

针阀流量调节装置对固冲发动机性能影响的数值研究

Numerical Simulation of Solid Rocket Ramjet Performance by Using Flow Regulation Vale

孙海刚 王希亮/中国空空导弹研究院

摘 要:为了研究针阀流量调节装置对固冲发动机性能的影响,分别对采用和未采用针阀流量调节装置的固冲 发动机补燃室内流场进行了对比数值模拟。结果表明,针阀锥体的存在改善了燃气速度的均匀性,降低了燃气 出口速度,有助于燃气的扩散,提高了掺混燃烧效果,提升了发动机的性能。

关键词:针阀流量调节;固冲发动机;掺混燃烧;数值模拟 Keywords: flow regulation of pin vale; solid rocket ramjet; non-premixed combustion; numerical simulation

0引言

整体式固冲发动机以其能量高、结构简单、技术成熟而成为下一代空空导 弹动力装置的首选方案^[1-2]。为了满足 导弹在大飞行范围内多弹道机动飞行 的要求,需要对燃气发生器的燃气流量 实施调节。为了研究流量调节装置与冲 压发动机补燃室的匹配性,本文分别对 采用和未采用针阀流量调节装置的冲 压发动机补燃室内流场进行了数值研 究^[3-4]。

1 计算模型及网格划分

1.1 物理模型

模型的计算区域包括连管进气道、 燃气发生器、燃气流量调节装置、燃气 通道、冲压补燃室和冲压喷管。由于研 究对象是对称体,且流动也具有一定的 对称性,在不考虑攻角和侧滑角组合的 情况下,为了减少计算量,取整个模型 的1/4作为计算域,图1、2分别为采用和 未采用燃气流量调节装置的物理模型。

1.2 **数学模型**

根据补燃室的实际流动及燃烧情况,参考相关燃烧模型,使用有限体积法求解雷诺平均后的三维N-S方程。 湍流模型为RNG *k*-*e*模型,采用二阶迎风格式离散。壁面附近流体计算采用非 平衡壁面函数处理,气相湍流燃烧采用 PDF模型。

1.3 计算网格

采用专业网格生成软件ICEM对计 算区域进行网格划分。采用结构化网格 生成技术,在补燃室头部等型面复杂、 压力梯度大的区域进行网格局部加密。 网格总数为53万左右,壁面网格示意图 如图3所示,图4显示了流量调节装置燃 气通道和格栅附近壁面网格。

1.4 计算工况

计算工况采用15km,3.2*Ma*,具体 参数见表1。

1.5 边界条件设置

计算中所用到的边界条件类型有: 流量入口边界、压力出口边界、对称面与



图1 物理模型(带流量调节装置)



图2 物理模型(不带流量调节装置)



图3 壁面网格图



图4 流量调节装置燃气通道和格栅附近壁面网格图

总温,K

660.3

模拟状态

15km,

3.2Ma 15km,

3.2Ma

表2

模拟状态

15km. 3.2Ma

序号

Case1

Case2

表1 仿真工况表

发动机性能数据表

空气流量,kg/s

7.5

性能参数

空气燃料质量比α

15.0

15.0

静压.Pa

12112

名义推力F_{m2},N

3210

2881

1600

1500



燃气流量,kg/s

0.5

比冲/_s, N•s/kg

7490

6723

无滑移绝热固壁。具体位置见图5所示。

2 计算结果与分析

2.1 截面定义

在补燃室沿X轴方向截取8个截面 检测仿真数据,各截面示意图见图6,其 中截面8为冲压喷管出口截面。

为表述方便,采用流量调节装置的 称为工况1(Case 1).未采用带流量调节 装置的称为工况2(Case 2)。

2.2 结果分析

m.

以尾喷管出口截面仿直得到的数 据按公式(1)~(3)计算得到名义推力 F_{m2} 、空燃比 α 和比冲Is等发动机性能参 数,如表2所示。

$$F_{m2} = (m_{air} + m_{fuel}) \cdot V_x +$$

$$P_e A_e - \dot{m}_{air} V_\infty - P_\infty A_e$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_{air}}{\dot{m}_{e,x}}$$
(1)

$$I_{s} = \frac{F_{\text{ef}}}{\dot{m}_{\text{fuel}}} \tag{3}$$

式中V.为出口截面质量加权平均X 向分速度,m/s;P,为出口截面面积加权 平均绝对压强,Pa。



边界条件设置示意图 图5



各仿真数据检测截面示意图 图6

图7~10为两种工 况下不同参数平均值沿 截面变化曲线。从图中 可以看出,两种工况下 沿特征截面各个参数的 变化趋势一致性很好, 总体而言工况1的性能 要明显高于工况2,如 果以出口截面(截面8) 总压为基准,则工况1 的性能比工况2要提高

8.4%。图11对比了两种工况下补燃室特 征截面的温度分布云图,从图中可以看 出两种工况下各截面的温度分布云图 有明显差异,工况1中大部分截面的高 温区呈"米"字形,工况2中大部分截面 的高温区呈"H"形,相对而言工况1的 高温区更分散一些,而工况2的高温区 则主要集中在中心位置。高温区域越大 说明掺混燃烧的效果更好,因此可以认 为燃气通道中针阀流量调节装置的存 在改善了补燃室的掺混燃烧效果,不过 壁面附近高温区的存在可能会增大补

200000

180000

160000

120000

100000

80000

60000

40000

20000

ਕੂ 140000

纏

燃室热防护系统的压力。图12~13为两 工况的燃气流线图,从图中可以看出, 针阀流量调节装置的存在使得燃气的 分散程度显著增加,这增大了燃气与空 气的接触面积,增强了空气和燃气的掺 混效果;而工况2中燃气流主要集中在 中心区域,被空气流完全包裹,掺混效 果较差。从图14~17可以看出,工况1燃 气通道内的气流速度明显低于工况2的 气流速度,其中工况1中燃气导管出口 的质量加权平均气流速度Ma为0.35,工 况2中燃气导管出口的质量加权平均气



-Case1

Case2





图10 特征截面平均总温变化曲线

航空科学技术 2011/3 53 AERONAUTICAL SCIENCE & TECHNOLOGY





图11 补燃室特征截面温度云图对比(左为工况1,右为工况2)





图12 工况1燃气流线图



图15 工况2燃气通道马赫数云图

1 Served 1 Serv

图14 工况1燃气通道马赫数云图





图16 工况1燃气通道出口马赫数云图

图17 工况2燃气通道出口马赫数云图

流速度Ma为0.59,气流速度较低有 利于增加凝相粒子在补燃室内的 滞留时间,从而提高燃烧效率。另 外工况1中燃气通道出口的气流速 度分布相对均匀,这也有助于掺混 燃烧的进行。

2.3 结论

1)针阀流量调节装置的存在 提高了固冲发动机的性能,如果以 喷管出口截面推力为基准,性能提 升可达11.4%,

2) 燃气通道中针阀锥体的存 在一方面改善了燃气速度的均匀 性,降低了燃气出口速度,另一方 面也有助于燃气的扩散,从而提高 了掺混燃烧效果,这是发动机性能 提升的主要原因。

参考文献

[1] 张克勋.冲压推进技术评 论[J].推进技术,1990,11(3).

[2] 王起飞.空空导弹的发展 趋势及其对动力装置的需求[J].火 箭推进,2003 (3).

[3] 高岭松,何国强.固冲火箭 发动机补燃室掺混与燃烧流场数 值模拟[J].固体火箭技术,2005(3).

[4] 徐颖军,高峰,王鹏.某型 固体火箭冲压发动机补燃室内流 场仿真[J].火箭推进,2007 (4).

作者简介

孙海刚,硕士,主要从事固冲 发动机设计工作。

王希亮,工程师,主要从事冲 压发动机总体技术研究。

