

文章编号: 2097-1974(2024)04-0041-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240407

# 冷气模拟火箭级间分离试验憋压过程仿真研究

李晓豪, 潘武贤, 李广武, 左红星, 罗驭川  
(西安航天动力测控技术研究所, 西安, 710025)

**摘要:** 级间热分离是固体火箭飞行过程中的核心技术之一, 传统的“三合一”试验通常包含了上面级发动机、伺服机构和分离系统三个主要分系统, 对实际工程研制来说成本高、周期长, 只可用于系统级性能验证试验, 不适用于摸索性质的研制性试验。以冷气模拟火箭级间分离试验这一新型地面试验方法为研究背景, 结合理论模型、数值仿真以及地面试验验证, 对级间分离初始憋压阶段的内流场进行仿真, 揭示级间段内气体压强变化规律, 阐明冷气模拟火箭级间分离的试验机理, 并通过数值模拟分析研究不同蓄压罐初始压力、不同蓄压罐容积、不同管道面积以及不同的级间段容积对气体压力变化的影响, 为冷气模拟级间分离试验的设计提供解决方法。

**关键词:** 冷气模拟; 级间分离; 憋压过程; 数值模拟; 压力变化

中图分类号: V416

文献标识码: A

## Simulation Study on Pressure Holding Process of Cold Air Simulated Rocket Interstage Separation Test

LI Xiaohao, PAN Wuxian, LI Guangwu, ZUO Hongxing, LUO Yuchuan  
(Xi'an Aerospace Institute of Solid Propulsion Control and Measurement Technology, Xi'an, 710025)

**Abstract:** Interstage thermal separation is one of the core technologies in the flight process of solid rocket. The traditional "three in one" test usually includes three main subsystems: upper stage motor, servomechanism and separation system. For practical engineering development, it is costly, expensive and long cycle. It can only be used for system level performance verification test, and is not suitable for exploratory developmental test. Based on the new ground test method of cold air simulated rocket interstage separation test, combined with theoretical model, numerical simulation and ground test verification, the internal flow field in the initial pressure holding stage of interstage separation is simulated, the law of gas pressure change in interstage section is revealed, and the test mechanism of cold air simulated rocket interstage separation is expounded; Through numerical simulation analysis, the effects of different initial pressure of pressure accumulator, different volume of pressure accumulator, different pipe area and different volume of interstage section on the change of gas pressure are studied, which provides a solution for the design of interstage separation test of cold air simulation.

**Keywords:** cold air simulation; interstage separation; pressure holding process; numerical simulation; pressure change

### 0 引言

作为火箭整个设计研发环节中的关键环节, 级间分离技术涵盖结构、材料、控制、动力等诸多方面的内容, 是核心技术之一<sup>[1-2]</sup>。热分离过程中级间段区域内激波结构复杂, 不稳定性极高, 与箭体各类特性偏差等因素共同作用, 将直接影响分离的成败<sup>[3]</sup>。传统的“三合一”试验通常包含了上面级发动机、伺服机构和分离系统三个主要分系统, 这种试验方法成本高、代价大、周期长, 只可用于系统级性能验证试

验, 不适用于摸索性质的研制性试验<sup>[4]</sup>。

冷气模拟级间分离试验是一种新型的地面试验方法, 其利用高压高速空气模拟上面级发动机喷流, 实现级间分离过程的模拟, 该试验方法可以有效考核级间分离过程的控制时序, 也可以模拟级间段的力学环境, 达到考核级间段结构强度的目的。冷气模拟级间分离试验具有可重复性好、成本低廉、试验周期短的特点, 为火箭级间分离系统提供了一种新的考核方法和验证手段。

上述创新性的分离设计方案与试验方法虽然解决了相关型号的技术难题,但为了给火箭级间模拟分离试验提供准确的气动力参数,提高冷气模拟级间分离试验的准确性和真实度,为火箭级间分离系统的设计提供可靠的验证手段,还需进行相关的机理性研究和探索,弄清楚冷气模拟分离过程中的流场结构和气动特性。

本文针对冷气模拟火箭级间分离试验,提出分离初始憋压过程的数学模型,并以数值仿真为研究手段,分别对不同蓄压罐初始压力、不同蓄压罐容积、不同管道面积以及不同级间段容积下级间分离初始憋压阶段的内流场进行了仿真,从而揭示级间段内气体压强变化规律,为冷气模拟级间分离试验的设计提供

解决方法。

## 1 数学物理模型和计算方法

### 1.1 试验系统

该试验的系统组成如图1所示,包括蓄压罐、管道(含爆破片组件)、上面级后封头及喷管、级间段、下面级前封头及滑车,喷管入口与管道出口段相连,管道中间装有爆破片,试验前打开电磁阀向蓄压罐充填高压空气,试验时按时序发出爆破片打开指令,发出级间段切割分离点火信号,下面级模拟件及滑车在高压气流作用下沿轨道向后滑行,以此试验方法来模拟火箭分离过程。

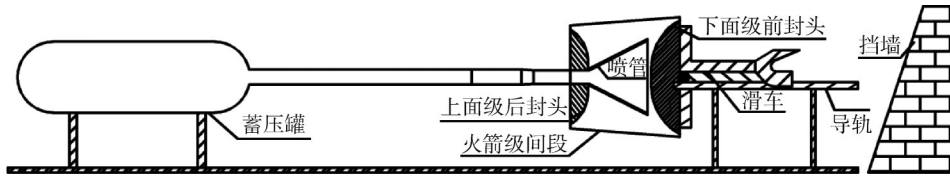


图1 试验平台组成示意

Fig.1 Schematic diagram of experimental platform

### 1.2 数学模型

考虑到级间分离的实际工作过程非常复杂,针对本文所使用的试验方法和分离初始憋压过程,为便于计算,利用集总参数法对推导过程做了必要的假设和简化<sup>[5-6]</sup>,将本文所研究的问题抽象简化为一个高压容器给一个密闭空间充气的问题,由此假设:a)所使用气体为无黏可压的理想气体,满足理想气体状态方程;b)计算区域为三维轴对称区域,忽略重力的微小影响;c)由于火箭级间分离憋压过程非常迅速,时间很短,视为绝热过程;d)使用常温下空气作为介质,在级间段内不存在化学反应过程并视为稳定流动过程。从而得出以下冷气模拟火箭分离理论公式。

级间段压力变化可由稳定流动的开口系能量方程计算,由上面4项假设可简化为

$$mdu + udm = hdm \quad (1)$$

其中, $u$ 为热力学能, $u = c_v T$ , $c_v$ 为定容比热; $h$ 为焓, $h = c_p T$ ; $c_p$ 为定压比热。

在高压下,理想气体状态方程与实际情况相差很大,考虑使用精度更高的R-K状态方程<sup>[7]</sup>计算气体参数,形式为

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a}{T^{0.5}v(v+b)} \quad (2)$$

$$a = \frac{0.427480R^2 T_{cr}^{2.5}}{p_{cr}} \quad (3)$$

$$b = \frac{0.08664RT_{cr}}{p_{cr}} \quad (4)$$

式中 $a$ 、 $b$ 为各种物质的固有常数,这里使用临界参数求其近似值; $p$ 为压力; $T$ 为温度; $v$ 为比体积; $R$ 为气体常数; $p_{cr}$ 为临界压力; $T_{cr}$ 为临界温度。

喷管的流量大小受最小截面制约,管道流量仅与出口截面压力与滞止压力之比有关。临界压比 $\beta_{cr}$ 由下式计算:

$$\beta_{cr} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

式中 $\gamma$ 为理想气体比热比。对空气而言 $\gamma=1.4$ ,则计算可得 $\beta_{cr}=0.5283$ 。

设定上游气体压力为 $p_0$ ,下游气体压力为 $p_1$ ,则当 $\frac{p_1}{p_0} > \beta_{cr}$ 时,为亚声速流动,由理想气体多变过程与等熵流动关系式得到质量流量 $m'$ 表达式,此结果定性地适用于真实气体<sup>[8]</sup>:

$$m' = A\rho_0 \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma-1}} \sqrt{\left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \quad (6)$$

式中 $\rho_0$ 为上游气体密度; $T_0$ 为上游气体温度; $A$ 为管道最小截面积。

当 $\frac{p_1}{p_0} \leq \beta_{cr}$ 时,即使降低 $p_1$ 也不能增大流动速度,此时流动壅塞,流动速度为声速,质量流量为

$$m' = A\rho_0 \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma - 1} \sqrt{(\beta_{cr})^{\frac{2}{\gamma}} - (\beta_{cr})^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \quad (7)$$

引入流量系数  $C_q$  ( $0 < C_q < 1$ ), 用以表征由于摩擦等耗散因素引起的流量消耗, 则实际质量流量  $m$  为

$$m = m' C_q \quad (8)$$

流量系数采用 Perry 试验<sup>[9]</sup> 近似计算:

$$C_q = 0.8414 - 0.1002 \left(\frac{p_1}{p_0}\right) + 0.8415 \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^2 - 3.9 \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^3 + 4.6001 \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^4 - 1.6827 \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^5 \quad (9)$$

在其他参数固定的情况下, 级间段内的压力变化应当只是时间的函数, 同理, 级间段内气体温度、级间段内气体质量、蓄压罐气体压力、蓄压罐气体温度、管道质量流量等都只是以时间为自变量的函数, 这些函数其具体表达式无法求出, 因此可以建立不同时刻他们之间的递推关系。

设  $t_{n-1}$  时刻蓄压罐内气体状态参数为  $p_0$  (压力)、 $T_0$  (温度)、 $m_0$  (质量)、 $\rho_0$  (密度)、 $v_0$  (比体积); 级间段气体状态参数为  $p_2$ 、 $T_2$ 、 $m_2$ 、 $\rho_2$ 、 $v_2$ ; 大气压为  $p_b$ 。

设  $t_n$  时刻蓄压罐内气体状态参数为  $p'_0$ 、 $T'_0$ 、 $m'_0$ 、 $\rho'_0$ 、 $v'_0$ ; 级间段气体状态参数为  $p'_2$ 、 $T'_2$ 、 $m'_2$ 、 $\rho'_2$ 、 $v'_2$ , 管道质量流量为  $m_1$ , 时间步长为  $V_t = t_n - t_{n-1}$ , 蓄压罐容积为  $V_0$ , 级间段容积为  $V_2$ 。

由  $t_{n-1}$  时刻蓄压罐、级间段气体状态参数计算管道质量流量公式为

$$m_2 = A\rho_0 \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma - 1} \sqrt{\left(\frac{p_2}{p_0}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_2}{p_0}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \cdot C_q \quad (10)$$

比热容由温度直线关系计算:

$$c_{v2} = 708.8 + 0.093 \times (T_2 - 273.15) \quad (11)$$

$$c_{p2} = 995.6 + 0.093 \times (T_2 - 273.15) \quad (12)$$

$$c_{v0} = 708.8 + 0.093 \times (T_0 - 273.15) \quad (13)$$

$$c_{p0} = 995.6 + 0.093 \times (T_0 - 273.15) \quad (14)$$

$t_n$  时刻级间段气体质量  $m'_2$  由下式计算:

$$m'_2 = m_2 + m_1 \cdot V_t \quad (15)$$

$t_n$  时刻级间段气体温度  $T'_2$  由下式计算:

$$m'_2 \cdot c_{v2} \cdot T'_2 - m_2 \cdot c_{v2} \cdot T_2 = m_0 \cdot c_{p0} \cdot T_0 \cdot V_t \quad (16)$$

$t_n$  时刻级间段气体压力  $p'_1$  为

$$v'_2 = \frac{1}{\rho'_2} = \frac{V_2}{m'_2} \quad (17)$$

$$p'_2 = \frac{R \cdot T'_2}{v'_2 - b} - \frac{a}{\sqrt{T'_2 \cdot v'_2 (v'_2 + b)}} \quad (18)$$

$t_n$  时刻蓄压罐内气体质量  $m'_0$  为

$$m'_0 = m_0 - m_1 \cdot V_t \quad (19)$$

$t_n$  时刻蓄压罐内气体温度  $T'_0$  为

$$m'_0 \cdot c_{v0} \cdot T'_0 - m_0 \cdot c_{v0} \cdot T_0 = m_1 \cdot c_{p0} \cdot T_0 \cdot V_t \quad (20)$$

$t_n$  时刻蓄压罐内气体压力  $p'_0$  可由下式计算:

$$v'_0 = \frac{1}{\rho'_0} = \frac{V_0}{m'_0} \quad (21)$$

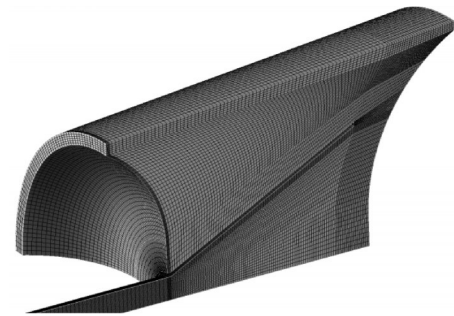
$$p'_0 = \frac{R \cdot T'_0}{v'_0 - b} - \frac{a}{\sqrt{T'_0 \cdot v'_0 (v'_0 + b)}} \quad (22)$$

由于蓄压罐和级间段的气体状态参数在初始时刻已知, 因此可以通过递推计算获得任意时刻的气体状态参数。

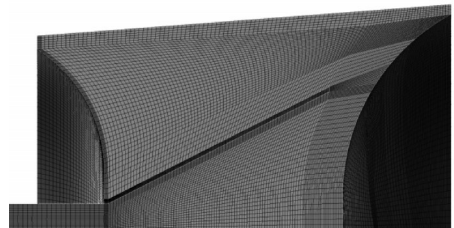
### 1.3 计算域及网格划分

考虑到试验平台本身的轴对称特性, 为了对该问题进行简化模拟, 本文选用四分之一轴对称三维模型, 如图2所示。对蓄压罐和爆破片前的管道进行局部区域压力初始化, 并根据不同工况改变蓄压罐初始压力、蓄压罐容积、管道直径和级间段容积, 以此达到模拟不同试验工况的目的。

图2给出了计算域网格划分情况, 其中网格单元总数为142万。由于物理模型的不规则以及喷管的存在, 网格划分采用三层 O-block 结构化网格, 便于更加贴合。网格通量空间离散采用 AUSM+up 格式, 时间离散采用隐式二阶格式。



a) 计算域网格三维视图



b) 网格二维平面投影

图2 计算域网格划分

Fig.2 Mesh generation of computing domain

通过对上述模型进行仿真计算, 计算时长为 60 ms, 计算步长为  $1 \times 10^{-5}$  s。

## 2 算例验证

为验证计算模型和数值方法的准确性和合理性,本文针对某工况下的冷气模拟火箭分离试验数据进行验证。蓄压罐体积为 $3.5\text{ m}^3$ ,初始压力为 $4.8\text{ MPa}$ ,管道直径为 $245\text{ mm}$ ,级间段体积为 $4.0\text{ m}^3$ ,级间段壳壁、上面级后封头、下面级前封头以及喷管内外型面均为等温无滑移固壁条件(壁温默认为 $300\text{ K}$ )。试验系统轴线采用轴对称边界条件。图3给出了上述工况下下级间段壳壁的气体压强变化曲线与冷气模拟火箭分离地面试验测量结果的对比。

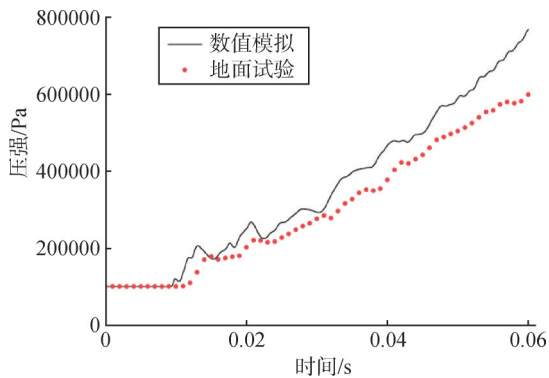


图3 数值模拟结果与试验结果对比

Fig.3 Comparison between numerical simulation results and experimental results

其中,数值仿真结果和地面试验结果中压强均在爆破片引爆 $9\text{ ms}$ 时刻附近开始出现明显的上升,其曲线均呈现振荡上升的趋势,且振荡趋势接近;数值模拟在 $60\text{ ms}$ 处压强峰值为 $720\text{ kPa}$ ,高于地面试验结果 $112\text{ kPa}$ ,并且随着憋压过程的进行数值计算与地面试验压力误差略有增大,原因为地面试验中传感器布线经过的窗口在试验高压环境下存在少许泄压情况。可以发现,数值模拟结果与试验结果吻合较好,两者振荡趋势较为接近,表明本文所用计算模型及数值方法能够适用于冷气模拟火箭级间分离试验。

## 3 计算结果及分析

分别对不同蓄压罐初始压力、不同蓄压罐容积、不同管道直径以及不同的级间段容积等结构因素进行数值仿真,对比分析各因素对冷气模拟火箭分离试验憋压过程压力变化的影响。

### 3.1 火箭分离憋压过程流场特征

图4~5分别给出了数值模拟工况(蓄压罐压力 $4.8\text{ MPa}$ ,蓄压罐容积 $3.5\text{ m}^3$ ,管道面积 $245\text{ mm}$ ,级间段容积 $4.0\text{ m}^3$ )下级间段内憋压过程不同时刻

( $10\text{ ms}$ 、 $20\text{ ms}$ 、 $30\text{ ms}$ 、 $40\text{ ms}$ 、 $50\text{ ms}$ 、 $60\text{ ms}$ )的气体压强、速度分布云图。

从图4中6个时刻的压强云图可以观察到,爆破片引爆之后,由于蓄压罐压力( $4.8\text{ MPa}$ )远高于级间段内初始压强( $101\text{ kPa}$ ),蓄压罐中高压气体迅速扩散至管道和级间段,能够看到明显的激波存在于级间段中,气体流过激波后压力迅速升高,激波沿着喷管型面不断发展直至下面级前封头,碰到固壁后发生反射并导致波后压力陡然上升。

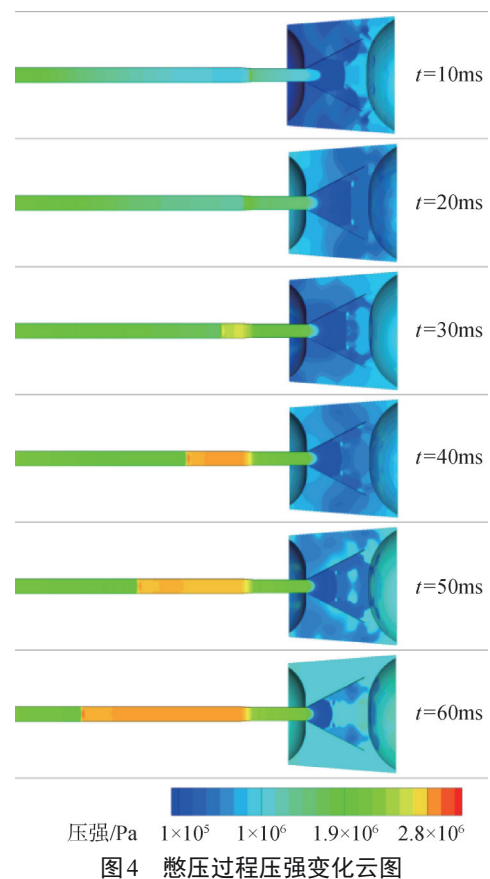


图4 憋压过程压强变化云图

Fig.4 Cloud chart of pressure change during pressure holding

由图4可知, $10\text{ ms}$ 左右激波到达下面级前封头后,从中心向外侧依次碰撞、反射。同时,激波波前由喷管和前封头之间的缝隙向外运动。在靠近喷管出口位置,来自前封头的反射激波也由缝隙向外运动并追上初始激波,一同向级间段壳壁运动并再次反射,使得波后壳壁表面压力瞬时内增加。初始激波在前封头和壳壁上依次反射后,向壳壁与喷管外壁构成的腔间内继续运动,通过其压缩效应使各处压强逐渐提高。

由图4中6个时刻的压强云图可以看到,随着上述过程逐渐进行,级间段腔内由下面级前封头向喷管

入口处压力逐渐升高，但至 60 ms 喷管后还存在一部分低压区，这是由于超声速气流进入扩张型面会形成膨胀波，膨胀波在喷管壁面进行反射再次形成膨胀波，气流膨胀比变小，必然产生过度膨胀，在没有附面层的情况下将在喷管口处产生激波。

图5为憋压过程速度变化云图。由图5可知，实际上由于气流的黏性作用，在管壁附近有附面层，而且在出口截面附近的附面层厚度最大。在过度膨胀时，管外激波后的高压将通过附面层的亚声速气流层向上游传播。这一点通过图4的压强云图也能看出。膨胀比越小，激波也就越强，附面层内这种逆压梯度的影响也越大。

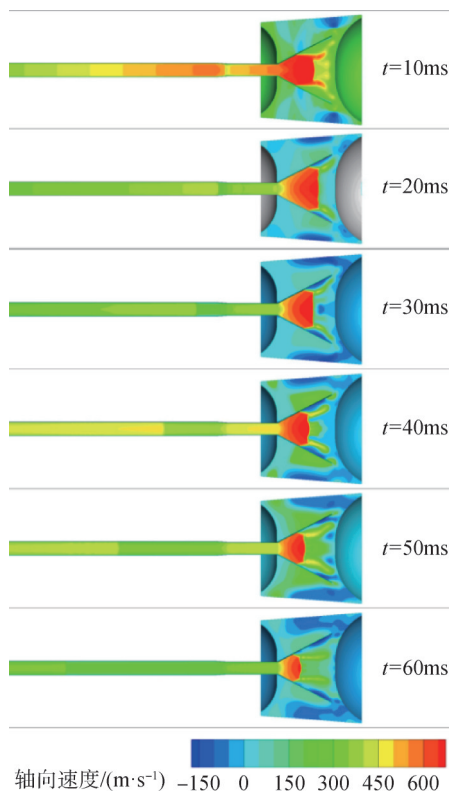


图5 憋压过程速度变化云图

Fig.5 Cloud chart of velocity change during pressure holding

当激波强度达到一定程度，尽管附面层内是紊流流动，但仍无法克服较大的逆压梯度，因而出现附面层的分离现象，分离区与死水区一样，压力近似不变。分离区的产生就像伸进管内的尖劈一样，迫使流线向内转折，而超声速气流向内转折相当于受到压缩，因而在管内的分离区附近产生一系列压缩波，并汇合成一道激波，即如图5中60 ms时速度云图所示。

当激波在管内形成后，波后压力已与反压相平衡，出口处的激波自然就不存在了，这种现象好像管

口处的激波逆流进入了管内，随时间向喷管内推移。但由于喷管入口区域形成过膨胀流动，低压区仍然存在。

### 3.2 蓄压罐初始压力对憋压过程的影响

本文所使用的冷气模拟火箭级间分离试验方法，利用蓄压罐中的高压环境，模拟火箭分离时上面级的气流对下面级的作用，因此蓄压罐压力的大小决定了分离时上面级的初始条件的建立。为分析不同工况下火箭分离时上面级对下面级的作用，本小节对不同蓄压罐压力对憋压过程压力变化的影响进行了数值研究。

图6分别给出了蓄压罐压强为3.8 MPa、4.8 MPa、5.8 MPa、6.8 MPa、8.8 MPa 5种工况下的憋压过程压力变化曲线对比，其余计算参数为：蓄压罐容积 3.5 m<sup>3</sup>，管道直径 245 mm，级间段容积 4.0 m<sup>3</sup>。从图6可以看出，在不同蓄压罐压强下，各工况压强-时间曲线变化趋势基本一致，到憋压过程结束时压强峰值随初始压力升高而升高，3.8 MPa 工况下压力波动最小，8.8 MPa 工况下压强波动最明显，这意味着不同蓄压罐压强对本试验方法研究火箭分离问题影响不大，可以通过增加蓄压罐压强来模拟火箭分离时的不同工况。

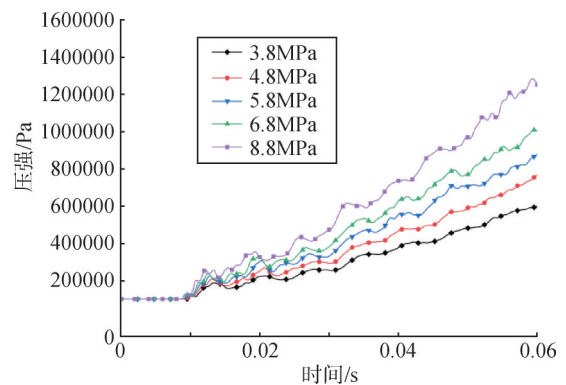


图6 气体压强-时间历程随蓄压罐压力的变化情况

Fig.6 Variation of gas pressure time history with accumulator pressure

### 3.3 管道面积对憋压过程的影响

管道面积决定了进入喷管的气流的速度和流量，因此对分析火箭分离过程具有十分关键的意义。由于蓄压罐压力已定，管道面积越大，进入喷管的流量越大，本文分别对管道半径为 160 mm、180 mm、200 mm、220 mm、245 mm 5种不同工况的模型进行了数值模拟，其余计算参数为：蓄压罐初始压力 4.8 MPa、蓄压罐容积 3.5 m<sup>3</sup>、级间段容积 4.0 m<sup>3</sup>。对

比结果如图7所示,由图中可观察到,对不同管道面积,压力爬升的起始位置基本相同,管道半径大的最终峰值压力高,压力爬升速度快,因此可通过控制管道面积来控制进入级间段的气体流量,从而控制压力爬升到一定值时需要的时间,为之后其他工况的试验提供依据。

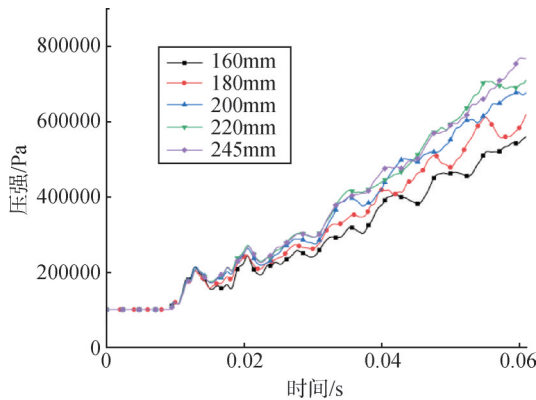


图7 气体压力时间历程随管道面积的变化情况

Fig.7 Variation of gas pressure time history with pipeline area

### 3.4 蓄压罐容积对憋压过程的影响

改变蓄压罐容积,观察其变化对压力变化的影响,如图8所示,其余计算参数为:蓄压罐初始压力4.8 MPa、管道直径245 mm、级间段容积4.0 m<sup>3</sup>。由图8可以得到:随着蓄压罐容积的改变,60 ms内的压力曲线的变化不明显,蓄压罐容积越大憋压过程结束时的压力会略高一些,40 ms之前的压力上升过程几乎没有受到影响,40 ms左右压力震荡出现,但整体上升趋势未变。

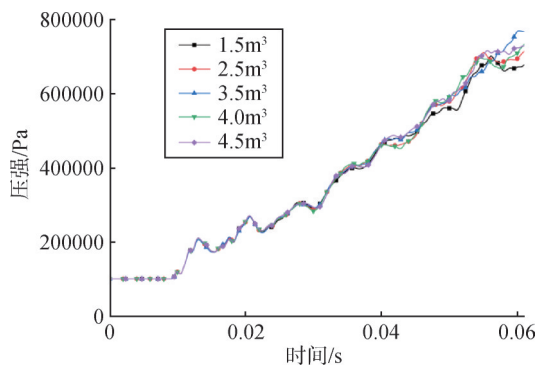


图8 气体压力-时间历程随蓄压罐容积的变化情况

Fig.8 Change of gas pressure time history with the volume of pressure storage tank

### 3.5 级间段容积对憋压过程的影响

级间段容积变化对压力影响曲线如图9所示,其余计算参数为:蓄压罐容积3.5 m<sup>3</sup>,蓄压罐初始压力

4.8 MPa,管道直径245 mm。由图9可知,随着级间段容积增加,压力曲线上升速度变缓,压力随时间振荡变缓,更加趋于稳定,到达某一指定压强所需时间更长。

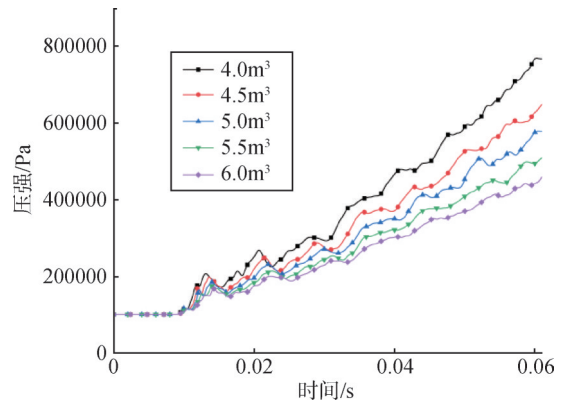


图9 气体压力时间历程随级间段容积的变化情况

Fig.9 Variation of gas pressure time history with interstage volume

## 4 结论

本研究得出以下结论:

a) 本文基于冷气模拟火箭级间分离试验系统,利用其物理模型和数值仿真手段,清晰地模拟了火箭分离初始憋压阶段的工作过程,根据模拟结果从理论角度分析了该过程级间段流场的流动特征,对火箭分离阶段机理的探究和地面试验系统的设计具有参考意义。

b) 对不同因素的影响进行了仿真分析,可以发现:随着蓄压罐初始压力和管道面积的增大,憋压阶段级间段气体压强上升加快,憋压过程结束时压力更高;级间段容积增大时级间段气体压强上升变慢,压力振荡变平稳。

c) 蓄压罐初始压力和级间段容积对火箭分离初始憋压阶段级间段气体压力变化影响较大,管道面积对级间段气体压力变化影响较小,蓄压罐容积对级间段气体压力变化的影响甚微。

### 参 考 文 献

[1] MAEGLEY W, CARROLL H R. MX missile thermal mapping and surface flow results[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(3): 199-204.  
 [2] SMITH F Z. Pyrotechnic shaped charge separation system for aerospace vehicle[R]. NASATMX-1607, 1968.

## 参 考 文 献

- [1] 马少杰. 引信工程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.  
MA Shaojie. Fundamental of fuze engineering[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010.
- [2] 王辅辅, 姜文忠. 微机电技术在引信中的应用综述[J]. 探测与控制学报, 2016, 38(3): 22-28.  
WANG Fufu, LOU Wenzhong. Overview of the the application of micro electro-mechanical technology in fuzes[J]. Journal of Detection & Control, 2016, 38(3): 22-28.
- [3] 高建忠. 微型引信 MEMS 安装置及其关键技术研究[D]. 西安: 西安交通大学, 2008.  
GAO Jianzhong. Research on micro fuze MEMS security device and its key technologies[D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2008.
- [4] 刘靖, 石庚辰. 微机电系统技术及在引信中的应用[J]. 现代引信, 1999(3): 20-26.

- LIU Jing, SHI Gengchen. Overview of the the application of micro electro-mechanical technology in fuzes[J]. Modern Fuze, 1999(3): 20-26.
- [5] 孙磊, 张河, 周晓东. 一种微机电(MEMS)引信安全系统[J]. 探测与控制学报, 2004, 26(2): 10-12.  
SUN Lei, ZHANG He, ZHOU Xiaodong. Design of micro electro-mechanical system fuze[J]. Journal of Detection & Control, 2004, 26(2): 10-12.

## 作 者 简 介

- 相 干 (1979—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为引信系统设计。  
黄 贲 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为弹载电子设备设计。  
高 宗 (1985—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为引信系统设计。  
龙小武 (1977—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为引信系统设计。

(上接第 46 页)

- [3] LI Huitong, ZHAO Yang, HUANG Yixin. Missile stage separation simulation considering complex factors[C]. Hangzhou: IEEE 2015 34th Chinese Control Conference, 2015.
- [4] 沈治, 朱广生, 吴亚东, 等. 基于爆炸激波管的固体火箭级间热分离天地差异研究[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51(10): 85-97.  
SHEN Zhi, ZHU Guangsheng, WU Yadong, et al. Differences of chamber pressure variations during stage separation between flight and detonation-shock-tube-based ground tests[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2021, 51(10): 85-97.
- [5] 杨钢, 徐小威, 高隆隆, 等. 高压气体定容充放气的特性[J]. 兰州理工大学学报, 2010, 36(3): 42-46.  
YANG Gang, XU Xiaowei, GAO Longlong, et al. Characteristics of isovolumetric charge and releasing of high-pressure gas[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2010, 36(3): 42-46.
- [6] 李超, 梁浩, 王飞, 等. 容器放气性能研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(1): 163-165.  
LI Chao, LIANG Hao, WANG Fei, et al. A study of the outgassing characteristic of a vessel[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(1): 163-165.
- [7] 王保国. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2005.

- WANG Baoguo. Gas dynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2005.
- [8] 沈维道, 童钧耕. 工程热力学[M]. 第4版. 北京: 高等教育出版社, 2007.  
SHEN Weidao, TONG Jungeng. Engineering thermodynamics[M]. 4th edition. Beijing: Higher Education Press, 2007.
- [9] SZENTE V, MOZER Z, TAJTI A. Experimental investigation on pneumatic components[C]. Budapest: Proceedings of the 12th International Conference on Fluid Flow Technologies, 2003.

## 作 者 简 介

- 李晓豪 (1996—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为固体火箭发动机试验技术与装备。  
潘武贤 (1982—), 男, 研究员, 主要研究方向为固体发动机测试技术。  
李广武 (1962—), 男, 研究员, 主要研究方向为导弹武器安全性试验与测试技术。  
左红星 (1987—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为固体火箭发动机地面试验技术。  
罗驭川 (1995—), 男, 工程师, 主要研究方向为固体火箭发动机地面试验技术。