

预燃室三维湍流和燃烧过程的数值模拟*

(㊦) 数值模拟结果及分析

冯喜平¹, 何洪庆¹, 葛李虎²

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072; 2. 陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 用三维湍流 N-S 方程和单步快速不可逆化学反应描述液氧-煤油液体火箭发动机预燃室内的三维湍流和燃烧过程。采用同位网格和 SIMPLE 算法求解控制方程, 得到了喷注单元和预燃室内参数的详细分布。结果表明, 预燃室结构设计合理, 其出口处燃气浓度、温度分布均匀, 质量加权平均温度与实际温度接近。同时表明, 预燃室头部的喷注单元和液氧二次喷注孔的结构排列, 喷注单元的流动和燃烧状况, 液氧二次喷注孔的入口参数等, 对预燃室出口燃气温度等参数分布的均匀性影响很大。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 预燃室; 三维流; 湍流燃烧; 反应流; 数值仿真

中图分类号: V434.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 03-0193-05

Numerical simulation on 3-D turbulent flow and combustion process

(㊦) Results and analysis

FENG Xi ping¹, HE Hong qing¹, GE Li hu²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China;

2. Shaanxi Engine Design Inst., Xi'an 710100, China)

Abstract: Three-dimensional Navier-Stokes equations and one-step fast non-reversible chemical reactions were employed to describe the flow and the combustion of the pre-burner of an oxygen / kerosene liquid rocket engine. The equations were solved using SIMPLE method in the co-located grids, then the detail distribution of gas parameters was obtained. The results show that the structure is suitable and the temperature distribution in the outlet section of the pre-burner is uniform and the mass-weighted average temperature in this section is closed to the practical mass-weighted average temperature. The results also show arrangement of injectors on head of pre-burner and second liquid oxygen injecting holes, flow and combustion of injectors and entrance parameters of second liquid oxygen injecting holes exert a tremendous influence on well distribution of gas temperature and other parameters.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Precombustion chamber; Three dimensional flow; Turbulent combustion; Reacting flow; Numerical simulation

1 引 言

预燃室是大型闭式循环液氧-煤油液体火箭发动机的主要部件之一。燃气经 19 个喷注单元雾化、蒸发、混合以及燃烧后流入预燃室, 在此与再次喷入的大量氧化剂掺混流动并再次发生化学反应。用文献 [1] 的理论模型和计算方法计算喷注单元和预燃室的流动与燃烧过程, 获得了其参数分布, 特别重要的是

出口截面上的加权平均温度。

2 结 构

预燃室头部在三个圆环上均匀分布 19 个喷注单元, 每个喷注单元相当于一个小的燃烧室, 中心是离心式煤油喷嘴, 周围有四个切向液氧喷嘴, 稍富氧的液氧和煤油在喷注单元中撞击、雾化、掺混、蒸发, 预燃, 形成 19 个均匀分布的火焰炬; 每个喷注单元周围

* 收稿日期: 2001-02-12; 修订日期: 2001-12-07。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (863-2-3-3-2)。

作者简介: 冯喜平 (1963—), 男, 博士, 研究领域为火箭发动机。

有 12 个均匀分布的氧化剂二次矩形喷嘴, 预燃室的大部分氧化剂从此喷入, 和喷注单元产生的燃气进一步混合、燃烧, 形成推动涡轮工作的均匀富氧燃气(结构图见文献[1])。由于二次氧化剂矩形喷嘴对称均匀地分布于每个喷注单元周围, 且矩形孔之间的距离非常小, 因此把这 12 个矩形孔按流量和流速相等的原则处理成连续分布于预燃室周围的环形区域。

由于喷注单元和预燃室中的燃气温度很高, 液氧容易蒸发, 故假设它分别在喷注单元和预燃室头部很短的距离内便蒸发完毕。由于喷注单元和预燃室内的流动是低亚声速, 所以燃气的流动采用不可压流动方程, 化学反应采用单步不可逆快速反应。

流动与燃烧过程的数学模型、网格划分和数值解法见文献[1], 现只给出边界条件和计算结果。

3 喷注单元的计算结果

3.1 边界条件

计算采用圆柱坐标系, 轴向、切向、径向坐标分别是 x, r, θ , 对应网格点分别是 I, J, K 。由于喷注单元是轴对称的, 故计算范围为 xr 取半个截面, θ 方向取 60° 角。 $I \times J \times K = 38 \times 18 \times 8$ 。入口: 给定氧化剂及燃烧剂压强、流量、温度: $p_{ox}, \dot{m}_{ox}, T_{ox}, p_{fuel}, \dot{m}_{fuel}, T_{fuel}$, 并由喷嘴尺寸分别计算出切向和轴向速度。氧化剂

和燃烧剂同向旋转喷入预燃室。出口: 出口截面上主流方向坐标局部单向化。壁面: 绝热、无滑移、无渗透。对称面: 垂直于对称面方向所有变量的梯度等于零。

3.2 结果及分析

图 1 是 xr 平面上的速度矢量图, 图 2 是 x 方向不同位置 $r\theta$ 平面上的速度矢量图。

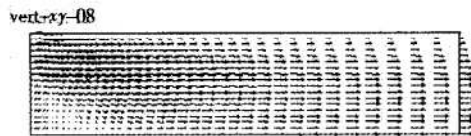


Fig. 1 Vector graph on xr plane

由于外缘区氧化剂流量大于中心区燃烧剂流量, 因此在图 1 的上游段可见外缘区的轴向速度比中心区大。由于入口处氧化剂和燃烧剂向同一方向旋转, 靠近头部(图 2 中的 $I=1$), 清晰反映出这种性质; 由于它们旋转速度大小和方向的差别, 因此外缘区与中心区有明显的分界。在图 2 中的 $I=8$ 处可见, 中心区的燃烧剂除有轴向流动外, 还向外扩散, 而外缘区氧化剂向内扩散, 参与燃烧。随着流动向下游进行, 由图 2 中的 $I=18$ 处可见, 中心区的燃烧剂已经燃完, 外缘区的氧化剂有向中心区补充的趋势; 在图 1 上则反映出轴向速度趋于均匀。

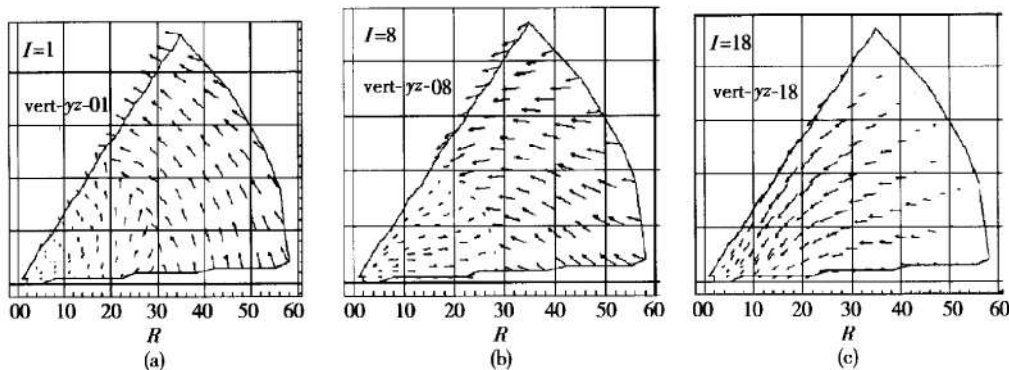


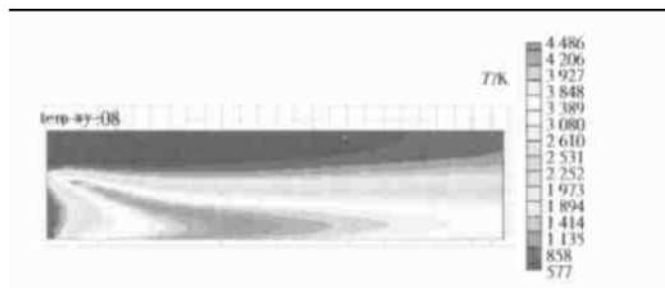
Fig. 2 Vector graph on $r\theta$ plane

图 3 和图 4 是 $K=2$ 和 $K=8$ 处 xr 平面上的温度分布图。由图可以看出不同 θ 截面温度分布相似, 少许不同是由于正对及偏离氧化剂喷口而引起的。由于氧化剂和燃烧剂旋转地喷入, 火焰呈环形分布, 环形火焰前锋温度最高, 壁面处由于氧浓度高, 因此温度较低。与轴向流动相关, 头部区中心煤油浓度高, 外缘液氧浓度高, 尚未均匀掺混、蒸发, 燃烧不剧

烈, 温度较低。随着气流向下游流动, 中段燃烧剧烈, 由于边缘液氧向中心掺混, 温度降低并趋于均匀。

图 5 和图 6 是 $K=8$ 处 xr 平面上氧化剂和燃烧剂的质量分数分布图。图 7 和图 8 是 $K=8$ 处 xr 平面上燃烧产物 1 和燃烧产物 2 的分布图。

由图 5 可知, 氧化剂在其入口附近(外缘)质量分数非常大, 接近于 1; 而在燃烧剂入口附近(中心区)

Fig. 3 Temperature distribution on xr plane in $K=2$ Fig. 4 Temperature distribution on xr plane in $K=8$ Fig. 5 Oxidizer distribution on xr plane in $K=8$ Fig. 6 Fuel distribution on plane in $K=8$

氧化剂质量分数非常小, 接近于 0。壁面附近氧浓度大, 相应温度低, 对保护预燃室室壁有利。

由图 6 可知, 燃烧剂在其喷口附近(中心区)质量分数非常大, 接近于 1; 而在氧化剂喷口附近(外缘)质量分数非常小, 接近于 0。由于是富氧燃烧, 所以燃烧剂在很短的距离内便燃烧完。靠近出口处, 燃烧剂质量分数非常小, 接近于 0。氧化剂在靠近出口处, 分布不均匀, 质量分数变化范围较大。

由图 7 和图 8 可知, 燃烧火焰面上的燃烧产物 1

和 2 的质量分数最大, 而氧化剂入口附近和喷注单元壁面附近以及燃烧剂入口附近产物 1 和产物 2 的质量分数最小。燃烧产物的浓度分布形状与温度分布形状相似, 都反映了氧化剂和燃烧剂同向旋转喷入引起的环形分布特征, 也反映了燃烧的剧烈程度。

Fig. 7 Product 1 distribution on xr plane in $K=8$ Fig. 8 Product 2 distribution on xr plane in $K=8$

通过喷注单元的模拟计算可得如下结论:

(1) 喷注单元头部氧化剂与燃烧剂的喷注情况, 如进口压强、流量、混合比、旋向等, 对预燃室的流动和燃烧状况影响很大。曾作过的喷注单元氧化剂和燃烧剂相反方向旋转喷入的计算表明, 流场、温度场、浓度场和温度场分布更不均匀。

(2) 喷注单元中, 火焰呈环状分布, 火焰面上气体温度最高, 燃烧剂和氧化剂入口附近温度最低; 因近壁区氧浓度高, 故这里温度较低, 对保护壁面有利。

(3) 燃烧剂在距其入口较短距离的区域燃烧便完毕, 接近出口处仅存在氧化剂和燃烧产物。

(4) 喷注单元出口处组分浓度和温度分布的不均匀度比较大。由于燃气在预燃室中还要进一步掺混、燃烧和均匀化流动, 所以喷注单元出口处组分浓度和温度分布不均匀是允许的。

4 预燃室的计算结果

根据预燃室结构, 计算采用圆柱坐标系, 轴向、切向、径向坐标分别是 x , r , θ , 对应网格点分别是 I , J , K 。计算范围 xr 取半个截面, θ 方向取 60° 。网格数

目 $I \times J \times K = 50 \times 38 \times 30$ 。

4.1 边界条件

入口: 给定氧化剂入口的 p_{ox} , $\dot{m}_{ox}$, T_{ox} , 并计算出二次喷注氧化剂的流速。喷注单元出口参数为预燃室相应位置的入口参数。出口: 出口截面上的主流方向坐标局部单向化。壁面: 绝热、无滑移、无渗透。对称面: 垂直于对称面的所有变量梯度等于零。

4.2 结果及分析

图 9 是不同 θ , $K=1$ 和 $K=16$ 处 xr 平面上的速度矢量图, 图 10 是不同 r , $J=15$ 和 $J=35$ 处 $x\theta$ 截面上的速度矢量图。 $x\theta$ 截面是弧面, 这里将它们展开成平面表示, $J=15$ 和 $J=35$ 图的放大系数不同。

由图 9 和图 10 可知, 由于预燃室头部结构和流体喷入时非常复杂, 因此其附近的流场也比较复杂, 它反映了喷注单元和液氧二次喷嘴分布和喷射时的速度特征。随着流动的进行, 流场逐步趋于均匀。

图 11 是 xr 平面上的温度分布图。 $K=1$ 和 $K=16$ 平面上温度分布的不同反映出预燃室头部喷注单元和氧化剂二次喷口的不同分布。

由于氧化剂和燃烧剂在喷注单元内进行了预燃烧, 燃烧剂已经燃烧完, 燃气温度最高, 而氧化剂入口处温度最低。预燃室氧化剂喷嘴附近大量氧化剂的二次喷入虽有进一步的化学反应, 但放热作用甚小, 主要起降温作用, 通过对流传热使燃气发生器内温度

降低。随着流动的进行, 燃气发生器内的燃气温度场逐步趋于均匀。燃气发生器出口的最高与最低温度分别为 822 K 和 725 K, 质量加权平均温度为 744 K。

图 12 是 $K=1$ 和 $K=16$ 处 xr 平面上氧化剂的分布。由图可知, 氧化剂在其入口处质量分数最大, 而在喷注单元燃气喷注口附近最小。另外, 由图 12 可见, 预燃室中心区氧化剂的流量及浓度较低, 对应图 11 中心区的温度较高。因此, 如果适当加大中心区那一个喷注单元周围 12 个液氧二次喷注孔的流量, 则对预燃室的温度分布均匀化有利。

图 13 和图 14 分别是 $K=1$ 和 $K=16$ 处 xr 平面上燃烧产物 1 和 2 的分布。可见, 燃烧产物 1 和 2 在燃气入口处质量分数最大, 氧化剂二次喷注口附近最小。随着流动的进行, 氧化剂、燃烧产物 1 和 2 的质量分数分布逐步趋于均匀。中心区产物 1 和 2 质量分数较大, 与这里氧化剂质量分数偏低, 温度偏高相对应。

预燃室前端的喷注单元为同心均匀排列, 在喷注单元内进行富氧不太多的燃烧, 然后再在预燃室周围大量喷注液氧。这既能使燃烧稳定, 又能得到高度富氧、低温、均匀、符合涡轮工作要求的燃气。模拟计算的结果表明, 设计是合理的。设计中, 喷注单元和液氧二次喷注孔均是轴向式喷注, 它能在预燃室中较快得到均匀分布的燃气, 因此预燃室和液氧二次喷注孔无需有交叉、撞击等措施, 从而减小了工艺难度。

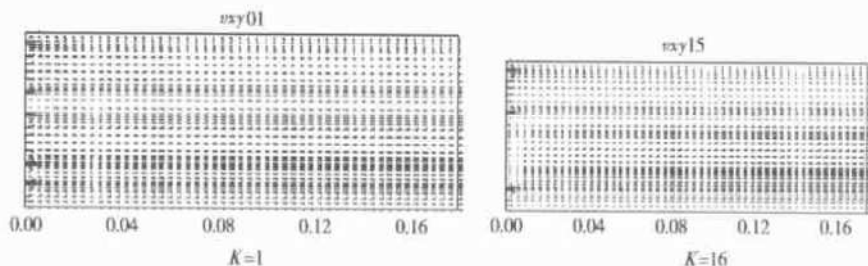


Fig. 9 Vector graph on xr plane

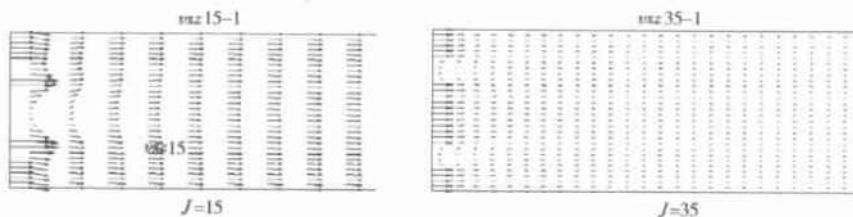
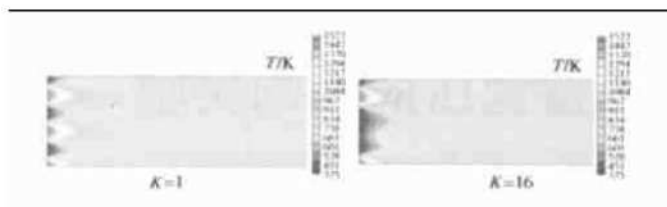
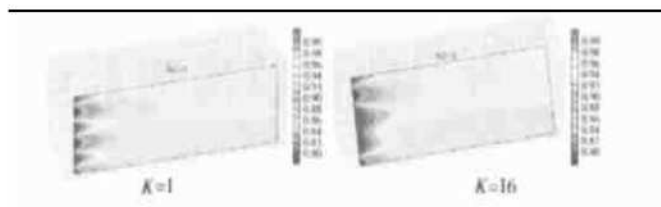
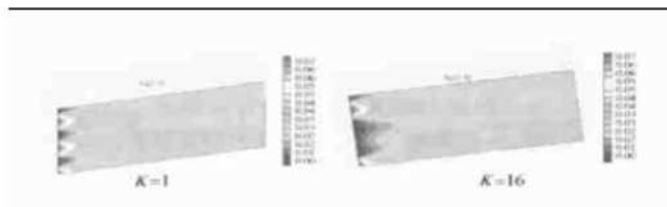
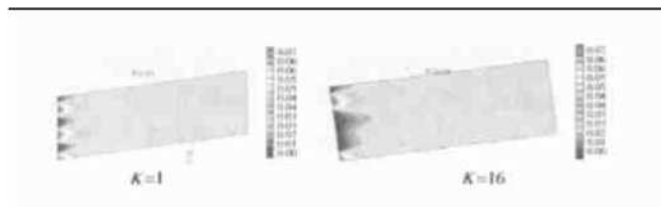


Fig. 10 Vector graph on $x\theta$ plane

Fig. 11 Temperature distribution on xr planeFig. 12 Oxidizer distribution on xr planeFig. 13 Product 1 distribution on xr planeFig. 14 Product 2 distribution on xr plane

通过预燃室的模拟计算可得如下结论:

(1) 预燃室头部喷注单元及二次液氧喷注孔的结构和排列, 喷注单元的流动和燃烧状况, 二次液氧喷注孔的入口参数等, 对预燃室的流动和燃烧过程以及参数分布状况影响很大。

(2) 模拟计算表明, 预燃室及其喷注单元和二次液氧喷注孔的结构构思巧妙, 设计基本合理。因此, 预燃室出口处的燃气浓度和温度分布均匀度较好。计算的预燃室出口的质量加权平均温度为 744K 与涡轮入口实际温度 $735 \pm 50\text{K}$ 接近。

5 结 论

(1) 本文采用液滴颗粒轨道模型描述喷雾, 三维 N-S 方程配以 $k-\varepsilon$ 湍流模型描述流动, 单步快速不可逆化学反应描述燃烧, 通过在同位网格上以 SIMPLE 和 SIP 算法数值模拟了液氧-煤油推进剂高度富氧混合的预燃室流动和燃烧过程。所发展的软件为进一步计算和研究预燃室复杂的燃烧流动提供了工具。

(2) 该液氧-煤油液体火箭发动机为闭式循环, 为了适应涡轮入口较低均匀温度的要求, 预燃室设计成排出高度富氧的燃气。然而, 这样的混合比难于稳定燃烧, 因此, 预燃室设计成两级结构。第一级在多个喷注单元中以接近化学恰当比的富氧进行燃烧, 使得燃烧稳定; 第二级在向预燃室喷入燃气的同时大量喷入液氧降温, 以获得均匀和较低温度的燃气。从结构上看, 构思巧妙, 工艺不很复杂。从优化后的参数看, 基本合理, 最终所得燃气的温度能达到要求。从计算结果看, 中心那一个喷注单元周围的液氧流量偏小, 如果适当加大, 可以得到更均匀的燃气温度。

参考文献:

- [1] 冯喜平, 何洪庆. 预燃室三维湍流和燃烧过程的三维数值模拟(iv) 计算模型和方法[J]. 推进技术, 2002, 23(2).

(编辑: 王居信)