

【航空科学与工程研究】

# 超高压驱动系统气动特性分析

陈魁烜<sup>1</sup>, 徐让书<sup>1</sup>, 徐 龙<sup>2</sup>, 杨 庆<sup>1</sup>

(1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136;

2. 中国石油集团济柴动力有限公司, 山东 济南 250300)

**摘 要:**超高压工况下, 气动特性分析需考虑真实气体效应。针对超高压驱动系统的气动参数计算问题, 提出一种以质量方程和能量方程为基础, 联立实际气体状态方程的超高压气动特性分析方法。引入喷管背压和元件传热等边界条件, 以及初始热力状态条件, 再结合活塞阀门控制规律等, 建立了超高压驱动系统气动特性分析模型。对长行程活塞式超高压驱动系统在基准条件下进行气动参数计算, 通过对运行特性进行评估, 得到的计算结果满足设计指标。

**关键词:**高超声速; 风洞; 真实气体效应; 理想气体; 状态方程

**中图分类号:** V 211.3   **文献标识码:** A   **DOI:**10.13486/j.cnki.1673-2618.2023.02.001

高超声速飞行器凭借其飞行速度快、侦查难度大、突防能力强的特点<sup>[1]</sup>, 成为近年各大国之间军事研究竞争的主战场<sup>[2]</sup>。但真实气体效应的存在使得高超声速气流呈现更为复杂的流动现象。为对真实气体效应进行充分了解和认识, 国内外开展了大量研究<sup>[3]</sup>, 研究的主要方法为地面实验和数值模拟<sup>[4]</sup>。

地面实验指通过搭建高超声速风洞实验平台, 模拟完全真实的飞行情况, 准确提供高温气体流动状态。在搭建的实验平台中, 超高压驱动系统用于向高超声速风洞提供一定流量的超高压气体介质, 也称高超声速气流。通过参考美国 NASA 的高超声速风洞、俄罗斯 AT-303 高超声速风洞<sup>[5]</sup>, 以及 RDHWT/MARIAH 第 II 阶段计划中等尺度高超声速风洞的超高压驱动系统<sup>[6]</sup>的设计资料可知, 该系统主要由驱动增压系统、管道、加热器、阀门等部分组成。常用的超高压实现方式有压缩机组+储气罐群方式和长行程活塞驱动方式。根据空气或氮气的实际气体性质计算得到的结果, 马赫数达到 8~15 的高超声速气流, 其压力比高达  $6 \times 10^4 \sim 1.4 \times 10^6$ , 气流总压达 80~250 MPa, 总温 3000~5000 K, 此时对应喷管喉道内的压力和温度也将达到 40~130 MPa 和 2600~4350 K。超高压下介质的热力学状态远远偏离理想气体, 热力学参数与量热完全气体显著偏离, 具有明显的实际气体特征。在喷管喉道状态下的压缩性因子可达 1.1~1.2, 而在驱动增压系统侧则高达 3~4, 且输运物性参数与热力学状态参数之间有复杂的函数关系。

数值模拟是借助计算机对高超声速飞行器的飞行工况进行模拟仿真。由于缺乏高效计算手段, 早期的相关研究更趋向于解析或半解析的方法。而随着数值计算技术的发展, 国内外开展了大量高超声速飞行器的数值仿真研究<sup>[7-8]</sup>, 建立起大量数字虚拟实验平台和依托 CFD 仿真的研究设计方法<sup>[9-10]</sup>。通过参考总结以往的研究方法和计算模型, 可以对系统建立热力学、气体动力学、传热学耦合模型和进行迭代计算, 借助商用 CFD 软件, 可以实现基于实际气体性质的超高压系统气动特性分析。常用的气动特性计算模型大多使用理想气体模型, 即便采用根据实际气体特性修正的状态方程<sup>[11-12]</sup>, 其适用范围往往只达到

收稿日期: 2023-02-16

第一作者简介: 陈魁烜(1996—), 男, 浙江温岭人, 硕士研究生, 主要从事高超声速风洞气动分析研究。

E-mail: chenkuida@126.com

高压条件,或者工作温度无法满足超高压工况的实际情况。因此本文将提出一种更为通用的超高压气动特性分析方法,并对超高压驱动系统的气动设计参数进行计算,设计方案评估。

### 1 气动特性分析模型

国内超高压驱动系统仍处于探索阶段<sup>[13]</sup>,国外的设计体系则更加成熟。通过参考相关的设计和布局,搭建起超高压驱动系统,各部件的运行关系如图 1 所示。系统由预充气系统和长行程活塞气缸群组两大部分组成,包括超高压压缩机、超高压缓冲气罐、气缸、稳定段、喷管等元件以及阀门。每个元件是一个热力学开口系统,阀门是过流元件。

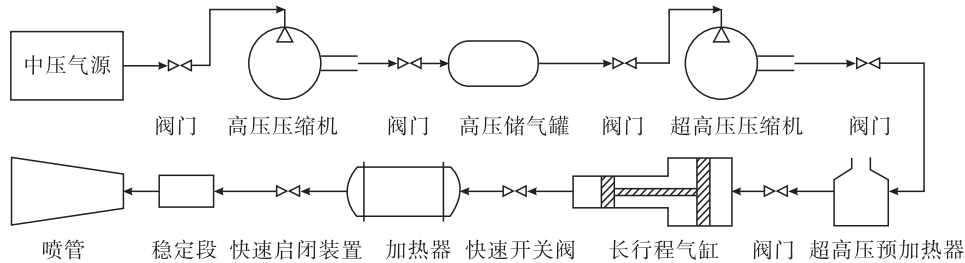


图 1 超高压驱动系统简图

#### 1.1 计算模型

建立热力参数计算模型,需要将超高压驱动系统各元件以及其下游的加热器、稳定段、喷管等工作元件的开口系统微分形式的质量方程和能量方程,与状态方程、过流元件的气动方程以及元件的传热方程结合,组成以三大基本方程为基础的联立方程组。

后续根据系统各个元件的气动特性<sup>[14]</sup>,分别以活塞运动规律、喷管背压和元件外部传热条件为边界条件,以元件的初始热力状态为初始条件,同时引入阀门控制规律。另外,过流元件的流动特性采用工程方法确定,并引入系统边界的传热规律,包括传热系数和传热面积的变化规律。

将上述方程组联立,连同初始条件和边界条件,即构成超高压驱动系统热力参数的计算模型。

1.1.1 气缸模型 气缸(Cylinder)储存从上游容器而来的高压气体,并通过驱动活塞(Piston)的运动,对气缸中的气体进行预压缩,使压力达到预定值。具体方程如下。

气缸的长度、容积方程、质量方程和能量方程分别为

$$L_c = L_{0,c} + \int_0^\tau (-v_{pst}) d\tau, V_c = V_{0,c} + \int_0^\tau (V'_c) d\tau,$$

$$m_c = m_{0,c} + \int_0^\tau (m_{g1} - m_{g2}) d\tau, U_c = U_{0,c} + \int_0^\tau [Q_{i,c} - p_c V'_c + E_{g1} - E_{g2}] d\tau,$$

$$m_c = \rho_c V_c, U_c = \rho_c V_c (h_c - \frac{p_c}{\rho_c}),$$

其中

$$Q_{i,c} = A_{i,c} \alpha_{i,c} (T_{w,c} - T_c), V'_c = -N_c \frac{\pi}{4} D_{i,c}^2 v_{pst},$$

$$E_{g1} = m_{g1} (h_{2,g1} + \frac{1}{2} v_{2,g1}^2), E_{g2} = m_{g2} (h_{1,g1} + \frac{1}{2} v_{1,g2}^2)。$$

式中: $L_c, L_{0,c}$  分别为气缸长度和长度初值; $v_{pst}$  是活塞的运动速度; $V_c, V_{0,c}$  分别为气缸容积和容积初值; $V'_c$  是活塞的体积速度; $m_c, m_{0,c}$  分别为气缸内气体的质量和质量初值; $m_{g1}, m_{g2}$  分别为截止阀进出口的质量流量; $U_c, U_{0,c}$  分别为气缸内能和能量初值; $Q_{i,c}$  是气缸内不同截面积的换热量; $p_c$  是气缸压力; $E_{g1}, E_{g2}$  分别为截止阀的内能; $\rho_c$  是气缸内气体密度; $h_c$  是气缸的焓; $h_{2,g1}, h_{1,g1}$  是截止阀进出口的焓; $A_{i,c}$  是气缸内面积; $\alpha_{i,c}$  是气缸换热系数; $T_{w,c}, T_c$  是气缸内气体和气缸温度; $N_c$  是气缸数量; $D_{i,c}$  是气缸内径。

1.1.2 加热器模型 当高超声速风洞的马赫数  $\geq 5$  时需要对工作气体进行加热。加热器(Heater)的质量方程和能量方程与气缸模型具有相同形式,区别在于能量的积分方程,如下所示:

$$U_h = U_{0,h} + \int_0^r [Q_h + E_{g1} - E_{g2}] d\tau。$$

式中: $U_h, U_{0,h}$  分别为加热器内能和能量初值; $Q_h$  是加热器内不同截面积的换热量。

1.1.3 稳定段模型 稳定段(Settling Chamber)的作用主要是稳压和整流,通过多孔金属板、蜂窝器、紊流网等装置来使得工作气体趋于均匀。和加热器类似,稳定段方程组的区别在于能量的积分方程,如下所示: $U_s = U_{0,s} + \int_0^r [Q_h + Q_{i,s} + E_{g1} - m_n h_s] d\tau$ ,其中  $Q_{i,s} = A_{i,s} \alpha_s (T_{w,s} - T_s)$ 。式中: $U_s, U_{0,s}$  分别为稳定段内能和能量初值; $Q_{i,s}$  是稳定段内不同截面积的换热量; $m_n$  是喷管的质量流量; $h_s$  是稳定段的焓; $A_{i,s}$  是稳定段内面积; $\alpha_s$  是稳定段换热系数; $T_{w,s}, T_s$  分别为稳定段内气体和稳定段温度。

1.1.4 喷管模型 喷管(Nozzle)是风洞实验装置的核心,是驱使低速工作气体加速到高超声速的关键。喷管是超高压驱动系统的下游背压元件,具体方程组如下。

$$\text{喷管的面积比和出口压力分别为 } AF_n = \frac{1}{Ma_d} \left[ \frac{2}{\kappa} \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} \right) Ma_d^2 \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}, p_{e,n} = p_s \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_d^2 \right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}}。$$

喷管的质量方程和能量方程:

$$\text{当 } \frac{p_{e,n}}{p_s} > \left( \frac{2}{\kappa_s + 1} \right)^{\frac{\kappa_s}{\kappa_s - 1}} \text{ 时, } m_n = A_{e,n} \rho_s \left( \frac{p_{e,n}}{p_s} \right)^{\frac{1}{\kappa_s}} \sqrt{2 \frac{\kappa_s}{\kappa_s - 1} \frac{p_s}{\rho_s} \left[ 1 - \left( \frac{p_{e,n}}{p_s} \right)^{\frac{\kappa_s - 1}{\kappa_s}} \right]}。$$

$$\text{当 } \frac{p_{e,n}}{p_s} \leq \left( \frac{2}{\kappa_s + 1} \right)^{\frac{\kappa_s}{\kappa_s - 1}} \text{ 时, } m_n = A_{thr,n} \rho_s \sqrt{\kappa_s \left( \frac{2}{\kappa_s + 1} \right)^{\frac{\kappa_s + 1}{\kappa_s - 1}} \frac{p_s}{\rho_s}}, m_n = \rho_{e,n} \nu_{e,n} A_{e,n}, h_{e,n} = h_s - \frac{1}{2} \nu_{e,n}^2。$$

$$\text{喷管的状态方程 } Ma_{e,n} = \frac{\nu_{e,n}}{c_{e,n}}, c_{e,n} = c(T_{e,n}, p_{e,n})。$$

式中: $AF_n$  是喷管喉部出口面积比; $Ma_d$  是喷管的设计马赫数; $\kappa, \kappa_s$  分别为气体和喉部的绝热指数; $p_{e,n}, p_s$  分别为喷管出口和喉部压力; $A_{e,n}, A_{thr,n}$  分别为喷管出口和喉部面积; $\rho_s, \rho_{e,n}$  分别为喉部和喷管出口密度; $\nu_{e,n}, c_{e,n}$  分别为喷管出口速度和当地声速; $h_{e,n}, h_s$  分别为喷管出口和喉部的焓; $T_{e,n}$  是喷管出口温度。

1.1.5 阀门模型 阀门(Valve)与上下游的接管共同构成过流元件,方程组如下。上游容器-进口接管为

$$m_g = \rho_{1,g} \nu_{1,g} A_{1,g}, p_{\text{issl1}} - \Gamma_1 = \zeta_{1,g} \frac{1}{2} \rho_{1,g} \nu_{1,g}^2, h_{\text{issl1}} = h_{1,g} + \frac{1}{2} \nu_{1,g}^2。$$

进口接管-出口接管:当  $\frac{p_{2,g}}{p_{1,g}} > \left( \frac{2}{\kappa_g + 1} \right)^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g - 1}}$  时,

$$m_g = C_{V,g} A_g \rho_{1,g} \left( \frac{p_{2,g}}{p_{1,g}} \right)^{\frac{1}{\kappa_g}} \Pi, \Pi = \sqrt{2 \frac{\kappa_g}{\kappa_g - 1} \frac{p_{1,g}}{\rho_{1,g}} \left[ 1 - \left( \frac{p_{2,g}}{p_{1,g}} \right)^{\frac{\kappa_g - 1}{\kappa_g}} \right]};$$

当  $\frac{p_{2,g}}{p_{1,g}} \leq \left( \frac{2}{\kappa_g + 1} \right)^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g - 1}}$  时,

$$m_g = C_{V,g} A_g \rho_{1,g} \sqrt{\kappa_g \left( \frac{2}{\kappa_g + 1} \right)^{\frac{\kappa_g + 1}{\kappa_g - 1}} \frac{p_{1,g}}{\rho_{1,g}}}, \Gamma_1 - \Gamma_2 = \zeta_g \frac{1}{2} \rho_{2,g} \nu_{2,g}^2, h_{1,g} + \frac{1}{2} \nu_{1,g}^2 = h_{2,g} + \frac{1}{2} \nu_{2,g}^2。$$

出口接管-下游容器为

$$m_g = \rho_{2,g} \nu_{2,g} A_{2,g}, \Gamma_2 - p_{\text{issl2}} = \zeta_{2,g} \frac{1}{2} \rho_{2,g} \nu_{2,g}^2, h_{\text{issl2}} = h_{2,g} + \frac{1}{2} \nu_{2,g}^2。$$

阀门开度和流量系数分别为  $A_g = A_{0,g} \phi_V, C_{V,g} = C_{V,0,g} f_{C_V}(\phi_V) = C_{V,0,g} \phi_V^2$ 。其中,  $\Gamma_1 = p_{1,g} + \frac{1}{2} \rho_{1,g} \nu_{1,g}^2, \Gamma_2 = p_{2,g} + \frac{1}{2} \rho_{2,g} \nu_{2,g}^2$ 。式中: $m_g$  是截止阀的质量流量; $\rho_{1,g}, \rho_{2,g}$  分别为截止阀进出口密度; $\xi_{1,g}, \xi_{2,g}$  分别为流动损失系数,分别取 0.5 和 1; $\nu_{1,g}, \nu_{2,g}$  分别为截止阀进出口速度; $A_{1,g}, A_{2,g}$  分别为截止阀进出口面积; $p_{1,g}, p_{2,g}$

分别为截止阀进出口压力;  $p_{tss1}, p_{tss2}$  分别为阀门进出口压力;  $\Gamma_1, \Gamma_2$  分别为截止阀进出口动量;  $h_{tss1}, h_{tss2}$  分别为阀门进出口的焓;  $\kappa_g$  是截止阀内气体的绝热指数;  $C_{V,g}$  是截止阀流量系数;  $A_g, A_{0,g}$  分别为截止阀截面积和开启面积;  $\phi_v$  是流量系数。以上各个元件有关密度和焓的状态方程未一一罗列, 其基本形式为  $\rho = \rho(T, p), h = h(T, p)$ 。

### 1.2 系统控制方程组的求解

空气在超高压条件下, 理想气体和完全气体模型与实际气体的热力学性质偏差很大, 需用实际气体状态方程。该情况下为计算系统的热力学参数, 不能使用适用于理想气体和量热完全气体的显式计算式, 而需要求解由一维流动的连续性方程、动量方程(或焓方程)、能量方程以及状态方程组成的原始方程组, 其中不能引入任何理想气体或量热完全气体假设。该原始方程组是隐式的, 只能采用迭代方法求解。

1.1 节给出的方程组和热力学函数组成封闭的微分-代数方程组, 构成超高压驱动系统的参数模型。采用数值方法对方程组进行积分和迭代求解, 可求得系统热力学状态参数和流动参数。通过改变系统结构参数、控制规律、初始参数、截止参数、工作气体等条件进行求解, 可求得系统在不同条件下的热力学参数。

### 1.3 状态方程的选择

热力学参数与热力学状态的关系采用 R. Span 和 E. W. Lemmon<sup>[15-16]</sup> 等通过实验得到的数据和拟合函数。空气亥姆霍兹能状态方程的一般式为  $\alpha(\delta, \tau) = \frac{\alpha(\rho, \tau)}{RT} = \alpha^0(\delta, \tau) + \alpha^r(\delta, \tau)$ 。式中:  $\alpha$  是空气亥姆霍兹能,  $\alpha^0$  是理想气体亥姆霍兹能,  $\alpha^r$  是实际气体亥姆霍兹能的偏移。

由亥姆霍兹能状态方程推导得到的密度、焓状态方程如下:

$$\frac{p}{\rho RT} = 1 + \delta \left( \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta} \right)_\tau, \quad \frac{h}{RT} = \tau \left[ \left( \frac{\partial \alpha^0}{\partial \tau} \right)_\delta + \delta \left( \frac{\partial \alpha^r}{\partial \tau} \right)_\delta \right] + \delta \left( \frac{\partial \alpha^r}{\partial \delta} \right)_\tau + 1。$$

空气亥姆霍兹能状态方程的计算研究表明, 该状态方程组计算的超高压状态下空气的密度和焓的结果与 NIST 实验数据相比, 平均相对误差分别为 5.73% 和 7.13%, 满足超高压状态下的气动特性分析要求。

## 2 超高压驱动系统热力学参数计算

超高压驱动系统热力学参数设计计算, 以下游的加热器和稳定段及等熵流动的喷管作为过流工作元件, 并确定基准条件: 喷管出口面积  $1 \text{ m}^2$ , 喷管出口与喉道面积比为 536, 加热器功率按喷管出口温度确定。

### 2.1 系统的设计技术指标

根据超高压驱动系统<sup>[17-19]</sup> 的相关设计手册, 要求该系统能在压力 200 MPa、温度 288 K、最大体积流量为  $0.8 \text{ m}^3/\text{s}$ 、运行时间  $\geq 0.5 \text{ s}$  的初始状态下, 输出压力  $\geq 120 \text{ MPa}$ 、温度  $\geq 1100 \text{ K}$ 、质量流量  $\geq 19 \text{ kg/s}$ 、稳定运行时间  $\geq 0.5 \text{ s}$  的工作气源。

由于该设计参数是通过理想气体模型设计的试验机试验得到的。因此需要采用超高压工况下实际气体的计算模型进行气动分析计算, 验证该系统设计参数的可靠性, 评估其输出的气动参数是否达标。

### 2.2 计算步骤

关于长行程气缸-活塞群组参数的计算步骤如下: (1) 在基准条件下, 求解包括气缸-快速阀-加热器-快速启闭装置-稳定段-喷管等元件的控制方程组, 通过调整参数, 找到满足设计指标要求压力、温度与运行时间的一组驱动系统设计参数, 并计算得到稳定运行时的热力学参数。(2) 根据设计技术指标所要求的最大体积流量相对于基准条件体积流量的倍数, 计算得到满足设计指标所需的长行程气缸-活塞群组的气缸数、气缸总容积、气缸介质初始总质量和驱动介质总流量等参数。

### 2.3 计算结果

超高压驱动系统设计参数和热力学参数的计算结果在表 1 给出。在 2.3.2 节中以风洞运行时参数变化曲线的形式给出系统的运行性能。

2.3.1 气动参数计算结果 表 1 所示为系统稳定运行时各个部件详细的运行参数。

表 1 系统参数表

设计元件	参数	设计元件	参数	设计元件	参数
吹风总时长/s	1.2	快速阀出口温度/K	293.6	稳定段密度/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	267.6
吹风启动时长/s	0.6	快速阀出口体积流量/( $\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ )	0.3706	稳定段质量流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	292
稳定吹风时长/s	0.5	加热器压力/MPa	208.2	稳定段体积流量/( $\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ )	1.091
气缸压力/MPa	210.2	加热器温度/K	1958	喷管出口压力/Pa	4350
气缸温度/K	293	稳定段压力/MPa	206.6	喷管出口温度/K	111.4
快速阀出口压力/MPa	208.2	稳定段温度/K	1960	喷管出口马赫数	10.13

2.3.2 系统运行性能 系统工作过程分为 2 个主要阶段: 预充气和风洞运行。观察风洞运行时系统的工作状态, 将计算结果绘制成系统各元件的气动参数随运行时间的变化情况, 用以评估风洞运行的可靠性。风洞运行时参数的变化曲线, 如图 2~7 所示。

图 2 表明, 快速开关阀和快速启闭装置均于 0.05 s 内完全开启, 气缸内的容积匀速减小。随着快速开关阀和快速启闭装置完全打开, 系统各元件的气动参数随之开始变化(图 3、图 4)。其中, 气缸、加热器、稳定段和阀门装置具有类似的压力变化趋势。气缸和快速开关阀位于加热器之前, 故其温度基本没有变化。而在工作气体经过加热器后, 加热器、快速启闭装置和稳定段的温度变化趋势也类似。压力和温度变化趋势的同步性, 也进一步检验了计算模型的可靠性。

图 5 表明, 随着快速开关阀的开启, 稳定段内的工作气体压力迅速上升, 而随着加热器开始工作, 稳定段内的空气密度逐渐趋于稳定, 直到实验结束阶段, 密度才开始下降。

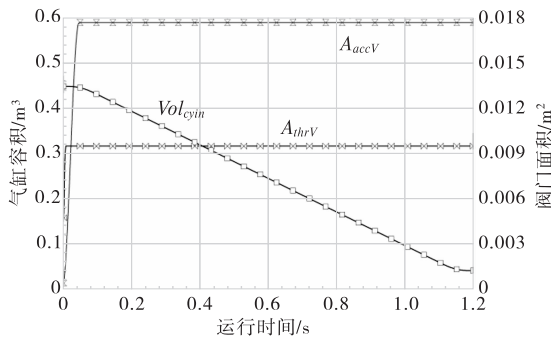


图 2 气缸容积、快速开关阀和快速启闭装置面积变化图

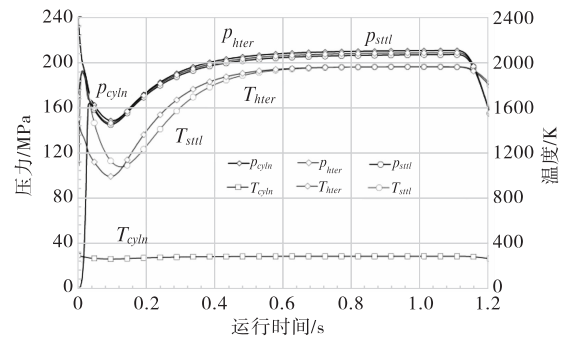


图 3 气缸、加热器、稳定段前后截面的压力和温度变化图

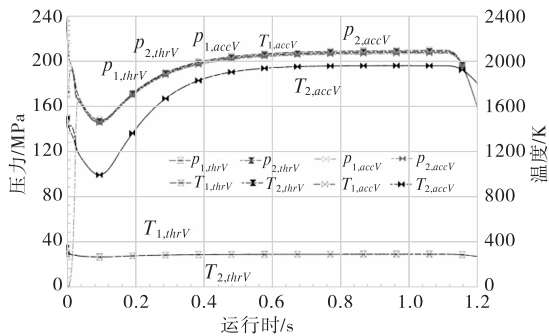


图 4 快速开关阀和快速启闭装置前后截面的压力和温度变化图

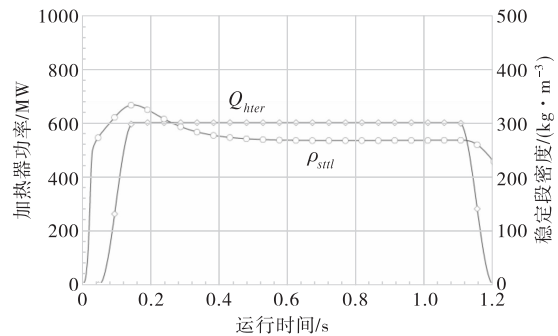


图 5 加热器功率和稳定段密度变化图

图 6、图 7 为监控阀门装置和喷管出口工作气体的状态。如图所示, 在快速启闭装置于 0.05 s 内启动

之后,喷管的出口马赫数和温度迅速响应,并分别稳定在 10.13 和 111.4 K。

从风洞运行时气缸、加热器、稳定段以及阀门前后截面的压力和温度的变化曲线可以看出,阀门开启大约 0.6 s 后压力和温度持续稳定 0.5 s,满足设计指标对于运行时间的要求。

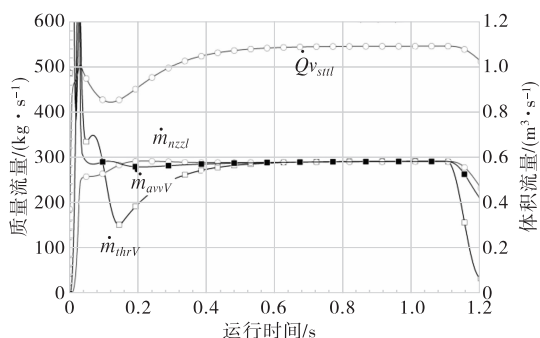


图 6 流过快速开关阀、快速启闭装置和喷管的质量流量及稳定段体积流量变化图

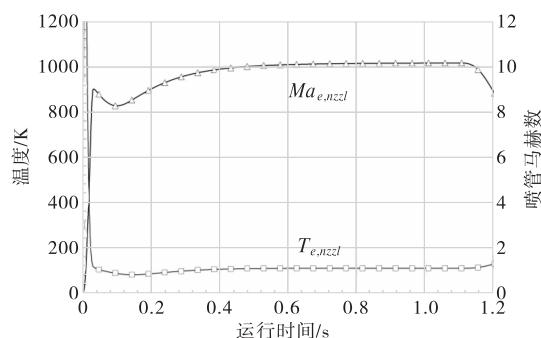


图 7 喷管出口马赫数和温度变化图

### 3 结论

本文分析和总结以往有关超高压气动特性分析的研究,提出了一种基于实际气体性质的超高压驱动系统气动分析方法。相较于基于理想气体或其他实际气体的修正状态方程,该方法的计算量比较大,通过借助 CFD 仿真软件可以有效解决该问题。其他优势在于该方法适用的压力范围更广,可以满足目前绝大多数超高压工况下的气动特性计算问题。所得的计算结果经过 CFD 仿真软件处理输出,得到更为直观的系统运行图,可为后续的系统气动特性评估提供便利。

运用该方法对基准条件的超高压驱动系统建立仿真计算模型,进行气动特性分析。根据初始条件,得到系统各元件的出口参数随工作时间变化的规律。通过调整初始条件、活塞运动规律和阀门开度参数,可以得到该系统的稳定运行时间为 0.5 s,稳定段压力为 206.6 MPa,温度 1960 K,及喷管马赫数 10.13。经验证,均满足设计指标的相关要求。

### 参 考 文 献:

- [1] 李益翔. 美国高超声速飞行器发展历程研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [2] 王俊伟, 冯丽, 叶蕾, 等. 2022 年国外高超声速领域发展综述[J/OL]. 战术导弹技术: 1-22[2023-02-13]. DOI:10.16358/j.issn.1009-1300.20230505.
- [3] 张灿, 王轶鹏, 叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 81-86.
- [4] 周华, 韩莹. 高超音速地面模拟设备的研究进展[J]. 飞行力学, 1999(4): 6-11.
- [5] KHARITONOV A M, ZVEGINTSEV V I, VASENEV L G, et al. Characteristics of the AT-303 hypersonic wind tunnel. Part 1. Velocity Fields[J]. Thermophysics and aeromechanics, 2006, 13(1): 1-16.
- [6] COSTANTINO M, BROWN G, RAMAN K, et al. Ultra-high pressure driver and nozzle survivability in the RDHWT/MARIAH II hypersonic wind tunnel[C]//21st American institute of aeronautics and astronautics advanced measurement technology and ground testing conference, Denver, CO (US), 06/19/2000-06/22/2000. American institute of aeronautics and astronautics, 2000.
- [7] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.
- [8] 汪运鹏, 姜宗林. 高超声速喷管设计理论与方法[J]. 力学进展, 2021, 51(2): 257-294.

- [9] 尤文佳,王慧杰,韩仁坤,等.高超声速风洞现代试验设计方法研究[J].实验流体力学,2022,36(3):20-32.
- [10] 胡雨濛.近空间高超声速气动热的数值模拟[D].北京:北京交通大学,2018.
- [11] 莫小梅,兰翠玲.运用立方型方程预测超高压下气体的压缩因子[J].广州化工,2014,42(13):13-15.
- [12] 聂耀光.真实气体状态方程及其热力学应用研讨[J].川北教育学院学报,2000(4):53-57.
- [13] 石运军.大型跨超声速风洞的总体设计研究[D].长沙:国防科学技术大学,2012.
- [14] 伍荣林,王振羽.风洞设计原理[M].北京:北京航空学院出版社,1985.
- [15] LEMMON E W, and JACOBSEN R T. Viscosity and thermal conductivity equations for nitrogen, oxygen, argon, and air[J]. International journal of thermophysics, 2004, 25(1): 21-69.
- [16] LEMMON E W, JACOBSEN R T, PENONCELLO S G, et al. Thermodynamic properties of air and mixtures of nitrogen, argon, and oxygen from 60 to 2000 K at pressures to 2000 MPa[J]. Journal of physical and chemical reference data, 2000, 29(3): 331-385.
- [17] 易仕和,超声速与高超声速喷管设计[M].北京:国防工业出版社,2013.
- [18] 伍荣林,王振羽.风洞设计原理[M].北京:北京航空学院出版社,1985.
- [19] ANDERSON J D. Fundamentals of aerodynamics[M].北京:航空工业出版社,2014.

## Analysis of Aerodynamic Characteristics of Hyper-high Pressure Driver

CHEN Kui-da<sup>1</sup>, XU Rang-shu<sup>1</sup>, XU Long<sup>2</sup>, YANG Qing<sup>1</sup>

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. CNPC Jichai Power Company Limited, Jinan 250300, China)

**Abstract:** The real gas effect should be considered in the analysis of aerodynamic characteristics under hyper-high pressure conditions. Aiming at the calculation problem of the aerodynamic parameters of the hyper-high pressure drive system, a new analysis method of the hyper-high pressure aerodynamic characteristics is proposed based on the mass equation, the energy equation and the actual gas state equation. By introducing the boundary conditions, such as nozzle back pressure and component heat transfer, as well as the initial thermodynamic conditions with the control law of piston and valve, the aerodynamic characteristics analysis model of the hyper-high pressure drive system is established. The aerodynamic parameters of the long-stroke piston type hyper-high pressure drive system are calculated under the reference conditions. Through the evaluation of the operating characteristics, the calculated results meet the design specifications.

**Keywords:** hypersonic velocity; wind tunnel; real-gas effect; ideal gas; equation of state

(责任编辑:唐立平)