

# 超声速进气道及冲压发动机动态特性分析

刘 华, 雍雪君, 梁俊龙, 吴宝元

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 基于小偏差线性化思想, 利用超声速进气道动力学模型计算得到, 进气道激波位置和波后压力的响应幅值随频率增大整体趋于减小, 但在各阶纵向谐振频率上存在谐振峰。并进一步考虑了燃烧室加质燃烧, 分析了冲压发动机气路动态特性, 推导出适用于冲压发动机的集中燃烧模型, 研究表明在燃油喷注流量的扰动下, 冲压发动机幅频响应谐振峰显著。

**关键词:** 超声速进气道; 冲压发动机; 动态特性; 燃烧模型; 燃油扰动

**中图分类号:** V439-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2012) 03-0017-06

## Analysis of supersonic air inlet and ramjet dynamic characteristics

LIU Hua, YONG Xue-jun, LIANG Jun-long, WU Bao-yuan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A result, in which the air inlet shock wave position and the wave downstream pressure amplitude decreased with the frequency increase, but there was a harmonic peak on the longitudinal harmonic frequency, was obtained by calculation of supersonic air inlet dynamics model based on a linearization method. The fuel addition in the combustion chamber was farther considered. The dynamic characteristics of ramjet air path were analyzed. A combustion model applying to the ramjet was deduced out for the ramjet dynamics analysis. The research indicates that the harmonic peak of ramjet amplitude-frequency response is obvious under the perturbation of fuel jet flow.

**Keywords:** supersonic air inlet; ramjet; dynamical characteristic; combustion model; fuel flow perturbation

## 0 引言

液体亚燃冲压发动机的工作性能在很大程度上受超声速进气道工作状态的影响, 而超声速进

气道的工作状态又由结尾激波位置来反映。在设计进气道及冲压发动机时, 通常会对发动机稳定工作状态下的进气道激波位置、进气道及发动机性能进行研究。然而, 在实际飞行过程中, 不可避免地存在着各种扰动, 如来流马赫数、攻角及

收稿日期: 2011-11-13; 修回日期: 2012-01-04

基金项目: 国家“863”项目(2007AA705302)

作者简介: 刘华 (1982—), 女, 工程师, 研究领域为冲压发动机系统技术

燃油流量等, 因此, 要求发动机能够根据飞行条件或推力改变实时控制激波位置和调节激波强度, 实现燃烧室和来流参数匹配<sup>[1]</sup>, 从而需要开展进气道、来流扰动和燃烧室燃油喷注扰动对激波位置的影响特性研究。

上世纪 60 年代, 美国人 Ross G. Willob 研究了超声速进气道动力学的近似数学模拟方法, 将进气道的亚声速段近似划分为多段的等截面亚声速一维管流。激波运动作为该段亚声速管流的上游气流边界条件, 壅塞作为下游边界条件。最终分析给出了激波位置及压力对下游扰动的响应特性<sup>[2]</sup>。上世纪 70 年代, Ross G. Willob 和 Gary L. Cole 又基于前期对下游扰动的分析, 开展了超声速进气道上游扰动 (即来流条件扰动) 对激波位置影响特性研究<sup>[3]</sup>。最终, 得到了比较完整的超声速进气道近似数学模拟方法, 并通过试验验证了模拟计算结果与试验结果的一致性。

本文首先对文献 [2] 中进气道的线性化动力学模拟方法进行了验算, 并基于该方法, 在频域范围内讨论了某型进气道流场下游流量扰动对进气道正激波的影响。进一步考虑燃烧室内燃烧过程, 在进气道动力学模拟方法的基础上进行推广, 分析推导了适用于整个冲压发动机气路动力学数学模型, 研究了燃油喷注流量出现小扰动时进气道正激波和波后压力的响应特性。

## 1 超声速进气道及冲压发动机动力学模型

### 1.1 超声速进气道动力学模型

研究超声速进气道流场下游流量扰动对结尾正激波影响时, 分别考虑结尾激波附近流场和激波后亚声速段管流, 激波运动作为该段亚声速管流的上游气流边界条件, 下游以壅塞作为边界条件<sup>[2]</sup>。利用小偏差线性化方法, 以进气道的流动方程为基础, 通过拉普拉斯变换建立进气道的传递函数矩阵, 分析进气道的动态特性。主要工作集中在两个方面: 1) 准确建立进气道数学模型; 2) 简化分布参数模型。

#### 1.1.1 正激波动力学方程

对正激波管流, 如图 1 所示, 假设激波上游

不存在扰动源, 气体为理想气体, 比热值恒定, 考虑激波运动, 对激波上下游建立连续方程、动量方程及能量方程。

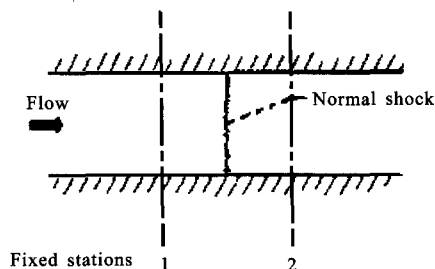


图 1 正激波管流

Fig. 1 Normal shock wave in subsonic-duct flow

根据小偏差线性化理论和集中参数法, 可得到进气道结尾激波的线性化动力学方程, 再进行拉氏变换得到<sup>[2]</sup>:

$$\tilde{P}_2 = -C_1 \left( L_T \frac{A'}{A} + C_2 s \right) \tilde{X}_s,$$

$$\tilde{W}_2 = C_3 s \tilde{X}_s,$$

$$\tilde{S}_2 = C_1 \left( L_T \frac{A'}{A} - C_3 s \right) \tilde{X}_s.$$

其中

$$C_1 = \frac{7(\overline{Ma}_1^2 - 1)}{7\overline{M} \overline{a}_1^2 - 1}$$

$$C_2 = \frac{5(1 + 0.2\overline{Ma}_1^2)^{1/2}}{6a\overline{Ma}_1} L_T$$

$$C_3 = \frac{1}{a\overline{Ma}_1} \frac{\overline{Ma}_1^2 - 1}{(1 + 0.2\overline{Ma}_1^2)^{1/2}} L_T$$

$$\tilde{P}_2 = \frac{\Delta P_T(s)}{\bar{P}_T}, \tilde{W}_2 = \frac{\Delta \dot{W}_2(s)}{\bar{W}_2}, \tilde{S}_2 = \frac{\Delta S(s)}{R}, \tilde{X}_s = \frac{\Delta X_S(s)}{L_T},$$

写成矩阵形式为:

$$\begin{bmatrix} \tilde{P}_2 \\ \tilde{W}_2 \\ \tilde{S}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{1,1} & 0 & 0 \\ G_{2,1} & 0 & 0 \\ G_{3,1} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{X}_s \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: 下标 1 和 2 分别为正激波上游和下游;  $\Delta$ ,  $\sim$  和  $-$  分别为小偏差量、无量纲小偏差量和均值;  $a$ ,

$p$ ,  $w$ ,  $S$ ,  $Ma$ ,  $R$  和  $s$  分别为声速、总压、质量流率、熵、马赫数、气体常数和拉普拉斯算子;  $L_T$  和  $X_s$  分别为正激波后的进气道长度和激波运动速度;  $A'/A$  为进气道面积变化率。

### 1.1.2 亚声速流动方程

对于等截面流动的亚声速管流, 基于无粘一维绝热流动方程, 同样根据小偏离线性化理论, 并取拉普拉斯变换可得<sup>[2]</sup>:

$$\begin{aligned}\tilde{P}_{out} + \alpha \tilde{W}_{out} + \beta \tilde{S}_{out} &= e^{-\sigma s} (\tilde{P}_{in} + \alpha \tilde{W}_{in} + \beta \tilde{S}_{in}) \\ \tilde{P}_{out} - \alpha \tilde{W}_{out} - \gamma \tilde{S}_{out} &= e^{\tau s} (\tilde{P}_{in} - \alpha \tilde{W}_{in} - \gamma \tilde{S}_{in}) \\ \tilde{S}_{out} &= e^{-\theta s} (\tilde{S}_{in})\end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \alpha & \beta \\ 1 & -\alpha & -\gamma \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{P}_{out} \\ \tilde{W}_{out} \\ \tilde{S}_{out} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e^{-\sigma s} & 0 & 0 \\ 0 & e^{\tau s} & 0 \\ 0 & 0 & e^{-\theta s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \alpha & \beta \\ 1 & -\alpha & -\gamma \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{P}_{in} \\ \tilde{W}_{in} \\ \tilde{S}_{in} \end{bmatrix} \quad (2)$$

由于管流流动方程忽略了截面积的变化, 因此仅适用于截面积变化不大的管流, 超声速进气道亚声速段通常为扩张管流, 不能直接应用该方程, 可将其划分为多段, 对各段采用平均的流速和压力来处理。该模型也可以在燃烧室和喷管中推广使用。

### 1.1.3 流量扰动方程

考虑进气道中减质扰动对气流流动的影响有(如图2所示)<sup>[2]</sup>:

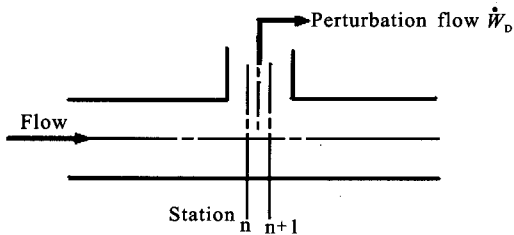


图2 亚声速段的流量扰动

Fig. 2 Flow perturbation in subsonic section

$$\begin{bmatrix} \tilde{P}_{n+1} \\ \tilde{W}_{n+1} \\ \tilde{S}_{n+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{P}_n \\ \tilde{W}_n \\ \tilde{S}_n \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \tilde{W}_D \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{7Ma_v}{Ma_v^2 + 5} \\ \beta &= \frac{Ma_v (Ma_v + 2)}{Ma_v^2 + 5} \\ \gamma &= \frac{Ma_v (2 - Ma_v)}{Ma_v^2 + 5}\end{aligned}$$

$$\sigma = L/(v+a), \tau = L/(a-v), \theta = L/v$$

式中:  $Ma_v$  为亚声速段的平均马赫数,  $L$ ,  $v$  和  $a$  分别为长度、气流速度和声速; 下标 in 为亚声速段入口; 下标 out 为亚声速段出口。写成矩阵形式为:

式中: 下标  $n$ ,  $n+1$  为流量扰动段的上、下游截面; 下标 D 为流量扰动截面。

### 1.1.4 出口壅塞

在进气道出口截面设置节流, 建立了壅塞条件, 则可以得到<sup>[2]</sup>:

$$\tilde{P}_E - \frac{2k}{k+1} \tilde{W}_E - \frac{k-1}{k+1} \tilde{S}_E = 0 \quad (4)$$

式中:  $k$  为气流比热比。

根据超声速进气道管流特点及截面变化率等将其划分为多段管流, 并根据动力学方程(1)~(4), 将各段上游的出口参数作为下游相邻段的入口参数进行计算, 可以得到进气道下游减质扰动对上游正激波的影响传递函数。

## 1.2 冲压发动机动力学模型

对上文的进气道计算方程进行推广, 研究燃油喷注流量出现小扰动时, 冲压发动机动力学模型。根据冲压发动机管流特点及截面变化率等将其划分为多段管流, 发动机的进气道段仍可采用上文的正激波方程和多段亚声速流方程; 燃烧室头部为集中燃烧区, 提供流量扰动条件, 上文的流量扰动方程不适用于该段流动; 而燃烧室下

游其他部分仍然可以近似为多段亚声速管流, 采用上文的亚声速流动方程; 发动机喷管喉道为整个发动机气路提供出口壅塞条件, 可以采用上文的出口壅塞方程。以下仅对燃烧室燃油喷注扰动方程进行详细讨论。

相对来流空气流量, 燃烧室燃油流量很小, 燃油扰动流量更小, 因此燃烧室喷注燃烧的扰动可作为小扰动变量来处理。燃油喷注出现小扰动时, 燃烧室内出现的效应有燃油加质和燃烧室熵变两方面的影响。在建模时, 对集中燃烧区, 忽略其长度, 燃烧区的加质、熵增响应与燃油喷注流量扰动之间的相位关系可以用 1 个时滞来衡量, 该时滞可表示为燃料喷注点同火焰前沿之间的距离除以平均的轴向速度<sup>[4]</sup>。从而可以得到燃烧室燃油喷注流量扰动对气流流动的影响。

集中燃烧区前后压力相等, 即:

$$\tilde{P}_{n+1} = \tilde{P}_n$$

燃油经过一个燃烧时滞  $\varphi$  后变成燃气成分, 对燃烧后总的燃气质量流量线性化和无量纲化, 并作拉氏变换, 有:

$$\tilde{W}_{n+1} = \tilde{W}_n \frac{\bar{K}_g}{\bar{K}_g + 1} + e^{-s\varphi} \tilde{W}_D \frac{1}{\bar{K}_g + 1}$$

对当前集中燃烧区中生成燃气的混合比作拉普拉斯变换, 可得:

$$\bar{K}_g = \tilde{W}_n - e^{-s\varphi} \tilde{W}_D$$

按照热力学平衡关系建立当前生成燃气温度方程, 其为混合比的函数  $T_{n+1} = T_n + \Delta T$ , 对温度方程无量纲化、拉氏变换后得到:

$$\tilde{T}_{n+1} = \frac{\bar{T}_n}{\bar{T}_{n+1}} \tilde{T}_n + \psi \left( \tilde{W}_n - e^{-s\varphi} \tilde{W}_D \right)$$

为了将温度关系转化为熵的关系, 进一步由热力学关系  $S = c_p \ln T - R \ln P$  得到:

$$\tilde{S}_{n+1} = \tilde{S}_n + \frac{c_p}{R} \left[ \frac{\bar{T}_n}{\bar{T}_{n+1}} - 1 \right] \tilde{T}_n + \frac{c_p}{R} \psi \left( \tilde{W}_n - e^{-s\varphi} \tilde{W}_D \right)$$

从而将燃烧模型方程写成矩阵形式为:

$$\begin{bmatrix} \tilde{P}_{n+1} \\ \tilde{W}_{n+1} \\ \tilde{S}_{n+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\bar{K}_g}{\bar{K}_g + 1} & 0 \\ \frac{\bar{T}_n}{\bar{T}_{n+1}} - 1 & \frac{k}{k-1} \psi & \frac{\bar{T}_n}{\bar{T}_{n+1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{P}_n \\ \tilde{W}_n \\ \tilde{S}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{\bar{K}_g + 1} \\ \frac{-k}{k-1} \psi \end{bmatrix} e^{-s\varphi} \tilde{W}_D \quad (5)$$

式中:  $\tilde{W}_D$  为燃油质量扰动;  $\varphi$  为燃烧时滞, 近似用  $\varphi = L_d / v_d$  式计算<sup>[4]</sup>;  $k$  为气体比热比;  $T_{n+1}$  为燃烧后热燃气的静温;  $T_n$  为燃烧前空气的静温;  $\psi =$

$\frac{\partial f}{\partial K_g} \frac{\bar{K}_g}{\bar{T}_{n+1}}$  为燃烧后的温升与推进剂组元混合比关

系曲线的无量纲斜率;  $\Delta T = f(K_g)$  是燃烧温升, 为混合比的函数。

## 2 试验验证

采用文献 [2] 中的试验模型及流动条件等, 将进气道沿气流方向划分为正激波管流段、亚声速管流段 (分 3 段)、流量扰动段、亚声速管流段 (1 段) 及出口壅塞段, 采用上述进气道模型方程进行计算, 并与文献的试验数据及其计算结果进行比较, 如图 3 所示。

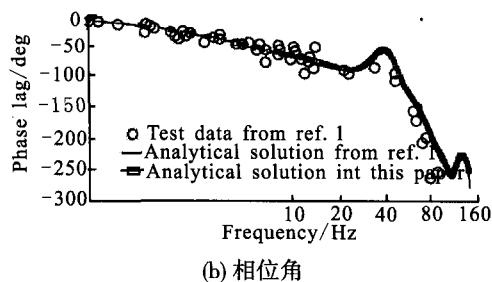
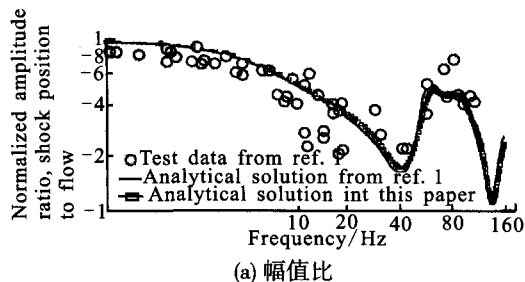


图 3 激波位置对流量扰动的响应分析

Fig. 3 Shock-wave position in response to flow perturbation



