

液氧甲烷燃气发生器燃烧不稳定性预测仿真

鞠睿立¹, 乔文通¹, 张冰冰¹, 成锦博¹, 李敬轩¹, 富庆飞^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 宁波创新研究院, 浙江 宁波 315100)

摘 要: 燃烧不稳定现象严重危害着火箭发动机的正常工作, 预测并消除燃烧不稳定对提高系统可靠性意义重大。为了研究某型号液体火箭发动机燃气发生器的高频纵向燃烧不稳定问题, 基于热声解耦法对两种给定工况在 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模式下的燃烧不稳定性进行预测。采用通用 CFD 软件 Fluent 对稳态燃烧场及不同来流扰动频率下的非稳态燃烧场进行数值仿真计算, 提取热释放率并计算火焰传递函数。结合声学仿真求解热源扰动下燃烧室的 Helmholtz 方程, 得到模式频率及声学模式增长率, 进而判断出对应声学模式下燃烧室的热声不稳定性。结果表明: 在 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模式下, 工况 1 能够稳定燃烧, 而工况 2 出现燃烧不稳定现象。热声解耦法对于预测液氧甲烷发动机燃烧不稳定性可提供一定的参考。

关键词: 液体火箭发动机; 燃烧不稳定; 数值模拟; 热声解耦; 声学模式

中图分类号: V434.22

文献标志码: A

文章编号: 1672-9374(2025)01-0156-12

Numerical simulation to predict the combustion instability of liquid oxygen/methane gas generator

JU Ruili¹, QIAO Wentong¹, ZHANG Bingbing¹, CHENG Jinbo¹, LI Jingxuan¹, FU Qingfei^{1,2}

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Ningbo Institute of Technology, Beihang University, Ningbo 315100, China)

Abstract: The phenomenon of unstable combustion seriously endangers the normal operation of rocket engines, predicting and eliminating unstable combustion is of great significance for improving system reliability. In order to study the high-frequency longitudinal combustion instability of a certain liquid rocket engine gas generator, the combustion instability of two given conditions under the second-order longitudinal, zero-order tangential and zero-order radial mode was predicted based on the thermos-acoustic decoupling method. The general CFD software Fluent was used to simulate the steady-state combustion field and the combustion field under different incoming flow disturbance frequencies, extract

收稿日期: 2023-10-07 修回日期: 2025-01-15

基金项目: 国家自然科学基金(12272026, 11922201, U1837211)

作者简介: 鞠睿立(1999—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机燃烧不稳定仿真。

通信作者: 富庆飞(1983—), 男, 博士, 教授, 研究领域为液体火箭发动机推进剂雾化机理、喷注器动力学及燃烧不稳定。

引用格式: 鞠睿立, 乔文通, 张冰冰, 等. 液氧甲烷燃气发生器燃烧不稳定性预测仿真[J]. 火箭推进, 2025, 51(1): 156-167.

JU R L, QIAO W T, ZHANG B B, et al. Numerical simulation to predict the combustion instability of liquid oxygen/methane gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2025, 51(1): 156-167.

the heat release rate and calculate the flame transfer function. Combined with acoustic simulation, the Helmholtz equation of combustion chamber under heat source disturbance was solved, the modal frequency and acoustic modal growth rate were obtained, and then the thermal acoustic instability of the combustion chamber under corresponding acoustic mode was determined. The results show that the condition 1 is stable under the 2-order longitudinal and 0-order tangential and 0-order radial mode, while condition 2 exhibits combustion instability. The thermoacoustic decoupling method can provide a reference for predicting the combustion instability of liquid oxygen methane engines.

Keywords: liquid rocket engine; combustion instability; numerical simulation; thermoacoustic decoupling; acoustic mode

0 引言

燃烧不稳定现象广泛存在于航空航天推进系统中,具有极大的破坏性,对系统稳定和可靠性造成了严重的威胁。燃烧不稳定发生时,燃烧室内的温度、压力剧烈振荡,并伴随着传热加剧,可能导致发动机部件过热失效或发生疲劳破坏,并最终使得发动机无法正常工作,严重的还会导致喷注器和燃烧室壳体材料变形、烧毁,甚至发生爆炸。

然而,由于燃烧不稳定涉及的物理过程繁多,发动机结构尺寸、喷注分布、初始状态等因素相互影响,推进剂相态、液滴直径等也会燃烧不稳定性对产生重要影响^[1-2],难以通过试验得出普遍性的影响规律。因此,燃烧不稳定性的预测具有相当大的难度。实际工程中,由于试验结果具有一定的随机性,对于出现燃烧不稳定的发动机,往往通过大量试验才能确定造成燃烧不稳定的主要因素。这大大增加了研制的成本,也延长了发动机的研制周期。

早在 20 世纪 50 年代末,美国 F-1 火箭发动机的地面测试中,燃烧不稳定现象已被发现。为确保发动机安全工作,排除燃烧不稳定现象,各国科研人员均开展了大量理论与科学试验^[3-5]。其中, Schuller 等^[4]对多种燃烧室结构开展声学分析,提出可采用声学耦合指标表征燃烧室和增压室之间的低频声学相互作用强弱,并通过理论推导得出发生自激振荡的解耦条件与振荡频率的解析表达式。

Klein 等^[5]对液氧/甲烷模型燃烧室进行多组点火测试,考虑两相流作用,建立了燃烧室和喷嘴在瞬态过程中声学模态变化的预测模型。白晓^[6]研究了气液同轴离心式喷嘴自激振荡对火焰振荡及不稳定燃烧的影响,提出喷雾及火焰的振荡频率与燃烧室的固有声学频率耦合会引起不稳定燃烧。

近年来,得益于计算机技术的进步和计算流体力学、计算燃烧学等相关学科的发展,针对燃烧过程的其他低阶模型得到了进一步发展完善。而随着仿真模型准确度的提升和 CFD 软件的兴起,数值模拟法也逐渐成为了预测液体火箭发动机燃烧不稳定的几种主要方法之一。

Nicoud 等^[7]开发了三维声学求解器 AVSP,用于模拟和分析燃烧系统中的热声模态;对火焰响应幅值较小与较大两种条件,分别采用渐进展开法与迭代法求解火焰对声学模态的影响。Li 等^[8]集成了线性火焰传递函数 FTF、非线性 G 方程模型等火焰模型,基于 MATLAB/Simulink 开发了开源的燃烧不稳定低阶模拟器 OSCIOS。Cha 等^[9]应用该程序成功预测了燃气轮机燃烧室的燃烧不稳定性,程序预测结果与实验数据吻合较好,证明了该程序的有效性。

Hwang 等^[10]采用大涡模拟对 DLR-BKD 燃烧室进行燃烧不稳定性分析,对比了燃烧稳定和发生燃烧不稳定条件下的火焰特性,结果表明极限环维持的主要条件是 RI(Rayleigh index)为正。杨旸和余志健^[11]采用大涡模拟结合激励响应法提取火焰传递函数,将旋流预混火焰的火焰形状分为 3 种类型,并分析了 3 种火焰形状对应的主要几何控制参数。

Laera 等^[12]研究了由风室、可变长度燃烧室组成的多级燃烧系统的热声不稳定性,采用 κ - τ 方法建模热释放率波动,结合有限元分析和燃烧器传递矩阵(Burner transfer matrix, BTM)方法模拟燃烧系统的声学响应,发现该方法对燃烧室几何尺寸、工况条件变化具有较高的敏感性,能够捕捉这些微小变化对热声不稳定性的影响;此外,将计算结果与全尺寸燃烧实验的不稳定模态波形对比,验证了该方法的有效性。

汪广旭等^[13]改进了高频纵向集总燃烧模型,认为燃烧速率由液滴蒸发控制,并由推进剂雾化、蒸发模型确定液滴蒸发速率的轴向分布与集中释热位置,对集中燃烧位置的计算更加准确。此外,将原模型采用的零维波动方程扩展到三维,使之能考虑喷注流强分布。最后,基于改进模型研究了喷注流强分布对高频纵向燃烧稳定性的影响。

综上所述,虽然已通过实验和数值仿真方法对火箭发动机燃烧不稳定现象进行了大量研究,但数值仿真法仍存在计算量过大的问题。本文将某型号液氧甲烷火箭发动机的燃气发生器作为研究对象,针对实际出现燃烧不稳定现象的2阶纵向-0阶切向-0阶径向模态,采用热声解耦法开展数值仿真研究,对两种给定工况下燃烧室的不稳定性进行预测。

1 物理模型

1.1 燃气发生器模型

燃气发生器结构及其喷注面板上的喷嘴分布分别如图1、图2所示。72个喷嘴在喷注面板上沿4周同心圆均匀排布,尺寸关系 $D_1 : D_2 : D_3 : D_4 = 1 : 1.66 : 2.32 : 2.97$ 。

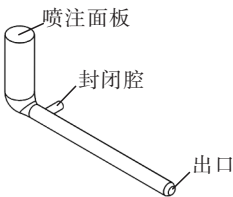


图1 燃气发生器
Fig.1 Gas generator

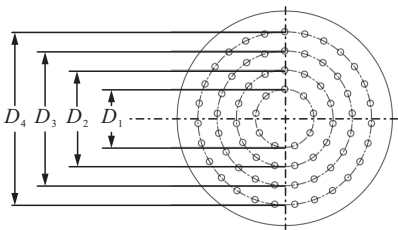


图2 喷注面板上的喷嘴分布
Fig.2 Distribution of injectors on the injector faceplate

1.2 同轴直流式喷嘴模型

喷注面板上所采用的喷嘴为同轴直流式喷嘴,

喷嘴内流域结构如图3和图4所示。中心为氧路,外侧环缝为甲烷路,氧喷嘴缩进2.5 mm。

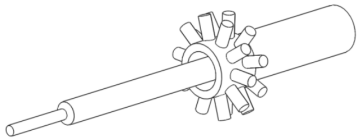


图3 喷嘴内流域结构
Fig.3 Internal fluid field of the injector

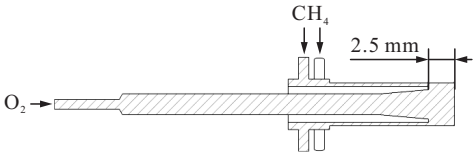


图4 喷嘴内流域截面
Fig.4 Cross section of internal fluid field for the injector

1.3 燃烧室工况

采用液氧/液甲烷推进剂,各喷嘴工况均相同。燃烧室压力及单个喷嘴的入口条件如表1所示。

表1 燃烧室工况
Tab.1 Working conditions of combustion chamber

工况	燃烧室 压力/MPa	工质	流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	喷前 温度/K	喷前 压力/MPa
1	7.9	甲烷	0.12	110	9.2
		氧	0.05	90	10.3
2	7.8	甲烷	0.12	130	9.1
		氧	0.04	120	9.7

1.4 计算域及网格划分

1.4.1 燃烧场网格划分

由于各喷嘴工况均相同,且直接进行全尺寸计算所需的计算资源耗费较大,难以承受。在不影响计算准确性的前提下,本文仅计算了单喷嘴的燃烧场。对于同轴直流式喷嘴,燃烧室中沿周向的各个物理量的参数值变化不大,简化喷嘴结构对燃烧场计算的影响较小^[14-15]。为进一步减少计算量,在计算域中简化了喷嘴结构。

计算域横截面面积为燃烧室横截面面积/喷嘴数目,即计算域径向尺寸取为等效直径16.50 mm。为确保下游流场充分发展,参考文献[16],将计算

域轴向长度取为 200 mm,约为 70 倍氧喷嘴通道直径。

计算域建模及网格划分情况分别如图 5、图 6 所示,其中,在喷嘴出口下游的中心位置处进行了网格局部加密。

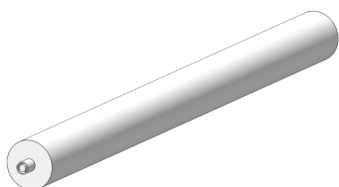


图 5 计算域建模

Fig. 5 Geometry of the computational domain

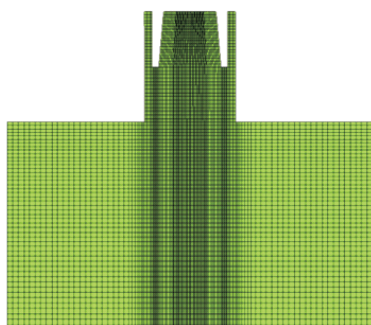


图 6 网格局部剖面

Fig. 6 Cross section of the mesh

1.4.2 声学网格划分

为了对燃烧室进行声学模态仿真,需对该部分进行声学网格划分。尽管本文主要关注燃烧室内的声学模态,但考虑到下游管道可能影响燃烧室声学特性,采用完整的燃气发生器几何结构划分了声学网格,并将管道出口设为声学闭口边界。采用非结构化四面体网格进行了划分,对热源处进行网格加密,网格数量为 84 万,网格划分情况如图 7 所示。

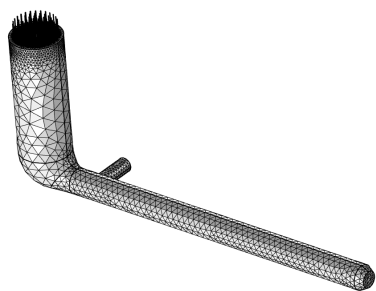


图 7 声学计算网格

Fig. 7 Mesh of the acoustic field solution

2 数值模型与方法

2.1 热声解耦法

在本文中,由于燃烧室内的流动速度相对较低,可近似将燃烧与声学计算解耦,认为火焰扰动的来源主要来自上游的流量扰动(速度脉动或当量比脉动)。将该扰动下的燃烧响应(一般为燃烧热释放率脉动)表征为火焰传递函数,采用数值仿真方法得到火焰传递函数,并将其代入求解 Helmholtz 方程^[17],解出各声学模态下的复数特征值。依据模态增长率的大小(即特征值虚部)分析燃烧室在对应声学模态下的燃烧不稳定性。若模态增长率为正,燃烧在该声学模态上是稳定的;反之增长率为负则不稳定^[18-19]。且增长率越小,稳定性越差。

火焰传递函数^[20]的定义为

$$F_j(t) = \frac{q'_j}{u'_r} \quad (1)$$

式中: q'_j 为燃烧热释放率脉动; u'_r 为参考点速度脉动。

由于预测在频域下进行,将式(1)进行傅里叶变换,得出

$$\hat{F}_j(f) = n_j e^{i\varphi_j} \quad (2)$$

式中: $n_j = \frac{\hat{q}_j}{\hat{u}_r}$, \hat{q}_j 为 q'_j 在频率 f 的扰动幅值; φ_j 为 q'_j

和 u'_r 的相位差。进口质量扰动为正弦形式,定义从进口质量扰动 \dot{m}' 到燃烧热释放率脉动 q'_j 之间的传递函数 $H_j(t)$,即

$$H_j(t) = \frac{q'_j}{\dot{m}'/\dot{m}} = \frac{q'_j}{\alpha \sin(2\pi f t)} \quad (3)$$

式中 α 为扰动幅值与平均进口流量的比。

从进口质量扰动到参考点速度扰动之间的传递函数 $G_j(t)$ ^[21]为

$$G_j(t) = \frac{u'_r}{\dot{m}'/\dot{m}} = \frac{u'_r}{\alpha \sin(2\pi f t)} \quad (4)$$

通过对各个火焰的燃烧热释放率进行处理,提取激振频率上的扰动幅值和相位,并将其代入

$Q^{CM} = -\frac{\gamma-1}{\rho^2 c^2} \frac{F_j}{V_j} \nabla p'_r$ 进行仿真计算,结合式(3)和

式(4)即可计算火焰在不同频率和不同扰动幅值下的传递函数。

2.2 声学模型

基于小扰动假设和线性声学理论,将物理量表示为均值和扰动量的和,并通过傅里叶变换将 $\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \bar{\rho} \nabla \cdot \left(\frac{1}{\bar{\rho}} \nabla p' \right) = \frac{(\gamma - 1)}{c^2} \frac{\partial q'}{\partial t}$ 扰动在频域上表示。以压力 p 为例,有

$$p = \bar{p} + p' \quad (5)$$

$$p' = \text{Re}[\hat{p}(x) e^{i\omega t}] \quad (6)$$

式中 ω 为复频率,实部为模态频率,虚部为模态增长率。在线性声学条件下,模态增长率代表初始扰动的增长速度^[22],因此,可依据模态增长率的大小分析燃烧不稳定性。

由文献[22]推导的燃烧室 Helmholtz 方程为

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \bar{\rho} \nabla \cdot \left(\frac{1}{\bar{\rho}} \nabla p' \right) = \frac{(\gamma - 1)}{c^2} \frac{\partial q'}{\partial t} \quad (7)$$

结合火焰传递函数的定义,得到单极域源的表达式为

$$Q^{CM} = -\frac{\gamma - 1}{\bar{\rho}^2 c^2} F_j \nabla p'_r \quad (8)$$

式中 V_j 为第 j 段热源体积。忽略热释放率的轴向梯度,视为紧凑型火焰,并将喷嘴中轴线处温度最高点作为火焰长度。由燃烧场仿真结果计算幅值 n_j 和相位 φ_j ^[23],得到火焰传递函数 F_j ,将火焰传递函数导入 COMSOL Multiphysics 并求解 Helmholtz 方程,计算区域介质的平均温度 \bar{T} 、平均密度 $\bar{\rho}$ 和平均声速 \bar{c} 均取自场数值计算的结果。

对于稳态燃烧场,可采用经典公式^[24]对燃烧室各阶声学模态的频率 f_{nmj} 进行粗略估计,即

$$f_{nmj} = \frac{c_c}{2\pi} \sqrt{k_r^2 + k_{x,n}^2} = \frac{c_c}{2\pi} \sqrt{4 \left(\frac{a_{mj}}{D_c} \right)^2 + k_{x,n}^2} \quad (9)$$

式中: $n, m, j-1, c_c, k_r, k_{x,n}, \alpha_{mj}$ 和 D_c 分别为纵向模态数、切向模态数、径向模态数、燃烧室声速、径向波数、纵向波数、垂纵向方向的波数和燃烧室的直径。

$$k_{x,n} = \frac{n\pi}{l_c} \quad (10)$$

式中 l_c 为燃烧室的长度。一般对于圆柱形, α_{mj} 为贝塞尔函数 $\frac{dJ_m(\alpha_{mj})}{d\alpha_{mj}} = 0$ 的根, α_{mj} 可以通过表 2 进行计算。将由式(9)粗略估计得到的频率设为声学计算的初始值,可提高收敛速度。

表 2 α_{mj} 对应各个模态的值

Tab. 2 α_{mj} corresponding to each mode

$\alpha_{mj}/2\pi$	$m=0$	$m=1$	$m=2$	$m=3$
$j=1$	0.000 0	0.293 0	0.486 1	0.668 6
$j=2$	0.609 8	0.848 5	1.067 3	1.275 7
$j=3$	1.116 6	1.358 6	1.586 7	1.805 8
$j=4$	1.619 2	1.863 1	2.096 1	2.321 4

2.3 燃烧场的数值模型及仿真设置

2.3.1 湍流模型

湍流模型采用 $k-\omega$ BSL 模型^[25],它由标准 $k-\omega$ 模型改进而来,是通过定义混合函数 F_1 将标准 $k-\omega$ 模型和 $k-\omega$ 模型融合。在近壁区域 $F_1 = 1$ 时,应用 $k-\omega$ 模型;在完全发展的流动区域, $F_1 = 0$, 转化为 $k-\omega$ 模型,这样就避免了标准 $k-\omega$ 模型的自由流依赖性。

$k-\omega$ BSL 模型的输运方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (11)$$

式中: G_k 为产生的湍流动能; G_ω 为 ω 的产生量; Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散率; Y_k 和 Y_ω 分别为由于湍流产生的 k 和 ω 的耗散; D_ω 为交叉扩散项; S_k 和 S_ω 为自定义源项。有效扩散率的定义为

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (12)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (13)$$

式中 σ_k 和 σ_ω 分别为 k 和 ω 的湍流普朗特数。

$$\sigma_k = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{k,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{k,2}}} \quad (14)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{\omega,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{\omega,2}}} \quad (15)$$

混合函数 F_1 的定义为

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (16)$$

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2} \right] \quad (17)$$

$$D_\omega^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (18)$$

式中: y 为到下一个表面的距离; D_{ω}^{+} 为交叉扩散项 D_{ω} 的正部分。

2.3.2 化学反应模型

对于甲烷/氧的非预混燃烧,化学反应可采用涡耗散模型^[26]。该模型认为反应速率由湍流混合控制,忽略了复杂的化学动力学计算,计算速度较快。

涡耗散模型中物质的生成速率定义为

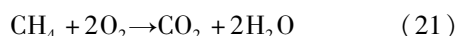
$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A_{EDC} \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{Y_{\mathfrak{R}}}{v'_{\mathfrak{R},r} M_{w,\mathfrak{R}}} \right) \quad (19)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A_{EDC} B_{EDC} \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}} \right) \quad (20)$$

式中: Y_p 为产物的质量分数; $Y_{\mathfrak{R}}$ 为反应物的质量分数; A_{EDC} 、 B_{EDC} 均为经验系数, $A_{EDC} = 4.0$, $B_{EDC} = 0.5$ 。

在式(20)中,化学反应速率由大涡混合时间尺度 k/ε 控制。 $k/\varepsilon > 0$ 成立,则反应进行,无需点火源启动反应。

反应过程采用单步不可逆燃烧反应机理进行描述,即



其反应速率采用 Arrhenius 公式进行描述,即

$$k_f = AT^{\beta_f} e^{-E_f/RT} \quad (22)$$

$$R_f = k_f c_1^{n_1} c_2^{n_2} \quad (23)$$

式中: k_f 为反应速率常数; A 为指前因子; β_f 为温度指数; E_f 为反应活化能; R_f 为反应的摩尔速率; c_1 、 c_2 分别为甲烷和氧对应的反应物的摩尔浓度; n_1 、 n_2 分别为甲烷和氧对应速率指数。其中一些反应机理常数如表 3 所示。

表 3 反应机理的速率常数

Tab. 3 Rate constant of reaction mechanism

$A/(\text{m}^3 \cdot \text{kmol}^{-1} \cdot \text{s}^{-1})$	n_1	n_2	β_f	$E_f/(\text{J} \cdot \text{kmol}^{-1})$
2.119×10^{11}	0.2	1.3	0	2.027×10^8

2.3.3 计算设置

仿真计算基于 ANSYS Fluent 2021,采用 SRK 状态方程^[27]描述甲烷、氧混合物的密度等物性参数,采用 Refprop 物性库查询得到甲烷、氧的比热容。甲烷、氧入口均采用质量流量入口,依照工况要求给定燃料及氧化剂质量流量、静压及温度。壁面采用无滑移边界条件。出口条件采用压力出口,给定

湍流强度和水力直径。

在稳态仿真方面,采用 SIMPLEC 进行求解,压力插值方案设为 PRESTO!,初始化采用混合初始化 (Hybrid initialization)。在瞬态仿真方面,仿真时间步长取 $3 \times 10^{-6} \text{ s}$,满足 Courant-Fredreichts-Lewy (CFL) 条件。求解算法采用 PISO,压力插值方案采用 PRESTO!,初始化采用混合初始化。由于给定工况下瞬态计算难以收敛,尽管缩短时间步长或增加迭代次数对收敛性略有改善,但却大大增长了计算时间。为提高计算效率,先将计算域尾部圆截面的出口压力降低为 5 MPa,计算时长达到约 2 ms 后,当观察到大致规则的火焰形状时,将出口压力升高为 7.8 ~ 7.9 MPa 继续迭代计算。待燃烧场稳定后,对氧路或燃料路施加质量流量扰动继续进行计算,然后记录燃烧场在两个扰动周期内的关键热力参数数据。

3 结果与讨论

3.1 网格无关性验证

采用工况 1 进行稳态计算开展网格无关性验证。图 8 所示的计算域所用的 3 种的网格数量分别为 179 万、279 万、355 万,以单个喷嘴计算域沿着中心轴线的温度分布作为检验网格无关性的参数。

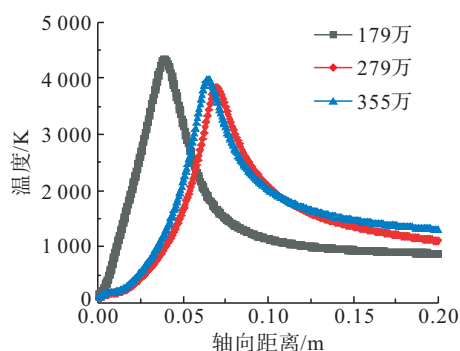


图 8 网格无关性验证

Fig. 8 Grid independency study

由图 8 可得,179 万网格与 279 万网格在火焰长度、最高温度预测方面均有明显偏差。进一步增大网格数量至 355 万时,其计算结果与 279 万网格数量时的结果相差不大,说明此时网格数量对仿真计算的结果影响较小。为节省计算资源,采用了 279 万数量的网格进行计算。

3.2 稳态燃烧场计算结果

火焰长度的仿真结果约为 0.052 m(工况 1)、0.040 m(工况 2),稳态流场的参数分布(温度、声速、密度和 O_2 质量分数)如图 9~图 12 所示。由计算结果可知,燃烧场的平均温度沿轴向先是逐渐上升,到达最高点后下降。在距离喷注面板 0.1 m 附近时平均温度转为缓慢下降。平均声速的变化趋势与平均温度相似。平均密度先是下降至最低点,而后略微升高,直至趋于平缓。在该燃烧场的反应过程中,由于稳态条件下燃烧室压强恒定,声速和密度变化主要是受到温度和组分的影响。

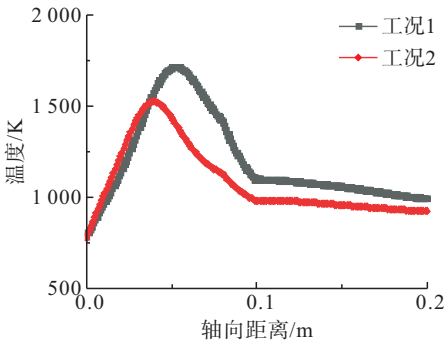


图 9 轴向平均温度分布

Fig. 9 Axial distribution of average temperature

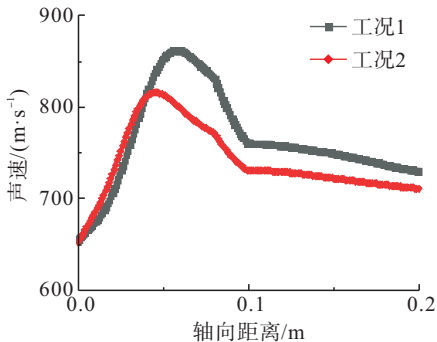


图 10 轴向平均声速分布

Fig. 10 Axial distribution of average sound velocity

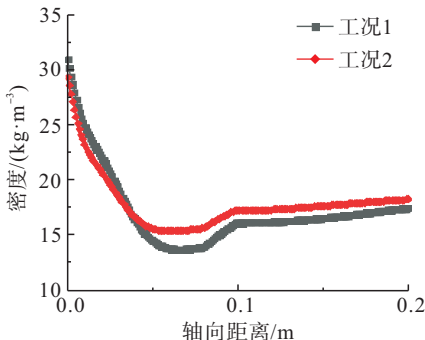


图 11 轴向平均密度分布

Fig. 11 Axial distribution of average density

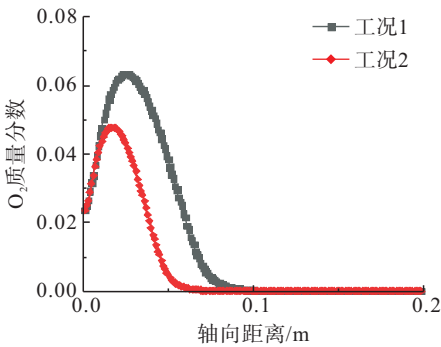


图 12 轴向平均 O_2 质量分数分布

Fig. 12 Axial distribution of average mass fraction of O_2

3.3 声学模态估算

采用 2.2 节所介绍的经典公式法粗估燃烧室声学模态频率。燃烧室直径 $D_c \approx 140$ mm,燃烧室当量长度 $l_c \approx 465$ mm。

采用单喷嘴稳态燃烧场的平均总温、平均声速作为燃烧室平均总温、平均声速的估值,将其代入式(8)得到两种工况下燃烧室的声学模态频率,如表 4、表 5 所示。

表 4 燃烧室各个模态频率粗估(工况 1)

Tab. 4 Estimation value of mode frequencies in the combustion chamber (condition 1)					Hz
模态	0 切-0 径	1 切-0 径	2 切-0 径	0 切-1 径	
0 纵	0	3 182	5 279	6 623	
1 纵	819	3 286	5 343	6 673	
2 纵	1 639	3 579	5 528	6 822	
3 纵	2 458	4 021	5 823	7 064	

表 5 燃烧室各个模态频率粗估(工况 2)

Tab. 5 Estimation value of mode frequencies in the combustion chamber (condition 2)					Hz
模态	0 切-0 径	1 切-0 径	2 切-0 径	0 切-1 径	
0 纵	0	3 029	5 025	6 303	
1 纵	780	3 128	5 085	6 352	
2 纵	1 560	3 407	5 261	6 494	
3 纵	2 339	3 827	5 543	6 724	

以两种工况的 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向频率作为迭代初始值,对相应的模态频率进行进一步地精确计算,计算结果分别为 1 846.8 Hz(工况 1)、1 792.7 Hz(工况 2)。

3.4 扰动施加位置的确定

由于该燃烧室的喷嘴为非预混模式,因此在加扰动进行火焰的仿真时,需要考虑将扰动是加在燃料路还是氧路这两种情况。

图 13 为喷嘴出口处的速度脉动分布图,可以看出,内圈氧通道的速度脉动值大于外圈甲烷通道的速度脉动值。当扰动加在氧通道上时,声学仿真中热源所取的参考速度较大,也就赋予了较大的热源。相对于燃料路来说,当相同的扰动施加在氧路上时,燃烧室则更容易产生燃烧不稳定现象。因此,将扰动施加在氧路上。

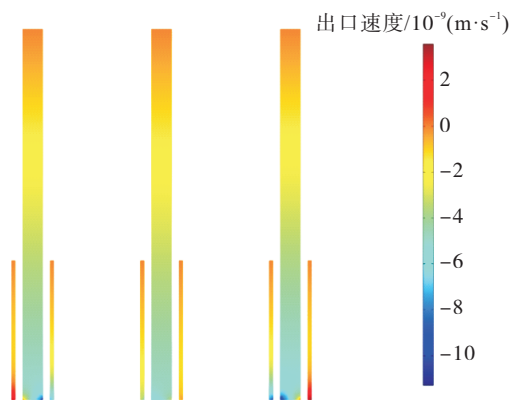


图 13 喷嘴出口速度脉动分布

Fig. 13 Velocity pulsation distribution at the injector outlet

3.5 来流扰动下的燃烧场计算结果

由 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模态频率的计算结果,选取 1 600 Hz、1 800 Hz、2 000 Hz 这 3 个氧路质量流量扰动频率^[21,28-29],扰动幅值 $\alpha = 0.1$ 。

在来流扰动下,两种工况的燃烧场均发生周期性变化,且火焰形态较为相似。与文献[29-30]中的仿真结果对比可得,燃烧场结构基本合理。

图 14 为工况 1 中来流扰动频率为 1 600 Hz 时,燃烧室中轴面温度 T 在一个周期内的云图变化。将中轴线处温度最高点到喷嘴的距离视为火焰长

度,并将该点轴向位置以黑色虚线标出。可以看出,来流扰动下,火焰长度发生周期性变化。

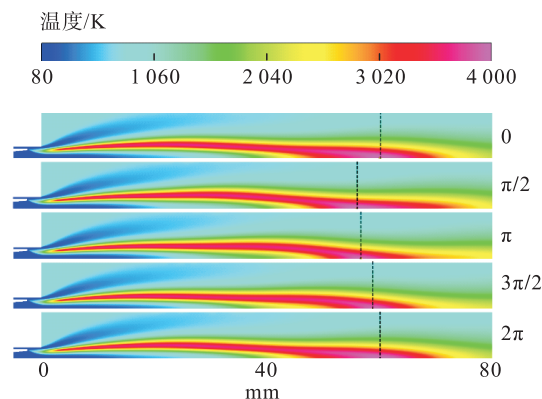


图 14 $f = 1\ 600\ \text{Hz}$ 时,中轴面温度分布(工况 1)

Fig. 14 Temperature distribution at the center plane, $f = 1\ 600\ \text{Hz}$ (condition 1)

3.5.1 热释放率计算结果

图 15、图 16 分别为工况 1 中氧路质量流量扰动频率为 1 600 Hz 时,燃烧室中轴面处的燃烧热释放率分布和喷嘴缩进段处的燃烧热释放率分布在一个周期内的云图变化。从图 15 和图 16 中可以看出:燃烧热释放率主要分布在喷嘴出口下游外侧狭长的高温燃烧区域中,且随着向下游发展,热释放率在逐渐减小。燃烧室喷嘴出口流场的燃烧热释放率在来流扰动下会发生周期性的变化,且在喷嘴缩进段处热释放率达到最大。

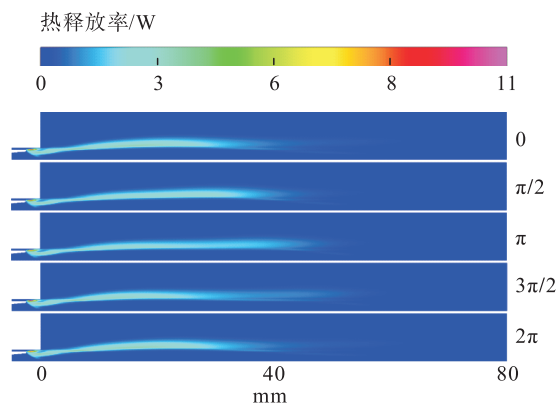


图 15 $f = 1\ 600\ \text{Hz}$ 时,中轴面燃烧热释放率分布(工况 1)

Fig. 15 Combustion heat release rate distribution at the center plane, $f = 1\ 600\ \text{Hz}$ (condition 1)

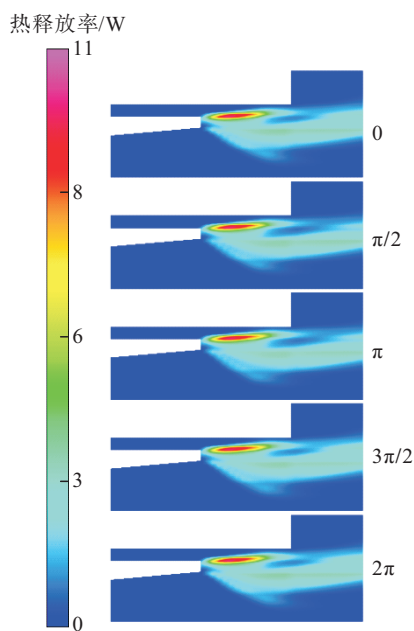


图 16 $f=1600$ Hz 时,喷嘴缩进段燃烧热释放率分布(工况 1)

Fig. 16 Combustion heat release rate distribution at the inlet distance of injector, $f=1600$ Hz (condition 1)

图 17 为工况 1 的氧路质量流量扰动频率为 1600 Hz 时,燃烧室总热释放率脉动随时间变化曲线。

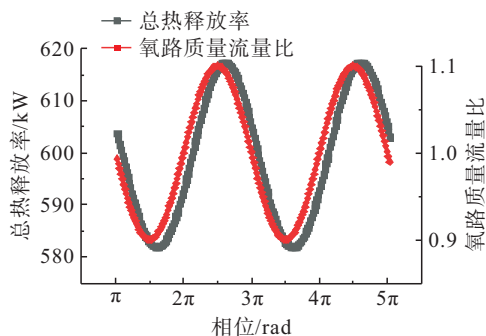


图 17 $f=1600$ Hz 时,总热释放率脉动随时间变化(工况 1)

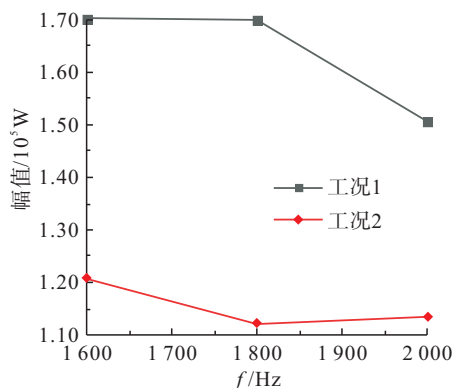
Fig. 17 The relation curve of total combustion heat release rate with time, $f=1600$ Hz (condition 1)

在本文所计算的工况下,若对推进剂流量施加正弦扰动,燃烧室总热释放率随时间亦呈正弦曲线变化。总热释放率的振荡频率与氧路质量流量的扰动频率相同,且两者存在一定的相位差。

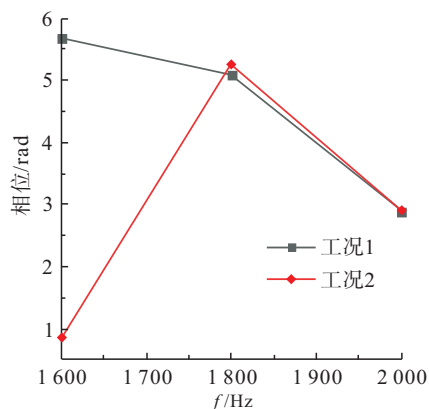
3.5.2 火焰传递函数的计算结果

图 18 为单喷嘴的火焰传递函数。通过对数值仿真结果的数据处理,可得到整个燃烧室在两种工况下的火焰传递函数。对于工况 1 和工况 2,随着

扰动频率的增加,幅频特性的幅值整体上是减小的。然而对于相频特性,工况 1 的相位随着频率的增大而减小,工况 2 的相位随着频率的增大是先增大而后减小的。



(a) 幅频特性



(b) 相频特性

图 18 火焰传递函数的幅值相位图

Fig. 18 The flame transfer function of amplitude and phase

3.6 燃烧室的声学模态分析

采用 3.5 节所得火焰传递函数设置声学仿真中的热源,求解热源扰动下的 Helmholtz 方程。由上文简化模型的初步计算得知,该燃烧室的 2 阶纵向模态在 1800 Hz 附近,以 3.3 节所得频率作为仿真计算所用的初始迭代频率,以期缩短计算时间并提高效率。燃烧室内压力的模态分析结果如图 19 所示,声学模态计算结果如表 6 所示。对于 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模态,预测工况 1 的模态增长率为 +15.054,复频率的虚部为正,此时没有出现燃烧不稳定。而工况 2 的模态增长率为 -31.367,复频率的虚部为负,此时出现了燃烧不稳定现象。热声解耦法对于预测液氧甲烷发动机燃烧不稳定性可提

供一定的参考。

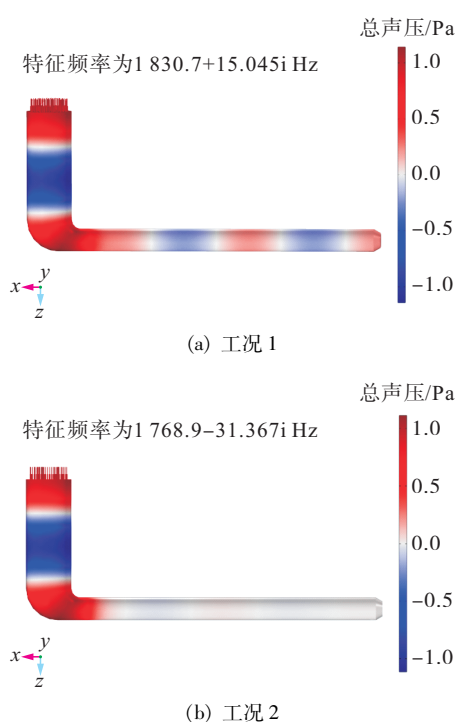


图 19 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向压力的模态分布

Fig. 19 Sound pressure distribution of the 2-order longitudinal, 0-order tangential and 0-order radial mode

表 6 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模态分析结果

Tab. 6 The 2-order longitudinal, 0-order tangential and 0-order radial mode

工况	复频率	模态频率/Hz	模态增长率	稳定性
1	$1830.7 + 15.054i$	1830.7	+15.054	稳定
2	$1768.9 - 31.367i$	1768.9	-31.367	不稳定

4 结论

本文基于热声解耦法,通过数值仿真得到了液氧甲烷火箭发动机燃气发生器在两种给定工况下的 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模态频率及声学模态增长率,并预测了对应工况下的燃烧不稳定性,主要结论如下。

1) 燃烧热释放率主要分布在氧喷嘴下游狭长的高温燃烧区域,且热释放率在喷嘴缩进段达到峰值。这表明喷嘴缩进段对燃烧室热释放率分布有重要影响。

2) 在本文所计算的工况下,若对推进剂流量施加正弦扰动,燃烧室总热释放率随时间变化亦呈正弦曲线,且其与流量扰动为同频振荡,两者存在一定的相位差。

3) 对于 2 阶纵向-0 阶切向-0 阶径向模态,预测工况 1 的模态增长率为 +15.054,未出现燃烧不稳定。而工况 2 的模态增长率为 -31.367,出现燃烧不稳定现象。

4) Horschler 等^[31]认为在燃烧室声学模态的研究中,采用全反射壁面是对实际问题的过度简化。因此,未来研究应考虑引入阻抗边界条件,以提高声学仿真的准确性和可靠性。

参考文献

- [1] CHENG Y Z, JIN T, LUO K, et al. Large eddy simulations of spray combustion instability in an aero-engine combustor at elevated temperature and pressure [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108: 106329.
- [2] 刘永婧. 液氧煤油模型发动机高频燃烧不稳定性研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.
- [3] GA Y J. Study on high frequency combustion instability of liquid oxygen kerosene model engine [D]. Beijing: Tsinghua University, 2012.
- [4] 聂万胜, 庄逢辰. 自燃推进剂火箭发动机燃烧不稳定性研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 63-65.
- [5] NIE W S, ZHUANG F C. Hypergolic propellant rocket engine combustion instability studies [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 63-65.
- [6] SCHULLER T, DUROX D, PALIES P, et al. Acoustic decoupling of longitudinal modes in generic combustion systems [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(5): 1921-1931.
- [7] KLEIN S, BÖRNER M, HARDI J S, et al. Injector-coupled thermoacoustic instabilities in an experimental LOX-methane rocket combustor during start-up [J]. CEAS Space Journal, 2020, 12(2): 267-279.
- [8] 白晓. 气液同轴离心式喷嘴自激振荡过程及对喷雾燃烧特性的影响研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2020.
- [9] BAI X. Study on self-excited oscillation process of gas-liquid coaxial centrifugal nozzle and its influence on spray combustion characteristics [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020.

- [7] NICOU D F, BENOIT L, SENSIAU C, et al. Acoustic modes in combustors with complex impedances and multi-dimensional active flames [J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 426-441.
- [8] LI J X, MORGANS A S, XIA Y, et al. The opensource combustion instability low ordersimulator [EB/OL]. <https://www.oscillos.com/index.html>, 2021.
- [9] CHA D J, SONG J K, LEE J G. A case study on combustion instability of a model lean premixed gas turbine combustor with open source code OSCILOS [J]. Journal of the Korean Society of Combustion, 2015, 20(4): 10-18.
- [10] HWANG W S, SUNG B K, HAN W, et al. Real-gas-flamelet-model-based numerical simulation and combustion instability analysis of a GH_2/LO_x rocket combustor with multiple injectors [J]. Energies, 2021, 14(2): 419.
- [11] 杨旸, 余志健. 基于火焰传递函数的旋流预混火焰稳定性分析[J]. 燃气轮机技术, 2021, 34(1): 14-20.
- YANG Y, YU Z J. Stability analysis of a swirling premixed combustor based on flame transfer functions [J]. Gas Turbine Technology, 2021, 34(1): 14-20.
- [12] LAERA D, CAMPA G, CAMPOREALE S M, et al. Modelling of thermoacoustic combustion instabilities phenomena: Application to an experimental rig for testing full scale burners [C]// Turbo Expo: Combustion, Fuels and Emissions. Düsseldorf, Germany: ASME, 2014.
- [13] 汪广旭, 谭永华, 陈建华, 等. 考虑喷注流强分布的纵向稳定性建模与分析[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 124510.
- WANG G X, TAN Y H, CHEN J H, et al. Modeling and analysis of longitudinal stability considering injection intensity distribution [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 124510.
- [14] 韩树焄, 林洁, 俞南嘉, 等. 气氧/气甲烷同轴剪切双喷嘴仿真研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 68-75.
- HAN S T, LIN J, YU N J, et al. Simulation study on gaseous oxygen/methane double injectors with coaxial shear [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 68-75.
- [15] 刘红珍, 田原, 孙纪国. 液氧甲烷单喷嘴燃烧性能数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 56-59.
- LIU H Z, TIAN Y, SUN J G. Numerical simulation of combustion performance of $\text{LO}_x/\text{methane}$ single nozzle [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 56-59.
- [16] ZONG N, YANG V. Near-field flow and flame dynamics of $\text{LO}_x/\text{methane}$ shear-coaxial injector under supercritical conditions [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2309-2317.
- [17] LAERA D, SCHULLER T, PRIEUR K, et al. Flame describing function analysis of spinning and standing modes in an annular combustor and comparison with experiments [J]. Combustion and Flame, 2017, 184: 136-152.
- [18] SONG Y, LI J X, YANG L J. Effect of flame motion on longitudinal combustion instabilities [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 122: 107427.
- [19] LIU X K, QIN L Z, SONG Y, et al. The effect of mean flow on the intrinsic thermoacoustic instabilities in the duct and annular combustion chambers [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 127: 107691.
- [20] YANG Y, LIU X, ZHANG Z H. Large eddy simulation calculated flame dynamics of one F-class gas turbine combustor [J]. Fuel, 2020, 261: 116451.
- [21] 刘倩, 李敬轩, 孙纪国, 等. 高压氢氧火箭发动机推力室燃烧稳定性分析[J]. 火箭推进, 2022, 48(2): 66-75.
- LIU Q, LI J X, SUN J G, et al. Analysis on combustion stability of thrust chamber in high pressure hydrogen-oxygen rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2): 66-75.
- [22] DOWLING A P, STOW S R. Acoustic analysis of gas turbine combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 751-764.
- [23] HAN X S, LI J X, MORGANS A S. Prediction of combustion instability limit cycle oscillations by combining flame describing function simulations with a thermoacoustic network model [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(10): 3632-3647.
- [24] GUO K K, REN Y J, CHEN P, et al. Analysis of spontaneous longitudinal combustion instability in an O_2/CH_4 single-injector rocket combustor [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107209.
- [25] ANSYS Inc. ANSYS fluent theory guide [M/OL]. https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=////Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html, 2021.
- [26] HONUS S, POSPÍŠILÍK V, JURSOVÁ S, et al. Verifying the prediction result reliability using $k-\varepsilon$, eddy dissipation, and discrete transfer models applied on methane

- combustion using a prototype low-pressure burner [J]. *Advances in Science and Technology Research Journal*, 2017, 11(4): 252-259.
- [27] LIN H, DUAN Y Y, ZHANG T, et al. Volumetric property improvement for the Soave-redlich-kwong equation of state [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2006, 45(5): 1829-1839.
- [28] GAO Y S, ZHANG B B, CHENG J B, et al. Influence of flow rate distribution on combustion instability of hypergolic propellant [J]. *Aerospace*, 2022, 9(10): 543.
- [29] 高宇鹏, 李俊杰, 刘巍, 等. 基于热声解耦方法的燃烧不稳定性预测[J]. *实验流体力学*, 2022, 36(1): 11-18.
- GAO Y P, LI J J, LIU W, et al. Prediction of the combustion instability based on the thermos-acoustic decoupling method [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2022, 36(1): 11-18.
- [30] SUN Y Z, CAI T, MOHAMMAD S, et al. RANS simulations on combustion and emission characteristics of a premixed NH_3/H_2 swirling flame with reduced chemical kinetic model [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(12): 17-27.
- [31] HORCHLER T, FECHTER S, HARDI J. Numerical investigation of flame-acoustic interaction at resonant and non-resonant conditions in a model combustion chamber [J]. *Aerospace*, 2024, 11(7): 556.