

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220772-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220772

有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程仿真

韩佳宁¹, 周晨初², 陆嘉伟¹, 于锐渤¹, 张黎辉¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 102206;

2. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100)

摘 要: 以高压补燃液氧煤油火箭发动机起动过程为背景, 研究有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程。首先通过实验, 确定马尔基涅利经验关系式所需系数 n 为 2.29, 验证了经验关系式的准确性; 其次利用有限元分割建立有气体吹入的燃气发生器头腔的一维分布参数模型, 并将实验数据与经验关系式、一维分布模型仿真结果进行对比分析, 证明了该模型的准确性。结果表明: 一维分布参数模型稳态压强与实验数据平均值误差为 0.429%, 经验关系式(集中参数模型)误差为 1.464%; 喷嘴喷注面积增加, 头腔内建压速度减慢, 且稳定压强值降低; 头腔体积增加, 建压速度减慢, 但压强稳定值不变; 头腔摩擦因数增加, 压强稳定值与充填速度降低。

关 键 词: 液氧煤油发动机; 燃气发生器; 头腔充填; 有限元分割; Amesim 仿真
中图分类号: V434 **文献标志码:** A

Simulation on filling process of gas generator head with gas injecting

HAN Jianing¹, ZHOU Chenchu², LU Jiawei¹, YU Ruibo¹, ZHANG Lihui¹

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the starting process of high-pressure combustion liquid oxygen kerosene rocket engine, the filling process of the head cavity of the gas generator with gas injecting was studied. Firstly, experiments indicated that the coefficient n required for the Marquinielli empirical relation was determined to be 2.29, which verified the accuracy of the empirical relationship. Secondly, the finite element segmentation was used to establish a one-dimensional distribution parameter model of the head cavity of the gas generator with gas injecting, and the experimental data were compared and analyzed with the empirical relationship and the simulation results of the one-dimensional distribution model, which proved the accuracy of the model. The results showed that the error between steady-state pressure and the mean value of experimental data of the one-dimensional distribution parameter model was 0.429%, and the error of the empirical relationship (centralized parameter model) was 1.464%; the flow area of the injecting increased, the pressure built into the head cavity slowed down, and the stable pressure value decreased; the volume of the head cavity increased, and the pressure building speed slowed down, but the pressure stability value was kept unchanged; the resistance coefficient of the head cavity increased, and the pressure stability value and filling speed decreased.

收稿日期: 2022-10-08

作者简介: 韩佳宁(1999-), 男, 硕士生, 主要从事液体火箭发动机系统仿真研究。

通信作者: 张黎辉(1966-), 女, 副教授, 博士, 主要从事液体火箭发动机系统设计、仿真和优化研究。E-mail: zhanglihui@buaa.edu.cn

引用格式: 韩佳宁, 周晨初, 陆嘉伟, 等. 有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程仿真[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220772. HAN Jianing, ZHOU Chenchu, LU Jiawei, et al. Simulation on filling process of gas generator head with gas injecting[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220772.

Keywords: LOX/kerosene engine; gas generator; head cavity filling; finite element segmentate; Amesim simulation

高压补燃液氧煤油发动机大多采用富氧燃气发生器循环方式^[1]。实际发动机启动时需要向燃气发生器通入吹除气体^[2],吹除气体可防止燃气发生器内富燃燃气倒流进入富氧燃气管路^[3],也可以乳化推进剂^[4],进而提高发生器头腔压强和喷嘴压降^[5],改善推进剂雾化效果^[6],还可控制推进剂进入燃气发生器的时间,有助于燃气发生器的平稳启动^[7]。气体吹除乳化在变推力调节中也发挥了巨大的作用^[8-9]。

推进剂组元的吹除乳化过程实际上是强迫其形成包括气液两相流所有流态的两相流动^[10]。常采用卡尔宁经验关系式和马尔基涅利经验关系式进行描述,其中马尔基涅利经验关系式利用较多。Belyaev 等^[11]对该关系式进行了实验与仿真研究,将复杂的两相流模型进行了简化,阐述了其中系数的物理意义,给出了经验关系式中与流态有关的系数的取值。为方便使用,可以采用不同的系数 n 以拟合实际工况^[12]。文献 [13]、文献 [14] 分别利用该经验关系式对 500 t 级的液氧煤油补燃发动机的启动过程、补燃循环发动机的深度变推力系统进行了研究,证明了该经验关系式的可行性。上述研究模型均基于经验关系式,且为集中参数模型,在要求更高精度的分析中,无法满足要求。因此, Gauffre 等^[15]则设计了一种头腔,建立了三维仿真模型,以水和空气代替推进剂组元,模拟了气-液两相充填的过程。

为更好描述有气体吹入的头腔充填过程,可以采用有限元分割的方法。刘昆等^[16]研究了常温推进剂的液体火箭发动机推进剂充填过程,采用有限分割的方法将管路进行分割,利用等效流容的方法建立了管路气-液两相时的充填模型和容腔充填过程的数学模型。张育林等^[17]利用上述数学模型对容腔进行了建模,并提出在容腔模型中加入喷注器模型的方案。文献 [18] 提出一种利用 Fourier 谱方法计算充填管路中液体一维瞬变流的方案,并对由贮箱、管路组成的一套系统进行了仿真计算,验证了此种方法的可行性。

有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程作为液体发动机启动过程的重要环节,所采用的两种经验关系式均为集中参数模型,无法较好地描述头腔充填的具体过程,因此本文利用有限元分割

的思想建立了有气体吹入的燃气发生器头腔的一维分布参数模型,通过实验与仿真相结合的方法,证明该模型的准确性,并与马尔基涅利经验关系式进行比较,给出两种模型的适用范围,得到充填过程的影响因素。

1 研究方法

1.1 实验研究

有气体吹入的燃气发生器充填实验系统,主要由液体供应路、气体供应路、头腔实验件组成,如图 1 所示(图中 P 表示压强传感器)。

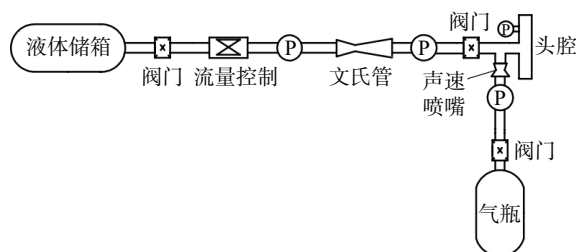


图 1 实验系统

Fig. 1 Experimental system

头腔实验件如图 2 所示,由头腔腔体、喷注面板、离心式喷嘴组成。13 个喷嘴按同心圆分布,充填气体和液体先后从接头 7 进入,接头 8 为测压孔。空气与水满足气体乳化模型条件^[14],因此实验中采用空气和水代替吹除气体和煤油。实验采用质量流量(下文简称流量)调节器与声速喷嘴来分别实现对液体流量和气体流量的控制,并安排了 4 个压强测点,分别位于文氏管进出口两端、声速喷嘴入口端及头腔端。

实验中,在完成气蚀管和声速喷嘴的标定之后,分别进行仅有液体的充填过程、仅有气体的

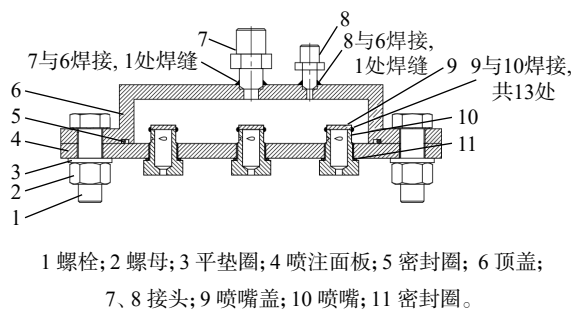


图 2 实验头腔结构图

Fig. 2 Structure diagram of experimental head cavity

充填过程和气-液两相充填过程,并分别测量其头腔压降。考虑到有气体吹除的头腔充填过程是火箭发动机的起动过程,充填流量为额定流量的 20%~30%,同时本头腔实验件体积仅有 0.6 L,吹除气体量不宜过大,参考文献 [11] 的实验工况,本文实验工况设计如下:液体流量分别为 450、500、550、600 g/s,气体流量分别为 0、35、55、75、90 g/s,每组液体流量分别对应不同的气体流量,以及仅有气体时的 4 种工况,实验一共包含 24 种工况。采用马尔基涅利经验关系式(具体推导可参见文献 [10]),利用仅有气体和仅有液体两种流动即可确定两相流动时的压降,即:

$$\left(\frac{\Delta p_g}{\Delta p_{\text{mix}}}\right)^{1/n} + \left(\frac{\Delta p_l}{\Delta p_{\text{mix}}}\right)^{1/n} = 1 \quad (1)$$

其中 Δp_g 、 Δp_l 、 Δp_{mix} 分别为仅有气体、仅有液体、两相流动时的混合头部喷嘴前腔中的压降; n 为经验系数,该经验系数由流态确定^[10],可以通过实验确定,也可以按照文献 [10] 根据流态选择推荐值。

利用各工况得到 n 的计算值如表 1 所示(因篇幅所限,仅列出部分实验数据)。

表 1 各工况下系数 n

Table 1 Coefficient n under different working conditions

实验序号	仅有气体 压降/MPa	仅有液体 压降/MPa	两相时 压降/MPa	系数 n
9	0.110 3	0.053 5	0.389 1	2.299 74
10	0.190 8	0.053 5	0.535 1	2.278 64
11	0.287 6	0.053 5	0.707	2.293 36
12	0.355 2	0.053 5	0.820 4	2.299 81
13	0.110 3	0.066 3	0.449 3	2.373 78
14	0.190 8	0.066 3	0.589 1	2.302 18
15	0.287 6	0.066 3	0.757 3	2.288 56
16	0.355 2	0.066 3	0.862 7	2.272 32

取 $n = 2.29$, 将由经验关系式计算得到的压降与实验测得的压降对比,如图 3 所示,经验关系式计算值与实验值基本吻合,最大误差为 5.546%,证明利用马尔基涅利经验关系式描述气-液两相头腔充填过程的方法是可行的。同时,系数 $n = 2.29$ 时可以较好地反映本次实验中头腔实验件的充填过程,可用于仿真模拟。

1.2 物理模型与计算方法

建立头腔充填的一维分布参数模型时,假设推进剂组元不可压;液体与气体不相溶;气体为

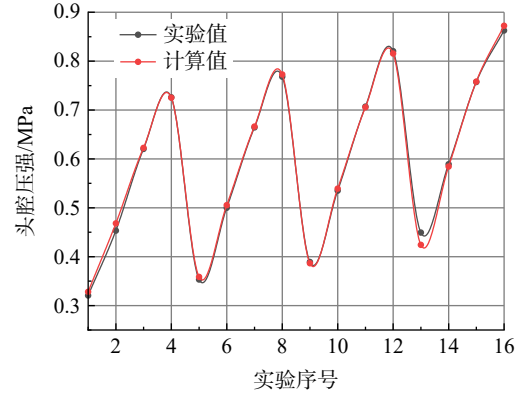


图 3 压强计算值与实验值对比

Fig. 3 Comparison of calculated and experimental pressure

完全气体;流体流动过程绝热。利用有限元分割的方法,按喷注面板径向进行分割,每个单元包含容腔和喷注器,单元内参数采用集中参数。分割示意图如图 4 所示(图中 u 为速度, p 为压强, ρ 为密度,上标 in 表示入口),头腔被分割成状态单元和速度单元相交错的形式。图中实线表示状态单元,每个状态单元包含容腔及喷注器,流体从状态单元一端进入后分为两部分:一部分用来充填容腔,另一部分从喷嘴流出。当状态单元内充满流体后,开始充填下一个状态单元,此时状态单元内流体从喷嘴和末端流出。图中虚线表示速度单元,由其上下游的状态单元各取一部分组成,在速度单元内,流体速度相同。按状态单元与速度单元交错的方式划分,便于各单元间边界条件的确定,还可根据具体的结构,对各单元的容积、形状、喷嘴喷注面积等结构参数进行调整。第一个状态单元入口,给定头腔入口压强及流体密度;对于末端状态单元,其下游不再连接速度单元,流体全部经由喷嘴流出。

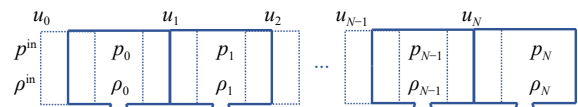


图 4 单元划分示意图

Fig. 4 Schematic diagram of unit division

1) 非充填单元

包括已完成充填的单元及尚未开始充填的单元。

动量方程:

$$\frac{du_i}{dt} = \frac{p_{i-1}A - p_iA}{0.5(V_{i-1}\rho_{i-1} + V_i\rho_i)} - \frac{f_i}{2D_i}u_i|u_i| \quad (2)$$

$$i \in \{0, 1, \dots, N\}, i \neq k-1, k$$

质量方程:

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \begin{cases} 0 & 0 \leq i \leq k \\ \frac{1}{V_i} (\rho_i^{\text{in}} u_i A - \rho_i^{\text{exit}} u_{i+1} A - \dot{m}_g) & k < i < N \end{cases} \quad (3)$$

其中第 i 个单元表示正在计算的单元, N 为单元总数, 第 k 个单元表示正在充填的单元, t 为时间, A 为单元间流动截面积, f 为摩擦因数, D 为通道内径, V 为单元体积, 上标 exit 表示出口。

单元内压强:

$$\frac{dp_i}{dt} = \frac{a_l^2}{V_i} (\rho_l u_i A - \rho_l u_{i+1} A - \dot{m}_l) + \varepsilon \frac{a_l}{A} \left[\frac{d(\rho_l u_i A)}{dt} - \frac{d(\rho_l u_{i+1} A)}{dt} - \frac{d\dot{m}_l}{dt} \right] \quad 0 \leq i < k \quad (4)$$

$$\frac{dp_i}{dt} = \frac{\gamma}{V_i} \left(p_i^{\text{in}} u_i A - p_i^{\text{exit}} u_{i+1} A - p_i \frac{\dot{m}_g}{\rho_g} \right) \quad k < i < N \quad (5)$$

其中下标 l 表示液体, g 表示气体, a_l 为液体中声速, ε 为修正系数, 其取值一般在 $0.1 \sim 0.5$ 之间, p_i^{in} 和 p_i^{exit} 分别为第 i 个状态单元入口和出口处的压强, 可由相邻状态单元的压强平均值代替, $\dot{m}_l$ 为经由喷嘴流出状态单元的液体流量, $\dot{m}_g$ 为经由喷嘴流出的气体流量, γ 为气体比热比。

2) 充填单元

对于正在充填的单元, 充填流体来自于上游单元, 一部分用来充填头腔, 另一部分经喷嘴流出; 存留在单元内的气体一部分经由喷注器流出, 另一部分流入下一个状态单元内。液体和气体流出喷嘴的有效喷注面积根据其所占份额进行分配。

充填单元中液体和气体的质量变化分别为:

$$\frac{dM_l}{dt} = \rho_l u_{k-1} A - \dot{m}_l \quad (6)$$

$$\frac{dM_g}{dt} = -\rho_g u_k A - \dot{m}_g \quad (7)$$

$$\dot{m}_l = \phi \mu A_{\text{inj}} \sqrt{2\rho_l (p - p_g)} \quad (8)$$

$$\dot{m}_g = (1 - \phi) \mu A_{\text{inj}} \sqrt{p \rho_g \Gamma} \quad (9)$$

其中 μ 为喷嘴流量系数, A_{inj} 为喷嘴喷注面积, p 为状态单元内压强, p_g 为喷嘴出口压强。 ϕ 为充填过程中液体所占状态单元体积的份额, 即 $\phi = V_l/V$, Γ 是气体比热比 γ 的函数。

3) 充填单元前一个速度单元中的流体速度为:

$$\frac{du_{k-1}}{dt} = \frac{p_{k-2} A - p_{k-1} A}{M_{kl} + 0.5 V_{k-2} \rho_l} - \frac{f_{k-1}}{2 D_{k-1}} u_{k-1} |u_{k-1}| \quad (10)$$

其中 M_{kl} 为前一个速度单元中液体的质量, 随着充填过程的推进变化, 可根据具体的结构和充填进度确定。

4) 充填单元后一个速度单元中的流体速度为:

$$\frac{du_k}{dt} = \frac{p_{k-1} A - p_k A}{M_{kg} + 0.5 V_k \rho_k} - \frac{f_k}{2 D_k} u_k |u_k| \quad (11)$$

其中 M_{kg} 为后一个速度单元中气体的质量。

5) 状态单元在充填过程中的压强利用等效流容的方法进行计算:

$$\frac{dp_{k-1}}{dt} = \frac{1}{C_{k-1}} \left(\frac{1}{\rho_l} \cdot \frac{dM_l}{dt} + \frac{1}{\rho_g} \cdot \frac{dM_g}{dt} \right) \quad (12)$$

其中 C_k 为等效流容, 其计算方法为:

$$C_{k-1} = \frac{V_l}{\rho_l a_l^2} + \frac{V_g}{\gamma p_{k-1}} \quad (13)$$

其中 V_l 为液体体积, $V_l = M_l/\rho_l$; V_g 为气体体积, $V_g = V - V_l$ 。

对于等熵过程有:

$$\rho_g = \left(\frac{p_{k-1}}{C} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (14)$$

其中 C 为常数, 可用初始状态时状态单元内参数计算得到。

6) 均相流模型

气-液两相流动采用均相流模型, 根据两相的质量分数确定流体的密度:

$$\frac{1}{\rho_{\text{mix}}} = \frac{x}{\rho_{l0}} + \frac{1-x}{\rho_{g0}} \quad (15)$$

其中 ρ_{mix} 为两相流体的密度, x 为液体质量分数, ρ_{l0} 和 ρ_{g0} 分别为液体和气体的密度。

7) 充填单元的切换

当 $M_g \leq 0$ 或 $M_l \geq \rho_l V$ 时, 当前充填单元充填完成, 下一个状态单元变为新的充填单元。当充填末端状态单元时, 流体全部由喷注器流出, 流向下一单元的流量变为零。

2 结果讨论与分析

2.1 仿真模型验证分析

利用上述组件模型, 在 Amesim 平台建立了基于马尔基涅利经验关系式的有气体吹入的燃气发生器头腔的集中参数模型和基于有限元分割的燃气发生器头腔的一维分布参数模型。

2.1.1 集中参数模型——马尔基涅利经验关系式
给定液体流量为 500 g/s, 气体流量分别为 35、

55、75、90 g/s, 进行实验和仿真模拟, 其结果如图 5 所示, 曲线中第 1 个台阶为先通入气体所建立的头腔压强, 第 2 个台阶为后续再通入液体所

建立的头腔压强。当气体流量为 35 g/s 时, 集中参数模型和实验结果误差较大, 但随着气体流量的增加, 仿真结果和实验结果吻合度逐渐增高。

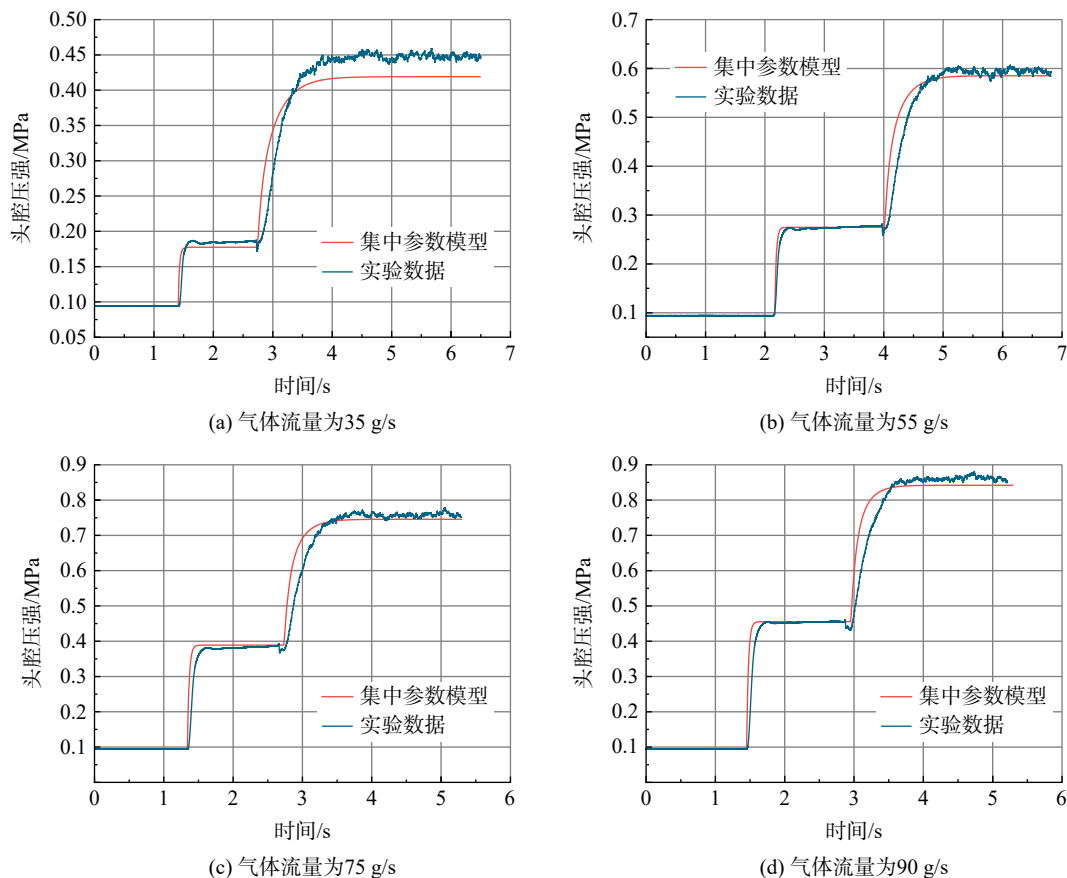


图 5 集中参数模型仿真结果与实验数据对比

Fig. 5 Comparison of simulation results and experimental data of centralized parameter model

由结果还可以看到, 仿真充填过程较实际过程略快, 原因可能是: 头腔实验件与流体阀门之间, 液体管路与气体管路通过三通管路汇入头腔中(如图 1 所示), 在仿真中没有考虑其充填过程; 液体与气体在高速下混合的过程较为复杂, 没有考虑液体和气体在头腔前混合和流动的具体过程, 认为其按固定流量流入头腔中; 实际实验时, 阀的打开与关闭需要一段时间, 而仿真时却只需要一瞬间, 因此要尽可能使参数的改变点贴近于真实的阀门开启时刻。

2.1.2 一维分布参数模型

将头腔沿径向分为 10 段, 每段体积及其喷注面所含喷嘴的喷注面积相同。设定液体流量为 500 g/s、气体流量为 55 g/s 进行仿真模拟, 仿真时认为气体已充满头腔, 忽略了气体充填过程, 研究两相充填。压强传感器的测点位于头腔分割模型的第 4 个状态单元附近, 取其仿真压强曲线与

实验数据进行对比, 如图 6 所示。

仿真曲线与实验曲线趋势大致吻合, 取 5.3 s 之后的平均数值进行比较, 最大误差为 0.429 7%,

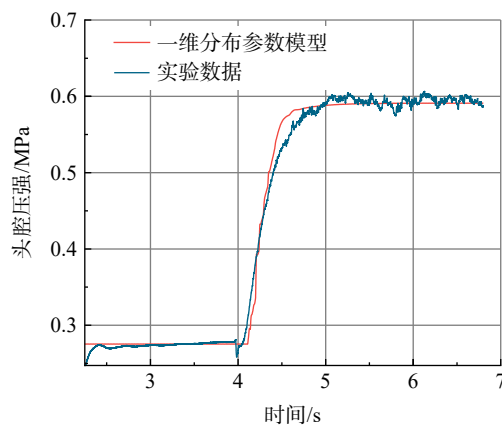


图 6 一维分布参数模型仿真结果与实验数据对比

Fig. 6 Comparison of simulation results and experimental data of one-dimensional distributed parameter model

证明了仿真结果的正确性。仿真在充填建压阶段误差较大充填速度快于实际过程,这可能与模型中采用了固定的摩擦因数有关,实际的摩擦阻力较大,使得流体流动所受阻力增大,减缓了充填速度。还可能是由于实验中所测压强是头腔分割后的第 4 段,没有反映出整个头腔的平均建压过程,越靠前的单元充填速度越快,使得平均建压速度有所提高。

2.2 两种充填模型的比较

设定液体流量为 500 g/s(实际为 505 g/s 左右)、气体流量为 55 g/s(实际为 54 g/s 左右),集中参数模型和一维分布参数模型与实验数据的对比如图 7 所示。在建压过程的仿真中,有限元分割方法可以很好地描述初始建压过程,并且在稳压阶段一维分布参数模型较集中参数模型与实验数据的符合程度更高;经验关系式法的曲线在建压过程中整体略高于实验数据,同时在稳压阶段稳态值也整体低于实验数据。取定 5.3 s 之后的数据进行比较,集中参数模型的平均压强与实验数据的平均值误差为 1.464%,而一维分布参数模型的误差只有 0.429%。集中参数模型和一维分布参数模型都可以描述有气体吹入的发生器头腔充填过程,但就整个建压过程而言,一维分布参数模型更能准确描述头腔建压过程,精确度更高。集中参数模型由于建模与计算过程简单,在工程中,如果能针对具体头腔进行实验,预先确定经验系数,利用集中参数模型也能得到较好的仿真结果。有限元分割法的优点在于可以反映头腔内部各单元的参数值,对于诸如摩擦阻力等因素可以采用沿单元分段的方法进行处理,得到头腔内参数的分布情况;还可以使用更准确的两相流模型取代均相流模型探究流体在头腔内的流动过程。综上,两种方法均有一定的应用价值,可以根据

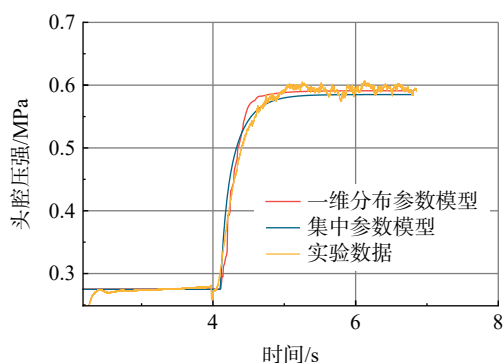


图 7 两种模型间压强的对比

Fig. 7 Comparison of pressure between two models

不同情况用于头腔充填过程的仿真。

2.3 一维分布参数模型仿真及分析

一维分布参数模型不仅能细致描述头腔充填过程中压强和流量在头腔内的分布,而且还可探究结构参数变化对仿真模型的影响。

2.3.1 有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程

由于一维分布参数模型将头腔内部沿径向划分为 10 段(对应 10 个单元),较集中参数模型更能反映头腔的充填过程。选取液体流量为 500 g/s、气体流量为 55 g/s 的工况进行仿真模拟,头腔压强在各个分段内的变化情况如图 8 所示。

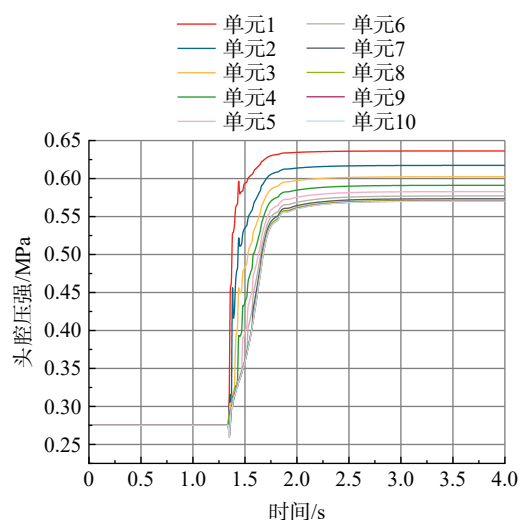


图 8 各分段压强变化

Fig. 8 Pressure change in each segment

各分段中第一段位于头腔中心,第 10 段为最靠近头腔壁面的单元。假设头腔内已充满吹除气体,略去气体充填头腔的阶段,重点研究气-液两相充填。 $t=1.34$ s 时,两相流体流入燃气发生器头腔,开始充填,第一段充填单元先建立起压强,很快达到较高的压强值,其余状态单元也依次开始建压,只不过尚未进行两相充填的单元建压过程较为缓慢,其压强主要来自于由充填单元向后挤压的气体。充填过程中压强曲线存在波动,主要发生在充填单元切换时,充填完成的单元压强迅速升高,使各个单元内的压强产生一定程度的波动。各个充填段的压强稳定值不同,这是由于流体在头腔流动时阻力的影响,阻力主要包括:在头腔入口、喷注面板及壁面处的局部阻力,流体沿头腔径向流动时的沿程阻力。为简化计算,在各段之间设立阻力,模拟真实情况。从第一段充填单元至末端充填单元,压强稳定值逐渐下降,且相邻段之间的压强差逐渐缩小,主要是流体流

速和液体流量随着充填的进行逐渐降低, 产生阻力逐渐减小所致。

充填过程中, 流体依次充填各单元, 前一个充填单元完成充填后, 方可开始下一单元的充填。单元充填过程中, 进入单元的流体一部分充填头腔, 另一部分从喷嘴流出; 容腔内气体也分为两部分, 一部分从喷嘴流出, 另一部分进入下一个单元中。头腔各个单元内喷嘴流出的充填流体和气体的流量如图 9 所示。

充填流体的流量变化与头腔压强的变化曲线趋势相同, 其起点即为该单元进行充填的时刻, 在充填过程中流量迅速增加, 单元充填完成后, 流量缓慢增加直至达到稳定状态。单元 10 位于头腔壁面附近, 是最后一个单元, 由于其内的液体、气体来自于前面的单元, 而且均只通过喷嘴

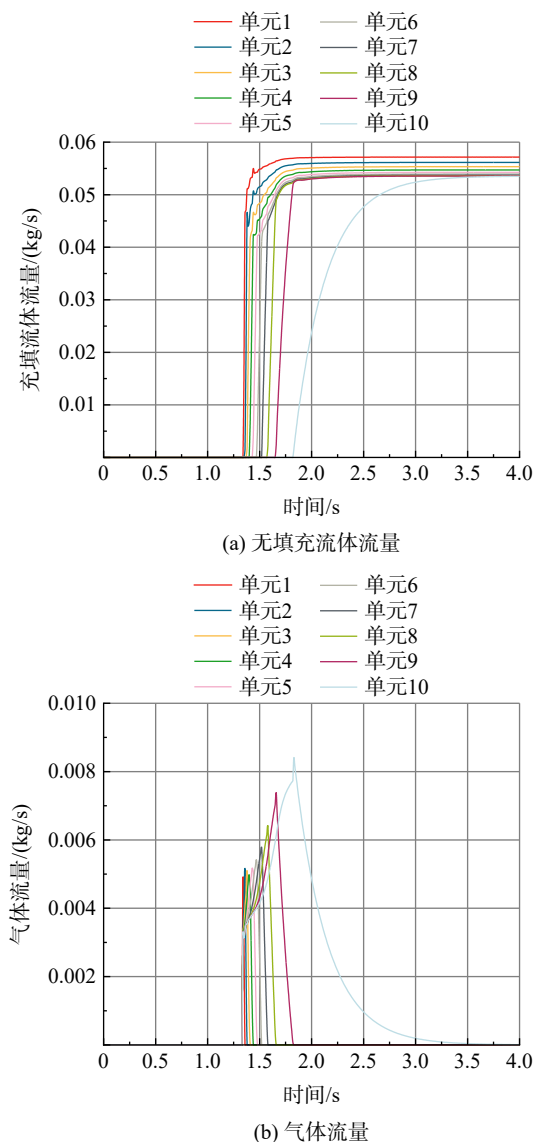


图 9 头腔各单元内喷嘴流出流量

Fig. 9 Flow rate of nozzle in each unit of head cavity

流出, 故其单元内流体流量小, 建压过程和流量增加过程均较为缓慢。由于仿真中假设头腔中已经充满了吹除气体, 所以仿真开始后喷嘴内就有气体的流出, 因而图 9(b) 中气体流量在一开始就迅速升高。未开始充填阶段, 单元入口处流入由前置单元挤压而来的气体, 气体质量及密度上升, 单元内压强升高, 导致气体流量逐渐上升。充填开始后, 由于液体进入, 气体在单元内占比迅速下降, 流量不断减小, 单元充满后变为零。

2.3.2 头腔结构参数的影响

以分布参数模型中第 4 段仿真数据作为参照, 通过改变喷嘴喷注面积得到各喷注面积下的压强曲线, 如图 10(a) 所示。喷嘴喷注面积对整个建压过程有显著的影响, 随着喷注面积的增加, 头腔内建压速度逐渐减缓, 且压强稳定值有所降低。

头腔体积改变的情况下压强曲线如图 10(b) 所示, 随着头腔体积的增加, 流体充填速度逐渐减缓, 但压强稳定值保持不变。头腔压强在达到

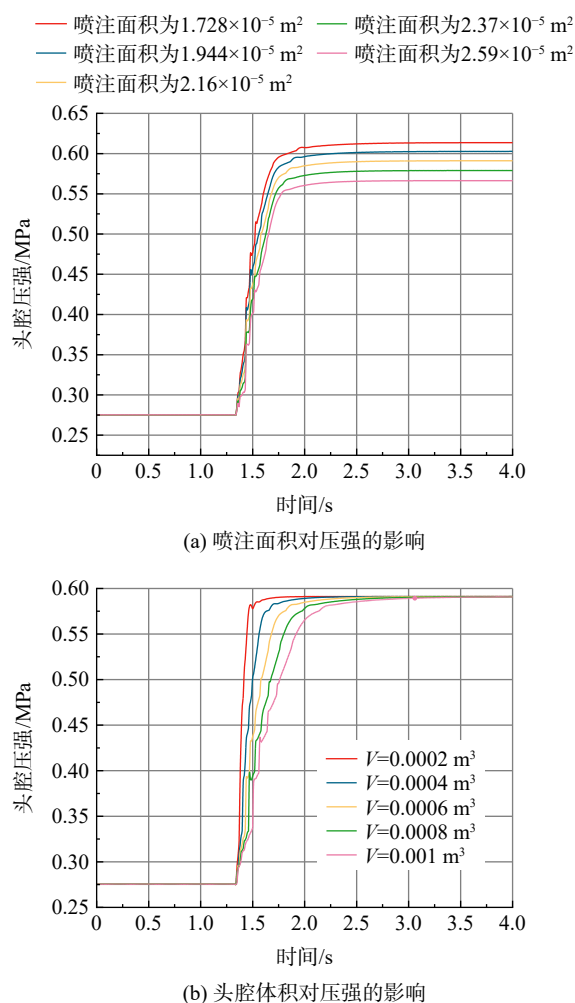


图 10 头腔结构参数的影响

Fig. 10 Influence of structural parameters of head cavity

较高压强时所需的时间有所差异,因此改变体积可以起到一定程度上调节时序的作用。

2.3.3 头腔摩擦因数的影响

以分布参数模型中第 4 段仿真数据作为参照,改变摩擦因数,探究沿程阻力对头腔建压过程的影响,如图 11 所示,随着摩擦因数的增加,压强值有所降低。摩擦因数的增加导致速度单元内速度变化减缓,影响了充填速度,建压速度下降,并且使每个充填单元之间的压强损失增加,从而导致第 4 段的压强曲线稳定值有所下降。

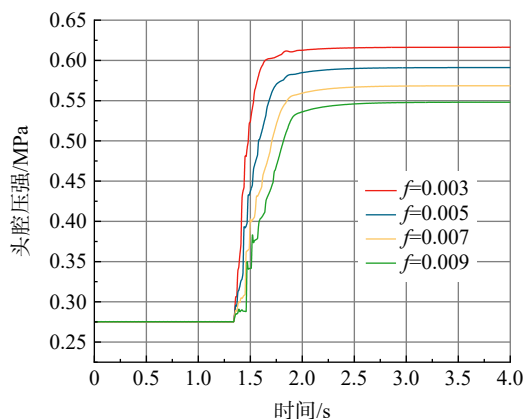


图 11 摩擦因数对压强的影响

Fig. 11 Effect of drag coefficient on pressure

3 结 论

本文通过实验确定了马尔基涅利经验关系式所需的系数 n ,并基于有限元分割的思想建立了有气体吹入的燃气发生器头腔充填的一维分布参数模型,建立了仿真模型,通过对比仿真曲线与实验曲线发现仿真结果与实验结果最大误差仅为 0.429%。对有气体吹入的燃气发生器头腔充填过程进行仿真计算,仿真结果表明:

1) 集中参数模型基于经验关系式,计算简单,但需要实验数据的支撑;一维分布参数模型基于有限元分割思想,可以表示各个有限元单元内的参数变化,能更好地反映燃料头腔的充填过程,模型准确度很高,误差小,但需对较为复杂的两相流动和流动阻力进行分析计算。这两种模型都具有模块化的特点,可用于系统仿真中。

2) 对充填过程中头腔结构参数的影响进行了研究,结果表明随着喷嘴喷注面积的增加,头腔内建压速度逐渐减缓,且压强稳定值有所下降。不同的喷嘴喷注面积会致使压强稳定值存在轻微差异,在设计时需考虑喷嘴的影响。头腔容积的

改变不影响头腔压强稳定值,仅改变头腔建压时间。沿程阻力的增加,不仅会使压强值有所降低,而且还会导致速度单元内速度变化减缓,影响充填速度,使每个充填单元之间的压强损失增加。

参考文献:

- [1] 谭永华. 大推力液体火箭发动机研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(10): 1303-1308.
TAN Yonghua. Research on large thrust liquid rocket engine[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(10): 1303-1308. (in Chinese)
- [2] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [3] 汪小卫, 金平, 张国舟, 等. 全流量补燃循环试验发动机启动过程[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 407-411.
WANG Xiaowei, JIN Ping, ZHANG Guozhou, et al. Start-up in a subscale full flow staged combustion cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 407-411. (in Chinese)
- [4] 孙靖阳, 马原, 张森, 等. 燃气发生器内气体吹除过程压降特性实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(3): 79-85, 96.
SUN Jingyang, MA Yuan, ZHANG Miao, et al. Experimental study of pressure drop characteristics on gas injection and emulsification process in gas generator chamber[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(3): 79-85, 96. (in Chinese)
- [5] 岳春国, 李进贤, 侯晓, 等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学(E辑: 技术科学), 2009, 39(3): 464-468.
YUE Chunguo, LI Jinxian, HOU Xiao, et al. Summary of variable thrust liquid rocket engine[J]. Science in China (Series E: Technological Sciences), 2009, 39(3): 464-468. (in Chinese)
- [6] 张小平, 丁丰年. 富氧补燃循环发动机启动过程[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 82-85.
ZHANG Xiaoping, DING Fengnian. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 82-85. (in Chinese)
- [7] 马冬英, 卢钢, 张小平, 等. 液氧/甲烷燃气发生器试验研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 21-26.
MA Dongying, LU Gang, ZHANG Xiaoping, et al. Research on hot tests of LOX/methane gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 21-26. (in Chinese)
- [8] DRESSLER G. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE[R]. AIAA-2006-5220, 2006.
- [9] CASIANO M J, HULKA J R, YANG V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [10] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.
- [11] BELYAEV E N, CHVANOV V K, CHERVAKOV V V. The outflow of a two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of a gas generator when starting a liquid-propellant rocket engine[J]. High Temperature, 2005, 43(3): 446-451.
- [12] 张远君. 两相流体动力学: 基础理论及工程应用[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987.
- [13] 李程, 刘站国, 徐浩海. 双推力室启动同步性研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(4): 16-21, 56.
LI Cheng, LIU Zhanguo, XU Haohai. Study on synchronous ignition of dual-thrust chamber engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(4): 16-21, 56. (in Chinese)
- [14] 谭永华, 杜飞平, 陈建华, 等. 液氧煤油高压补燃循环发动

- 机深度变推力系统方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1201-1209.
- TAN Yonghua, DU Feiping, CHEN Jianhua, et al. Study on deep variable thrust system of LOX/kerosene high pressure staged combustion engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1201-1209. (in Chinese)
- [15] GAUFFRE M C, NEAU H, SIMONIN O, et al. Numerical simulation of dome filling in an experimental rocket engine mockup[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(3): 617-627.
- [16] 刘昆, 张育林. 液体推进系统充填过程的有限元状态变量模型[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 19-21.
- LIU Kun, ZHANG Yulin. Finite element state-variable models for the priming process of feed lines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 19-21. (in Chinese)
- [17] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [18] 陈宏玉, 刘红军, 陈建华, 等. 基于谱方法的管路充填过程仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 2134-2139.
- CHEN Hongyu, LIU Hongjun, CHEN Jianhua, et al. Investigation of priming process of propellant lines using Fourier spectral method [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2134-2139. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)