溶解氧是充足的,氧由气相到液相的扩散过程不是反应的控制步骤。燃料物系的氧化反应过程是整个氧化的控制步骤。

在 130℃下,实验对 HDF-1 中的 BHT 浓度衰减趋势进行了探讨,在及时分析物系中 BHT 的残余浓度的前提下,当抗氧化剂消耗殆尽时,向燃料中补充添加 BHT,使其浓度恢复到初始状态的水平(质量分数为 100×10^{-6}),使抗氧化剂的消耗反应继续进行,所获得的整个反应过程中 BHT 的消耗曲线如图 3。

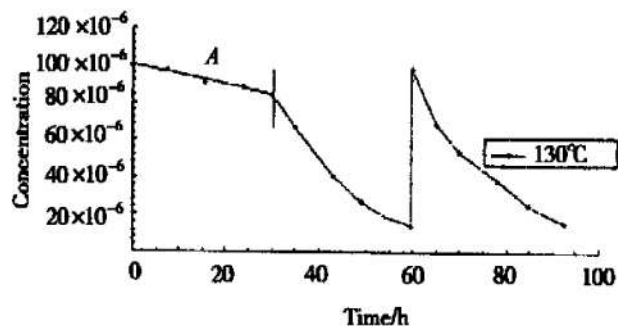


Fig. 2 Chat of dynamics by adding BHT secondly

从图 2 中可见,二次添加后 BHT 的消耗反应行为与新鲜燃料中初始过程的行为不同,在新鲜 HDF-1 燃料中,抗氧化剂的消耗过程存在一个速度比较平缓的阶段(如图中 A 区),这与同类型其他燃料的情况

是一致的,这个阶段被认为是烃类燃料自由基链锁反应的诱导期。参照国内外对类似燃料的研究报道^[1,5],推测 HDF-1(下式中简称 RH, BHT 简称为 InH)的抑制氧化反应机理如下。

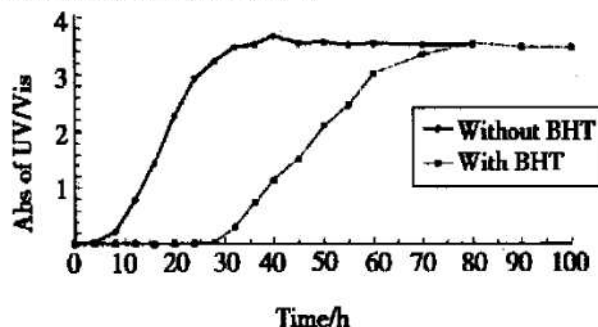
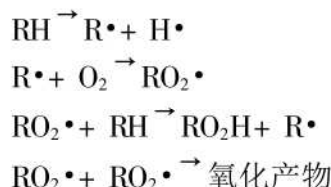
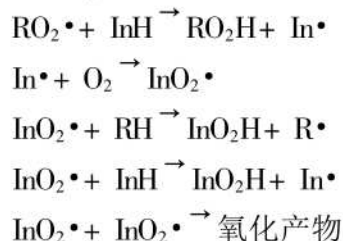


Fig. 3 Curve of the oxidations concentration with different time in 140℃

引发阶段:



主反应(抗氧化)阶段:



从机理方程式可见,诱导期的实质是新鲜的燃料体系中过氧化物自由基的生成阶段,在这个阶段,原来不含有烷基自由基的新鲜燃料中,逐渐生成作为链锁反应引发剂的烷基自由基,通过与溶解氧的反应生成引发效果更强烈的过氧化物自由基。在这个过程中,抗氧化剂的消耗速度是很慢的。当过氧化物基的浓度达到引发大规模链锁反应的水平时,抗氧化剂发生作用,氧化过程主要发生在抗氧化剂与过氧化物基之间,抗氧化剂的消耗反应终止了烷基自由基的生成。对于已存放过的陈旧燃料,诱导基将不同程度的缩短,或完全消失,这要视其中 $\text{RO}_2\cdot$ 的浓度而定。

利用 UV/Vis 分光光度计对 HDF-1 燃料中的过氧化物生成情况进行了分析,在 140℃下的结果如图 3。图中,对添加 BHT 的燃料,抗氧化剂的存在大大延长了燃料氧化的稳定期,当 BHT 的质量分数降低到 12×10^{-6} 以下时,才有时显的过氧化物生成。这从一个侧面验证了所推导的 HDF-1 燃料氧化机理的正确性。

3.2 抗氧化剂消耗速率及其动力学研究

不同温度下加速氧化实验所得的 BHT 浓度变化结果如图 4 所示。

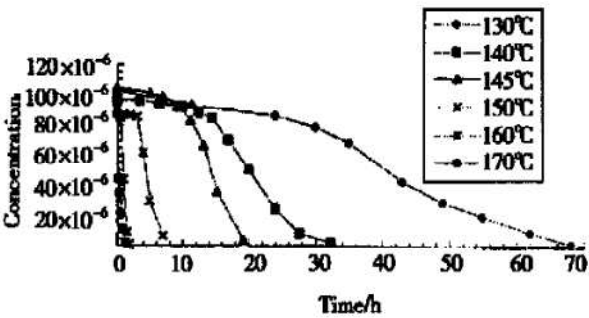


Fig. 4 Curve of the BHT concentration with different time and different temperature

从图 4 看出,在加速氧化实验中,抗氧化剂的浓度变化分为自由基链式反应的引发和自由基链转移主体反应两个阶段,在主反应阶段内,浓度的下降呈现出比较明显的指数型衰减,越是温度较低的实验,这种划分越明显,而在 160℃,170℃下的反应速度过快,过程的时间太短,难以区分出这两个反应阶段。

由于燃料的诱导期阶段的长短与燃料的新鲜程度有关,此时,BHT 浓度的变化非常缓慢。我们预测

的是燃料在主体反应阶段的寿命,实际的贮存寿命要大于预测值。

对各温度下的数据处理过程分为两步:首先,依据数值积分的方法求取曲线的拐点位置,从而,在各组数据曲线上准确的划分出抗氧化剂浓度衰减的引发阶段和自由基链转移主体反应阶段(以下简称主反应阶段)。

在主反应阶段,用阿伦尼乌斯动力学方程模型求取反应的各个相关参数。

- dC/dt = k_0 \times e^{E_0/RT} \times C^n

式中 C 为反应物浓度(10⁻⁶);

t 为反应时间(h);

k₀ 为表观反应速率常数, (10⁻⁶)¹⁻ⁿh⁻¹;

E₀ 为表观反应活化能, J/mol;

T 为反应温度, K;

n 为反应级数。

模型左侧- dC/dt 是以抗氧剂 BHT 随反应时间的变化率表示的反应速度,研究结果提供的数据是 C~ t 的曲线,为了求取反应速度,首先应对浓度时间曲线线进行拟合,求出浓度对时间的变化方程,选择二项式模型作为拟合所用的数学模型,拟合结果如表 1 所列。

Table 1 Datasheet of imitation by two item formula model

Temperature/℃	Model: C= at ² + bt+ c			- dC/dt	R ²
	a	b	c		
130	0.060	- 4.037	69.128	- 0.121t+ 4.037	0.997 9
140	0.235	- 8.986	87.090	0.470t+ 8.986	0.995 1
145	0.625	- 15.406	86.375	- 1.250t+ 15.406	0.973 8
150	3.362	- 33.659	87.233	- 6.724t+ 33.659	0.988 3
160	43.756	- 121.550	84.927	- 87.512t+ 121.550	1.000 0
170	52.739	- 129.750	81.867	- 105.478t+ 129.750	0.971 7

根据上述 6 个温度下实测的浓度-时间曲线回归出结果为 k₀= 1.109 × 10^{7 0.0594}/h; E₀= 101.7 × 10³ J/ Mol; n= 0.9406。

多元线性回归出的表观反应动力学方程为

- dC/dt = 1.109 × 10¹³ × e^{101.7 \times 10^3 / RT} \times C^{0.9406},

相关系数 R² 为 0.9120。

求得反应动力学方程后,再与实际反应的数据进

行对照,从而验证阿伦尼乌斯模型在表观上以多大精确程度反映主反应阶段的动力学机理。在所进行研究的温度范围内,对获得的动力学方程进行了验算,抗氧化剂 BHT 的浓度从起始阶段的 100 × 10⁻⁶降低到失效水平 20 × 10⁻⁶所需要的时间,可以从实际实验数据中获得,也可以由方程模型计算而得。比较结果如表 2 所示。

Table 2 Data sheet of the comparison of model's accuracy

Temperature/℃	Temperatur/K	Time of experiment/h	Time of calculation/h	Accuracy/±%
130	403.15	13.50	13.16	2.52
140	413.15	7.21	7.04	2.36
150	423.15	3.80	3.82	0.53
160	433.15	1.38	1.40	1.45

计算出的反应时间与实验分析得出的反应时间基本吻合,说明所采用的模型与实际反应机理相匹配。通过拟合所获得的抗氧化剂衰减动力学方程,可以预测 HDF-1 燃料在不同条件下的贮存寿命,举例如下:

设在常温 25℃条件下,计算抗氧化剂 BHT 的浓度由标准添加浓度 100×10^{-6} 下降到失效浓度 20×10^{-6} 所需的时间 (h)。动力学方程的计算结果为: 25℃时, $t = 225\,459\text{ h}$, 约合 25.74 y。

此处,还要说明的是,此处计算的结果是在进入主反应阶段后的安全贮存时间,在实际应用中,如果是新鲜的燃料,还应该考虑适当增加诱导期的时间,即上述数据是最低贮存寿命。

对此,有在常温下避光贮存 7 y 的样品作为验证,表 3 列出了该贮存样品的 BHT 浓度变化数据。

Table 3 Concentration of BHT in storage samples in normal temperature

Samples	Date	Time/y	Concentration of BHT/ 10^{-6}
1	1993-12-9	0(begin storage)	100.0
2	2000-12-10	7	97.42

通常情况下,燃料在贮存开始时是新制备的,所以,从表中的数据可以看出,抗氧化剂的浓度下降非常缓慢,仍处于诱导期阶段。这说明,燃料在低温下的氧化行为与实验中的情况基本相符。

4 结 论

(1) HDF-1 燃料贮存过程中的氧化反应属于典型

的烃类自由基分支链锁反应,抗氧化剂 BHT 可以有有效的抑制燃料体系中过氧化物自由基的生成,从而,抑制燃料在贮存过程中的氧化。

(2) HDF-1 燃料贮存过程中的氧化反应初始阶段是由烷烃自由基所引发的, BHT 不能抑制其生成,使 BHT 的浓度衰减过程存在一个明显的诱导期,其长短与燃料的新鲜程度有关。

(3) 在常温 25℃条件下抗氧化剂 BHT 的浓度由 100×10^{-6} 下降到 20×10^{-6} 约需 25.74 y。

(4) HDF-1 燃料的安全贮存期限包括燃料氧化的诱导期和抗氧化剂的主反应消耗期,在常温及常规贮存条件下, HDF-1 的安全贮存期限应大于 25 y。

参考文献:

[1] Steven Zabarnick. Chemical kinetic modeling of jet fuel autoxidation and antioxidant chemistry[J]. Ind. Eng. Chem. Res., 1993, 32: 1012~ 1017.

[2] H. S. Chung, C. S. H. Chen, R. A. Kremer. Recent developments in high-energy density liquid hydrocarbon fuels[J]. Energy & Fuels, 1999, 13: 641~ 649.

[3] Tim Edwards, S. Zarbarnick. Super critical fuel deposition mechanisms[J]. Ind. Eng. Chem. Res., 1993, 32: 3117~ 3122.

[4] 战风涛, 吕志凤, 王洛秋, 等. 催化柴油中的酚类化合物及其对柴油安定性的影响[J]. 燃料化学学报, 2000, 28: 59~ 62.

[5] 周震寰. 高能量密度燃料 HDF-1 的氧化安定性及材料相容性研究[D]. 天津: 天津大学, 2001.

(编辑: 朱立影)

弹用涡喷发动机密封元件摩擦性能试验研究^{*}

古 乐¹, 王黎钦¹, 李秀娟¹, 齐毓霖¹, 刘艳梅², 刘振德²

(1. 哈尔滨工业大学 机械工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 从添加剂和表面改性两个方面, 对某涡喷发动机密封部件摩擦副的摩擦性能进行了试验研究。结果表明 FORMULA 4-10 和 PG-7000 两种添加剂, 以及磷化和刷镀铜合金两种密封环表面改性方法, 能够改善密封元件的摩擦性能。

关键词: 涡轮喷气发动机; 金属密封件; 摩擦试验; 摩擦系数

中图分类号: V235.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 06-0518-04

Experimental study on the tribological properties of missile turbojet engine seals

GU Le¹, WANG Li-qin¹, LI Xiu-juan¹, QI Yu-lin¹, LIU Yan-mei¹, LIU Zhen-de²

(1. Dept. of Mechanical Engineering, Harbin Inst of Technology, Harbin 150001 China;

2. The 31st Research Inst., Beijing, 100074 China)

Abstract: The tribological properties of a turbojet engine seals were tested using different additives and surface modification. The results showed that two kinds of additives, FORMULA 4-10 and PG-7000, and two kinds of surface modification, which include bonderite process and brush plating indium-copper alloy, could improve the tribological properties of the tested engine seals.

Key words: Turbojet engine; Metallic seal; Friction test; Coefficient of friction

1 引 言

涡喷发动机密封部件的可靠工作是确保发动机正常工作的重要环节, 如何有效地减少摩擦磨损, 降低滑油消耗, 提高润滑性能成为当前研究的重要课题。某涡喷发动机工作在高转速、油气压综合作用的条件下, 采用涨圈旋转动密封^[1]。由于工作条件苛刻, 密封元件摩擦副间易发生严重磨损。本文利用添加剂和表面改性两种提高摩擦副抗磨减摩性能的有效手段^[2], 结合该涡喷发动机密封部件工作情况进行了常规和模拟实验台架实验。结果表明有两种添加剂和两种改性方法能起到改善密封元件摩擦性能的作用。

2 试验装置、试样及试验条件

2.1 添加剂试验

在自制往复式摩擦磨损实验机上考核 4 种添加

剂对于润滑油极压性能的影响, 然后在 MPX200 型环-环式标准摩擦磨损实验机上考核添加剂对摩擦副的减摩性能。试验中基础润滑油均为 4106[#] 航空合成润滑油。

往复实验机上试样为 $\phi 12.7$ GCr15 钢球, 下试样为 GCr15 钢条, 下试样作往复移动。试验载荷 22 N, 往复行程 100 mm, 往复频率为 $180 \text{ min}^{-1} \sim 200 \text{ min}^{-1}$ 。往复次数由自动计数装置记录, 每 1500 次测量钢球的磨痕直径直至磨痕稳定。初始温度为 18°C 。

MPX200 实验机试样为由密封部件摩擦副材料制成的试环, 上试环为 K418 合金 $\phi 34/\phi 20 \text{ mm} \times 6 \text{ mm}$, 下试环为铸铁密封环 $\phi 30/\phi 27 \text{ mm} \times 2.48 \text{ mm}$ 。上环在电机带动下旋转, 转速 $1\ 100 \text{ r/min}$; 通过杠杆加载, 试验载荷分别为 50 N, 70 N, 90 N。上下试样的摩擦面浸没在润滑油中, 初始温度为 18°C 。由于磨损量很小, 不可比, 试验中只记录其稳定摩擦系数。

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-19。

作者简介: 古 乐 (1975—), 男, 硕士, 讲师, 研究领域为摩擦学、陶瓷轴承。

选用四种添加剂: JB; ④FORMULA4-10; ④PC-7000; WH。添加的体积百分数除 PC-7000 为 7% 外,其余均为 5%。

2.2 表面改性试验

仍采用 MP×200 试验机进行试验,试验条件与添加剂试验相同。将下试环即铸铁密封环进行表面改性。改性方式分别为磷化处理(P/Iron)、表面热喷涂特氟隆(Teflon/Iron)和刷镀 InCu 合金(InCu/Iron)。

为模拟发动机密封部件处的结构设计,台架试验装置增加了高速非接触式径向迷宫密封。其中筒轴试验件和涡轮转子试验件处共装有 3 个密封环,试验中密封环依靠外界气压使其端面紧贴在与其配伍试验件环槽壁面上而起密封作用,正常工作时密封面间有润滑油膜存在。本台架试验中主轴工作转速为 28 500 r/min,密封环非工作侧面气压 4 MPa,润滑油腔压力 0.18 MPa~0.2 MPa,进油温度 80 ℃。

3 试验结果与讨论

3.1 添加剂对密封元件摩擦性能的影响

添加剂对润滑油的抗磨性能的影响可由其极压性来反映。通过检验润滑油的极压值(载荷与稳定磨痕面积之比)来比较,极压值越高则耐磨性能越好^[3]。在往复式摩擦磨损试验机上,4106[#]油及加入 4 种添加剂后的磨痕曲线如图 1 所示。从图中可以看出,4

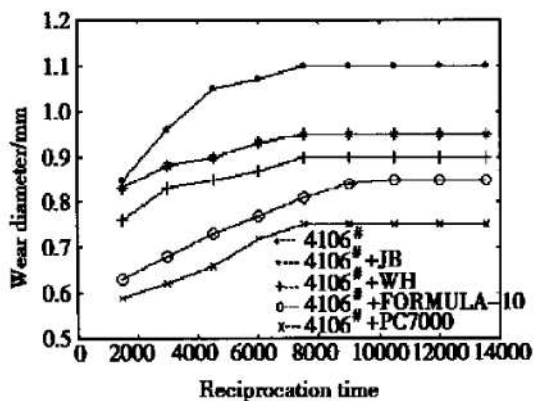


Fig. 1 Effect of additive on antiwear property of the basic oil

种添加剂均能提高基础油的抗磨性能。其中效果最好的是 PC-7000,极压值为 4.68 MPa,其曲线平缓且较快达到稳定值,极压值高;以下依次为 FORMULA4-10、WH 和 JB,极压值分别为 3.97 MPa、3.46 MPa 和 2.98 MPa。而不加入添加剂时曲线陡峭,极压值低,为 2.32 MPa,磨损最快。加入添加剂与不加入添加剂相比极压值依次提高 102%, 71.6%, 49.4%, 28.6%。

在环-环式摩擦磨损试验机上,密封元件摩擦副在不同润滑油添加剂下实验结果的曲线如图 2 所示,结果表明 4 种添加剂均能降低密封元件摩擦副的摩

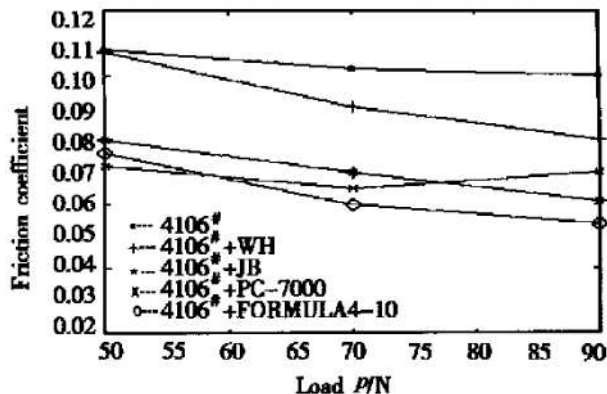


Fig. 2 Effect of additive on friction coefficient of seals component

擦系数,其中 FORMULA4-10 和 PC-7000 效果较好。试验中润滑油浸没摩擦表面,但摩擦副是平面接触。在静止和低速运转情况下,油膜难以承载;而在高速运转下润滑油在离心力的作用下甩向油杯壁面后又被挡,在油杯中形成涡流状流动,在接触面处油膜仍然难以完全承载。因此摩擦表面存在微凸体相互接触,处于边界摩擦状态。其摩擦性能取决于摩擦表面间润滑膜的结构和性质。而 4 种添加剂均为极压型添加剂,含有 P、S 等极性元素,能在金属表面通过化学吸附或化学反应作用,形成软质膜层,从而起到抗磨减摩作用。而对该摩擦副,在 4106[#]基础油中 FORMULA4-10 和 PC-7000 更易生成化学反应膜,其抗磨减摩效果较为显著。

3.2 表面改性对密封元件摩擦性能的影响

改性后 4 种摩擦副摩擦系数随时间变化计算机实时记录曲线如图 3 所示。从图中可以看出,摩擦系数数值均比较稳定,未改性原始环(摩擦副 1)为

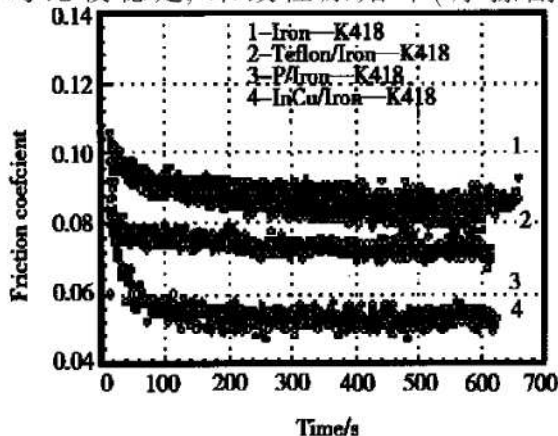


Fig. 3 Effect of surface modification on friction coefficient of seals component

0.10~0.09, 表面喷涂Teflon环(摩擦副2)为0.10~0.085, 磷化环(摩擦副3)为0.08~0.07, InCu合金环(摩擦副4)约为0.05。

在台架实验装置上, 分别考核磷化环、表面喷涂Teflon环和InCu合金环。由于3处密封环工作条件并不完全相同, 磨损情况也不一样。试验时每次在3处均采用相同材料密封环, 而取涡轮转子试验件处密封环磨损情况相比较。磷化环在工作转速下经考核195min, 试验前后表面金相组织照片(240倍)如图4(a), (b)所示, 端面平均磨损量为70 μm ; InCu合金环在经考核187 min, 试验前后表面金相组织照片(240倍)如图5(a), (b)所示, 其端面平均磨损量为30 μm 。而表面喷涂Teflon环在考核过程中30 min后就出现剧烈摩擦, 导致实验控制柜因过载保护而自动停车, 分解后发现密封环表面已成棉絮状(如图6), 而其配副筒轴表面被拔丝(如图7)。

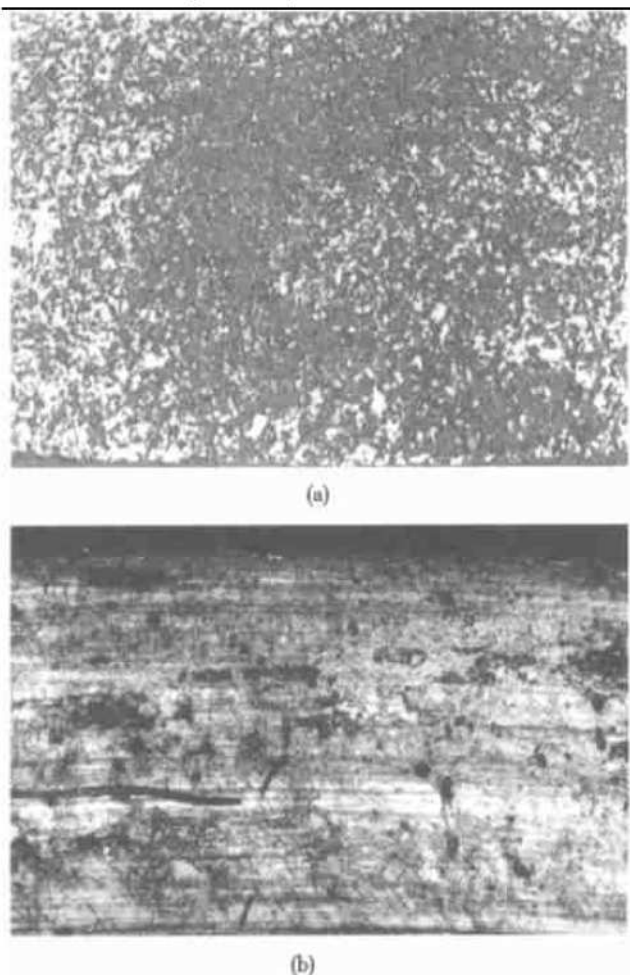


Fig. 4 Surface metallographic of phosphatized seals before testing and after testing ($\times 240$)

(a) Before testing; (b) After testing

磷化环表面为磷酸盐膜层, 从图4(a)中可见其为多孔的晶体结构, 且在密封环表面分布均匀。该膜

层具有良好的附着力, 能使润滑剂粘附在其表面上, 润滑性能好, 同时还可以缩短磨合期^[4]。而刷镀InCu合金后, In和Cu作为软金属在密封环表层内均匀分布, 如图5(a), 在摩擦过程中往偶件表面转移并向内部渗透, 使摩擦副本体材料被隔离, 从而起到减摩抗磨效果^[4]。试验后磷化环和InCu合金环金相照片分别如图4(b)和图5(b)所示, 表面虽已发生较大磨损但表面平整, 局部有沟痕或缺陷存在, 仍然可继续使用。而表面喷涂Teflon环表层为PTFE组织, 原本具有良好减摩作用, 但从环-环试验中已发现摩擦系数相对磷化环和InCu合金环要高, 而台架试验很短时间中表面层已破坏, 且严重破坏配伍零件, 说明高温热喷涂可能已改变PTFE聚合物的分子结构, 使其性质发生改变而不能起减摩抗磨作用^[5]。

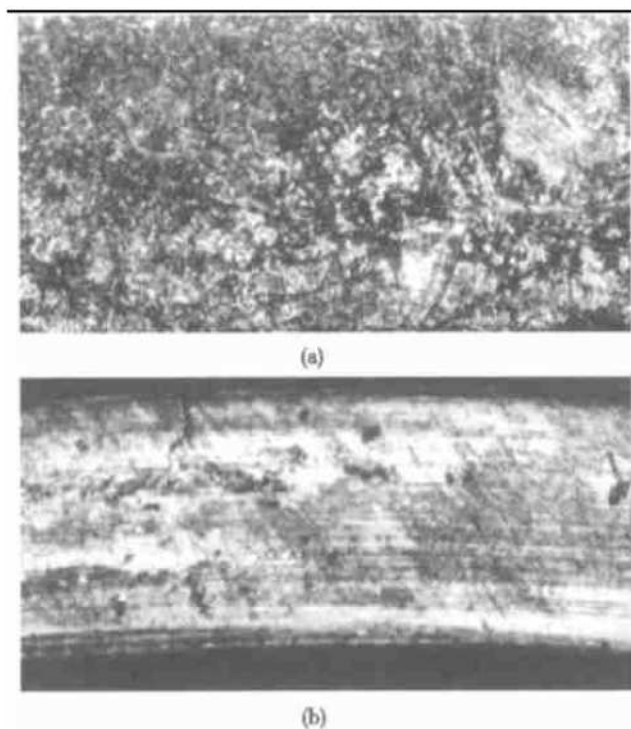


Fig. 5 Surface metallographic of InCu alloy seals before testing and after testing ($\times 240$)

(a) Before testing; (b) After testing

4 结 论

(1) 添加剂 FORMULA4-10 和 PC-7000 能够改善4106[#]基础油的抗磨性能且能降低密封元件摩擦副的摩擦系数;

(2) 密封环表面磷化处理和刷镀InCu合金均能够改善密封元件摩擦副的抗磨减摩性能, 且刷镀InCu合金效果更好;

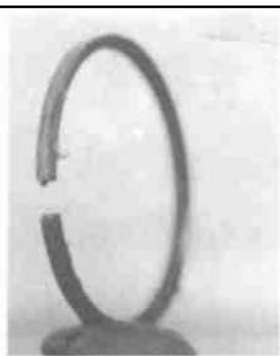


Fig. 6 Seals after surface
spray teflon

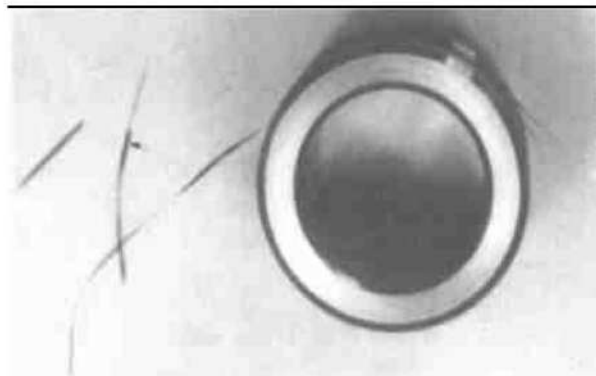


Fig. 7 Wire-like material from
the hollow shaft after test

(3) 密封环表面热喷涂 Teflon 不能改善密封元件摩擦副的摩擦状况, 反而可能使之恶劣。

参考文献:

- [1] 刘艳梅, 孙 扬, 宋鸿达. 某涡喷发动机密封环研制[J]. 推进技术, 1999, 20(6).
- [2] Leefe S E, Hobson R M and Nau B S An experimental study of high speed mechanical seal stability[J]. Lubrication Engineering, 1994, 50(2): 173~ 181.
- [3] 王公应. 极压抗磨添加剂作用机理[J]. 润滑与密封, 1990, 30(6): 63~ 65.
- [4] 表面处理工艺手册[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1991: 286~ 289.
- [5] 李同生, 孙守镁, 胡廷永, 等. 聚四氟乙烯磨损机理的探讨[J]. 摩擦学学报, 1992, 12(3): 222~ 232.

(编辑: 盛汉泉)

简 讯

致谢 2001 年度审稿专家

2001 年度为《推进技术》审稿的专家与学者共有 83 名(按姓氏拼音顺序排列如下)。他们学术判断力强, 学风严谨, 认真负责, 为《推进技术》的学术、技术水平的不断提高作出了贡献, 《推进技术》编委会与编辑部谨致深深的谢意。

蔡国飙	蔡体敏	蔡元虎	程惠尔	崔海涛	戴耀松	董志锐	杜 磊
段运源	樊思齐	冯 青	冯文润	傅惠民	高德平	高宗强	葛 宁
顾炎武	海锦涛	韩小云	何洪庆	胡 骏	胡平信	胡永强	黄崇锡
黄熙君	吉洪湖	蹇泽群	蒋浩康	姜宗林	金世学	李 春	李 锋
李其汉	李上文	李疏芬	梁国柱	林瑞森	林 涛	凌文辉	刘红军
刘敬华	刘卫东	刘兴洲	刘勇琼	马斌捷	马继华	马智博	米镇涛
孟庆明	庞重义	蒲远远	乔志德	瞿章华	单 鹏	史新兴	司徒明
苏杰先	孙健国	谭惠民	汤叔平	汤中权	唐汉祥	王伯羲	王承尧
王惠玉	王家骅	王 健	王如根	王 强	王振国	汪南豪	吴汉基
吴洪鳌	席 光	向红军	谢光华	邢耀国	徐 旭	严传俊	杨 栋
杨尔辅	叶中元	于守志	袁 宁	袁 新	曾庆福	张宝炯	张 津
张继桐	张堃元	张 平	张青藩	张绍基	张振家	张振鹏	张正科
赵伯华	赵凤起	赵建荣	周源泉	周钟灵	朱梓根	庄毓南	