

氮气隔离对氢气驱动空气激波风洞管内流场特性影响的准一维数值模拟*

屈涛, 慎志豪, 黄成扬, 何林, 孔小平, 吴里银, 罗仕超, 杨烜

(飞行器流体物理重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为解决氢气驱动空气激波风洞中激波管内氢气与空气接触区掺混燃烧产生的污染物对有效试验时间及试验气体品质的影响问题, 本文提出使用氮气隔离的运行方式, 通过求解准一维热化学非平衡 Navier-Stokes 方程, 开展了氢气驱动激波风洞典型运行状态下流场的数值模拟研究。对比了氢气直接驱动空气与使用等压氮气进行隔离的流场特性, 主要包括入射激波马赫数、掺混燃烧发生发展情况、激波管内驻室区域压力、温度及组分分布等特性, 获得氮气隔离方式对激波风洞流场特性的影响。结果表明: 氮气隔离对激波管末端入射激波马赫数影响不大, 从激波强度上对总温总压模拟能力影响并不显著, 驻室气体压力曲线振荡幅值减少, 压力提前达到稳定, 小幅度延长有效试验时间; 添加氮气隔离段有效抑制了氢气驱动空气激波风洞管内燃烧的发生, 主要体现在激波管内沿程水组分分布的浓度与展宽显著减小, 激波管末端驻室测点的水组分浓度显著降低, 同时有效抑制了驻室温度曲线骤升即燃烧放热的现象; 在 50 MPa 氢气驱动 0.1 MPa 空气典型工况下, 隔离段长度考虑为低压被驱动段总长 1/3, 能起到很好的抑制氢氧燃烧的同时又避免过多设置氮气隔离长度造成对空气总量的损失。

关键词: 激波风洞; 激波管; 准一维数值模拟; 掺混燃烧

中图分类号: V231.3

国标学科代码: 080701

文献标识码: A

Quasi-one-dimensional numerical simulation study on the effect of nitrogen isolation on flow field characteristics in the shock tube of a hydrogen-driven shock tunnel

QU Tao, SHEN Zhihao, HUANG Chengyang, HE Lin, KONG Xiaoping, WU Liyin, LUO Shichao, YANG Xuan

(National Key Laboratory of Aerospace Physics in Fluids, Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract: To address the adverse effects of contaminants generated by mixing and combustion in the hydrogen-air contact region of the shock tube on both the effective test time and test gas quality in a hydrogen-driven shock tunnel, a nitrogen isolation operating mode was proposed. Numerical simulations were conducted to investigate the flow field under typical operating conditions of the shock tunnel. The quasi-one-dimensional thermochemical non-equilibrium Navier-Stokes equations were solved, where a cubic equation of state was employed to evaluate the thermodynamic properties of high-temperature gases. The wall friction and heat transfer along the tube, as well as the thermochemical non-equilibrium effects, were comprehensively considered. The flow field characteristics under two configurations, namely direct hydrogen-air contact operation and isobaric nitrogen isolation operation, were compared, covering incident shock Mach number, onset and evolution of mixing-induced combustion, as well as pressure, temperature and species distribution in the stagnation chamber of the shock tube. On this basis, the influence of the nitrogen isolation mode on the flow field characteristics of the shock tunnel was clarified. The results show that nitrogen isolation has little effect on the incident shock Mach number at the end of the shock tube, and exerts no notable impact on the tunnel's capability to reproduce total temperature and total pressure in terms of shock strength. The oscillation amplitude of the gas pressure curve in the stagnation chamber is reduced, and the pressure stabilizes earlier, which slightly prolongs the effective test time. The addition of a nitrogen isolation section effectively suppresses combustion inside the shock

*收稿日期: 2026-04-07; 修回日期: 2026-08-31;

第一作者: 屈涛 (1997—), 男, 硕士, 工程师, E-mail: 1498865040@qq.com;

通信作者: 吴里银* (1986—), 男, 博士, 高级工程师, E-mail: wly4256459@163.com。

tunnel. This is mainly manifested in a significant reduction in both the concentration and axial distribution width of water species along the shock tube, as well as a marked decrease in water species concentration at the monitoring point in the stagnation chamber at the end of the shock tube. Meanwhile, it effectively inhibits the sudden rise in the stagnation chamber temperature curve caused by combustion heat release. Under the typical condition of hydrogen at 50 MPa driving air at 0.1 MPa, setting the nitrogen isolation length to approximately one-third of the total length of the low-pressure driven section can achieve satisfactory suppression of hydrogen-oxygen combustion while avoiding excessive loss of available test air caused by an overly long nitrogen isolation section.

Keywords: shock tunnel; shock tube; quasi-one-dimensional numerical simulation; mixing and combustion

激波风洞是在细长管道中利用高压驱动气体急速压缩低压试验气体并产生强激波, 利用入射激波和反射激波的两次压缩提升试验气体总温和总压参数, 再通过拉瓦尔喷管膨胀加速产生高速气流的地面风洞设备 [1]-[2]。氢气驱动是激波风洞主流驱动形式之一, 氢气驱动激波风洞在总温、总压、有效试验时间等综合模拟方面能力最强, 也是目前开展冲压发动机、斜爆震发动机试验研究的最主要设备。氢气驱动激波风洞采用高压氢气(加热氢气可进一步提升驱动能力)作为驱动气体, 在被驱动段中充入试验气体, 初始状态时, 氢气和试验气体通过金属膜片实现物理隔离, 试验时金属膜片瞬间破裂, 高压氢气挤压试验气体并在试验气体中产生入射激波, 入射激波向前传播并压缩试验气体, 入射激波后的试验气体温度、压力、速度均被提升, 与试验气体直接接触的高压驱动氢气在膨胀波作用下同步被加速, 并与试验气体达到速度和压力相容条件。氢气与试验气体直接接触并在高速流动中实现相互渗透, 相互渗透的区域命名为“接触区”, 被氢气渗透的试验气体即被污染。入射激波在激波管端头或喷管喉道收缩区域发生反射, 反射激波与接触区相互作用的复杂流动过程进一步影响渗透效果, 导致试验气体污染程度增加。当试验气体介质为空气时, 接触区的氢氧混合在一定条件下可能发生燃烧, 特别是模拟高总温、高总压来流状态参数时, 往往入射激波速度较高, 强压缩导致试验气体在高温条件下发生振动激发、离解反应等热化学非平衡过程, 燃烧反应与热化学非平衡耦合作用进一步致使额外的物质组分扩散污染试验气体, 导致激波风洞有效试验时间减少。

近年来, 国内外的学者对激波管内污染问题及其对流场结构的影响进行了一系列研究。多数学者聚焦激波管末端反射激波与激波管壁边界层相互作用, 研究驱动气体射流对试验气体造成的污染。R.S.M.Chue 等人 [3]-[4] 基于爆轰驱动方式的 HYPULSE 激波风洞, 使用数值模拟方法研究了反射激波、边界层与接触区相互作用导致试验气体污染, 研究表明, 相比于高压氢气驱动方式, 爆轰驱动方式下的驱动气体通过边界层射流的方式污染试验气体程度更大。中国科学院力学研究所李进平等人 [5] 针对激波/边界层相互作用诱导的激波风洞气体污染问题开展研究, 发现常用的等截面激波管中驱动气体与试验气体在接触区域相互掺混, 并在反射激波与边界层共同作用下, 驱动气体大量掺混至试验气体造成污染, 导致有效试验时间大幅下降。Goozée 等人 [6] 进一步考虑真实破膜过程, 使用分步膜片破裂的方式对试验气体污染问题进行了数值模拟, 研究表明在膜片破裂即激波管启动瞬间, 高低压端由膜片中心位置先形成通域并在轴线位置形成射流, 高压段的驱动气体通过射流掺混至低压试验气体从而造成对试验气体的污染。

在高压氢气与空气接触区掺混燃烧研究方面, Kim 等人 [7] 使用高速相机与纹影设备通过管壁光学窗口对火焰及波系结构进行拍摄, 对驱动压力 6.5~11.3 MPa 条件下氢气驱动空气的火焰结构和位置发展过程进行分析, 研究表明驱动压力越高、被驱动段长度越长, 越容易引发接触区燃烧。Lee 等人 [8] 通过数值计算的方式研究了氢气 (8.7 MPa) 驱动空气 (0.1 MPa) 的激波管内流动, 通过对温度及 OH 组分分布判断燃烧火焰的位置及结构, 其结果与 Dryer 等人 [9] 的试验流场结果相一致, 印证了激波管内燃烧计算的可行性。中国科学技术大学孙金华团队 [10]-[13] 针对激波管内高压氢气破膜后氢气泄漏自燃现象开展了大量的学术研究, 对高压氢气与空气接触自燃动力学特性进行实验与数值模拟, 总结了管道内激波传播特性及其影响机制与高压氢气自燃特性机理。对于高总温、高总压同时模拟的激波管运行状态, 国防科技大学于红恩 [14] 基于 FD-14 激波风洞开展了高压氢气 (18~28 MPa) 驱动空气或氮气在不同运行参数下的激波管内流场、接触区燃烧及其对流场的影响研究。黄成扬等人 [15] 研

究了激波管内真实气体效应和化学反应对激波风洞流场特征参数的影响,结果表明真实气体效应和化学反应会影响风洞流场时空结构并减少有效试验时间。孔小平等人^[16]针对 FD-14A 激波风洞氢气(50MPa)驱动空气(0.1MPa)的高焓运行工况进行数值模拟与试验研究,结果表明接触区的氢气与空气相互掺混会发生燃烧,并对试验气体产生污染进而减少有效试验时间。吴轩宇等人^[17]同样针对氢气驱动激波风洞高焓流场建立过程开展了二维数值模拟研究,分析了驻室、喷管出口相关参数,与试验数据表现出良好的一致性。

为减缓接触区域燃烧发生和发展对试验气体的污染,以及尽可能避免高温燃烧对激波风洞的烧蚀影响,学者们通过添加惰性气体来抑制燃烧的发生。北京理工大学张庆明等^[18]通过在爆轰驱动激波管氢氧混合驱动段气体添加氮气、氦气、氩气三种惰性气体作为稀释剂,研究了惰性气体对氢氧爆轰驱动激波管爆轰特性的影响规律,研究表明通过添加氮气的爆轰驱动气体对缓解燃烧室内的烧蚀有着良好的效果。大连理工大学雷明川等人^[19]利用爆轰点火驱动段驱动惰性气体段(二氧化碳、氮气和氩气)的方式研究惰性气体对爆炸激波管内预混气体掺混燃烧的影响,研究表明惰性气体被爆轰火焰驱动时,火焰速度经过快速下降、波动缓慢衰减,最后火焰消失,使用惰性气体可以有效抑制激波管内火焰的发生发展。

为解决氢气驱动空气激波风洞中激波管内氢气与空气接触区掺混燃烧产生的污染物对有效试验时间及试验气体品质的影响,本文提出使用与空气分子量接近的氮气进行隔离的激波风洞隔离运行方式,基于 FD-14A 激波风洞,在驱动气体与试验气体间添加不同长度的氮气隔离段进行数值模拟研究,针对流动过程中氮气隔离方式对流场结构及接触区燃烧特性的影响进行分析。

1 物理模型及数值计算方法

1.1 氢气驱动激波风洞模型

FD-14A 激波风洞物理模型结构如图 1 所示,该激波风洞高压驱动气体为氢气,低压被驱动气体为空气。本研究中使用膜片将低压被驱动段隔开,靠近高压段部分填充氮气设为低压隔离段,使用名义马赫数 10 喷管。以高压驱动段远端为坐标零点,低压被驱动段末端 P_5 压力传感器及计算驻室测点位置均为 $x=26.77\text{m}$ 。

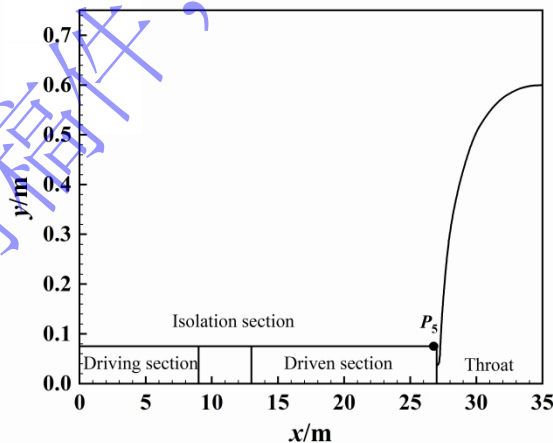


图 1 FD-14A 激波风洞示意图

Fig.1 Schematic diagram of the FD-14A shock tunnel

1.2 计算方法

对于激波管及激波风洞等大长细比设备,可使用准一维计算流动数值模拟方法进行快速分析,所使用的准一维化学非平衡数值模拟平台 ST-Q1D^[20],侯自豪、朱雨建、张洲铭等人均对该模拟平台的基本算法与输运模型进行了充分验证^{[21]-[25]}。

ST-Q1D 求解的包含输运效应和双温度模型的热化学非平衡准一维流动控制方程如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{1}{A} \left(\frac{\partial FA}{\partial x} - \mathbf{P} \cdot \frac{\partial A}{\partial x} \right) = \mathbf{J}_{in} + \mathbf{J}_{bd} + \mathbf{S} \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho Y_i \\ \rho u \\ \rho E \\ \rho e_v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho Y_i u \\ \rho u^2 + p \\ (\rho E + p)u \\ \rho e_v u \end{pmatrix}, \quad \mathbf{P} = \begin{pmatrix} 0 \\ p \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中: A 为管道横截面积, 描述管道截面流向变化; $\mathbf{U}$ 为守恒项; $\mathbf{F}$ 为对流项; $\mathbf{P}$ 为变截面管道作用力; Y_i 、 E 、 e_v 分别为气体组分 i 的质量分数、单位质量的总能以及振动能。非平衡气体单位质量的总能为:

$$E = \sum_i \left(h_i^0 + c_{v,i}^r T \right) + e_v(T_v) + \frac{1}{2} u^2 \quad (3)$$

式中: T 为平动温度, T_v 为振动温度; h_i^0 和 $c_{v,i}^r$ 分别为组分 i 的零点生成焓和冻结定容比热容。

振动能 e_v 是振动温度的函数:

$$e_v = \sum_i e_{v,i} = \sum_i \left[h_i(T_v) - c_{v,i}^r T_v \right] \quad (4)$$

式中: 组分 i 的焓可由热力学机理参数拟合得到。

式(1)中 $\mathbf{J}_{in}$ 和 $\mathbf{J}_{bd}$ 为内流输运项和壁面输运源项, $\mathbf{S}$ 为热化学反应源项, 具体形式为:

$$\mathbf{J}_{in} = \frac{d}{dx} \begin{pmatrix} \lambda_i \\ \tau \\ \tau u + q_{tr} + q_v \\ q_v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{J}_{bd} = \begin{pmatrix} 0 \\ M \\ Q_{tr} + Q_v \\ Q_v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{pmatrix} \omega_i^c \\ 0 \\ 0 \\ S_v \end{pmatrix} \quad (5)$$

壁面动量损失源项 M 和壁面能量损失源项 Q 的表达式为:

$$M = -\frac{1}{2} \frac{f}{D} \rho u |u|, \quad Q = \frac{1}{2} \frac{f}{D} \frac{\rho c_p}{Pr^{2/3}} (T_w - T_{aw}) |u| \quad (6)$$

式中: D 为管道水力直径; f 为 Darcy-Weisbach 摩擦系数; Pr 为普朗特数; T_w 为当地壁温; T_{aw} 为绝热壁温, 对平动能、振动能传递分别取值为当地的平动温度和振动温度。

本文空气的高温化学反应使用 Gupta 等^[26]的基元反应动力学机理, 氢氧反应采用 Li 等^[27]的详细化学反应机理。

ST-Q1D 采用基于非结构网格的有限体积法对上述方程组进行离散求解, 并采用分裂算法解决化学反应源项导致的刚性问题。首先, 计算热化学反应冻结的纯流动偏微分方程组, 得到中间结果后, 再在固定网格内求解定容绝热的热化学弛豫常微分方程组, 以此完成一个时间步的推进。纯流动过程采用二阶时空精度的 MUSCL-Hancock 格式, 数值通量通过 HLLC 格式进行计算, 时间步长由 CFL 数控制; 化学反应源项采用刚性常微分方程求解器 DVODE 进行求解。

在本文计算过程中, 设定模型最左端为壁面, 在低压段末端设置膜片, 待入射激波达到膜片后

0.5ms, 将膜片由壁面边界条件设置为通流, 不考虑低压端膜片破膜损失。

1.3 计算方法校验

激波管低压被驱动段末端驻室压力 (即 P_5 测点位置) 随时间演化情况是验证准一维数值模拟方法的重要参考。选取表 1 所示激波风洞氢气驱动空气与氢气驱动氮气的两个典型工况[[15],[28]], 计算激波风洞驻室压力随时间演化情况, 并与试验测量压力数据进行对比, 结果如图 2 所示。

表 1 激波风洞 FD-14A 典型运行工况

Table 1 Typical operating conditions of the FD-14A shock tunnel

工况	高压驱动段 气体		高压驱动 段长度	低压被驱动段 气体		低压被驱 动段长度	喷管气体		喷管 马赫数	驻室压力
Typical-a	50MPa	H ₂	9m	100kPa	Air	18m	10Pa	Air	10	29.8MPa
Typical-b	300K			300K	N ₂		300K			29.2MPa

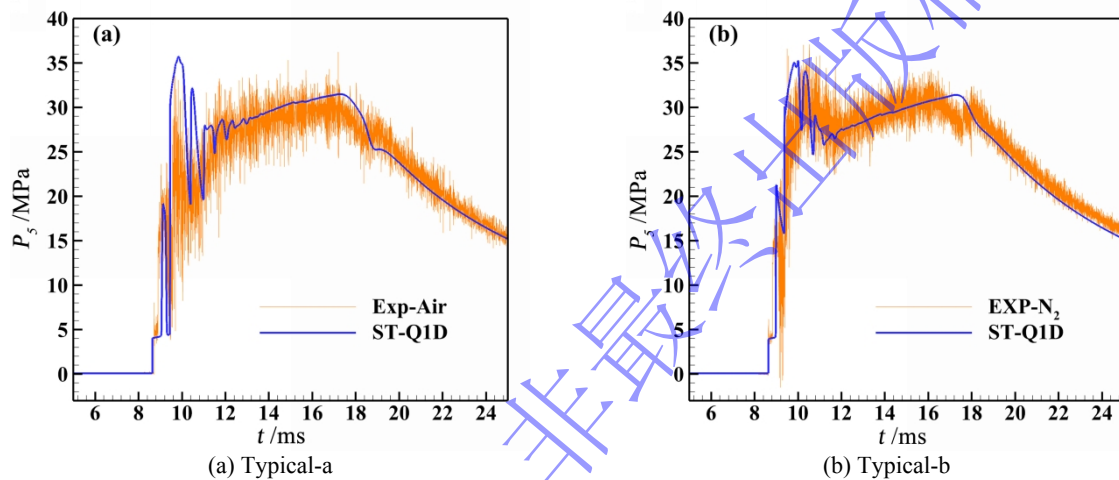


图 2 典型运行工况下氢气驱动空气/氮气试验与数值模拟对比

Fig.2 Comparison between experimental and numerical results under two configurations: direct hydrogen-air contact and isobaric nitrogen isolation

由图 2 可知, 在两个工况下, 准一维计算方法精确捕捉到入射激波的到达时刻、入射激波扫掠后 P_2 平台时长及数值、反射激波导致的压力迅速爬升、破膜效应导致的压力下降, 以及经喉道反射与接触区激波反射等复杂波系作用后的稳定爬升时长及数值, 上述特征均得到有效模拟。由此可以认为 ST-Q1D 准一维计算程序的数值模拟结果可信。

由于该程序为准一维计算, 反射激波与壁面等相互作用形成的分叉激波结构与分离涡等无法复现, 但不影响激波管轴线附近核心参数。

1.4 工况设计

氢气驱动空气工况下氢气与空气接触区形成的掺混区域在高温作用下会发生燃烧, 并产生水组分等污染气体加剧掺混程度, 进而消耗试验气体总量。同时, 掺混导致试验气体组成发生变化, 对喷管出口自由流有效试验时间的真实性判断造成干扰, 使用与空气摩尔质量相近的氮气作为隔离段气体, 能够阻止氢气与空气直接接触从而抑制接触区燃烧发生。从抑制燃烧效果来看, 氮气隔离越长, 抑制效果越好。但是因为低压被驱动段总长固定, 氮气隔离段的增加会减少激波管低压被驱动段试验气体总量, 综合考虑抑制燃烧效果与尽可能多保留低压被驱动段的空气, 结合前期试验经验, 设置最长隔离段为 8m。不同工况隔离段长度从 2m 逐渐递增至 8m, 长度间隔为 2m, 共设置氮气隔离工况 4 个, 根据氮气隔离段长度依次命名为 Case1~4, 详见表 2, 其余参数与表 1 保持一致。

表 2 氮气隔离激波风洞初始状态工况设置

Table 2 Initial operating conditions for nitrogen isolation operation

工况命名	高压驱动段气体	隔离段气体	隔离段长度	低压被驱动段气体
Case1			2m	
Case2	50MPa 300K	100kPa 300K	4m	100kPa 300K
Case3	H ₂	N ₂	6m	Air
Case4			8m	

2 计算结果及分析

2.1 氮气隔离对沿程入射激波马赫数影响

入射激波马赫数 M_s 直接影响其波后二区气体参数与反射激波强度，间接影响五区气体参数，因此对沿程激波马赫数分布及衰减情况进行分析，进而研究氮气隔离对氢气驱动空气激波管内流场结构的影响。

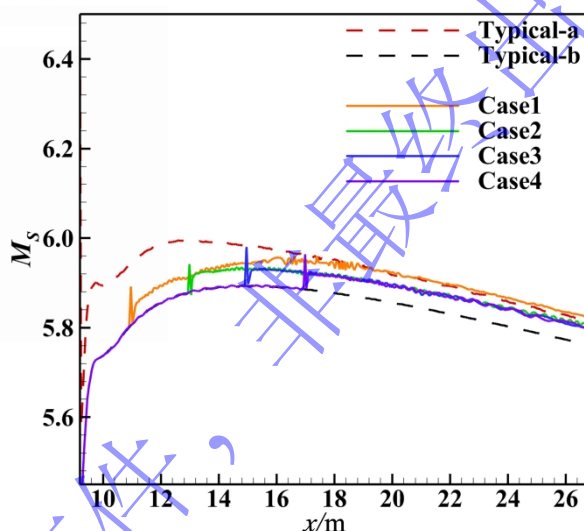


图 3 不同氮气隔离工况下入射激波马赫数

Fig 3 Incident shock Mach number under different nitrogen isolation conditions

图 3 为不同氮气隔离工况下的入射激波马赫数，由图 3 可知，入射激波在纯空气中的传播速度高于在纯氮气中的传播速度。在氮气隔离工况中，入射激波在氮气区域的沿程激波马赫数完全贴合纯氮气工况，在氮气/空气接触区处入射激波马赫数得到一次跃升，并向纯空气工况逼近。其中，Case1 工况约在 $x=18\text{m}$ 处达到空气工况的入射激波马赫数，且该工况 $x=18\text{m}$ 后沿程继续传播的入射激波马赫数衰减程度与纯空气工况相近。Case2~4 三个工况沿程入射激波马赫数经氮气/空气接触区得到跃升后沿程曲线与衰减程度一致，最终低压被驱动段末端的入射激波马赫数在 Case1~4 工况下均趋近于纯空气工况。

6 种工况下的入射激波马赫数，初始生成激波强度呈现增加的趋势，在达到最大值后由于粘性传热等因素的影响，激波强度逐渐减小，趋势与文献中的理论分析一致^{[1], [15]}。为研究氮气隔离工况下激波管末端入射激波马赫数与纯空气的偏离程度，取低压被驱动段末端 P_5 测点附近共计 5 个测点的平均值，结果如表 3 所示。

表 3 低压被驱动段末端入射激波马赫数

Table 3 Incident shock Mach number at the end of the low-pressure driven section

工况	测点位置					平均入射激波 马赫数	与纯空气偏离 程度
	26.70m	26.75m	26.77m	26.80m	26.85m		
Typical-a	5.8135	5.8132	5.8147	5.8149	5.8165	5.8146	-
Typical-b	5.7632	5.7618	5.7616	5.7614	5.7611	5.7618	-0.91%
Case1	5.8228	5.8236	5.8225	5.8219	5.8229	5.8227	0.14%
Case2	5.8105	5.8046	5.8026	5.8020	5.8065	5.8052	-0.16%
Case3	5.8026	5.8026	5.7991	5.8004	5.7964	5.8002	-0.25%
Case4	5.8033	5.8014	5.7995	5.8007	5.8013	5.8013	-0.23%

由表 3 可知, Typical-a 工况入射激波马赫数经过沿程衰减后在低压被驱动段末端数值为 5.8146, Case1 的入射激波马赫数相对于 Typical-a 工况获得约 0.14% 的微弱提升, Case2~4 的入射激波马赫数略低于 Typical-a 工况, 但总体偏差均在 0.3% 以内; Typical-b 工况的入射激波马赫数与 Typical-a 工况比较, 偏差也低于 1%。所以, 针对本文研究工况, 氮气隔离对激波管末端入射激波马赫数影响不大。

2.2 氮气隔离对管内接触区掺混燃烧发生发展的影响

氢气与空气中的氧气掺混导致氢氧燃烧产生水组分, 为详细分析氢气驱动激波风洞管内氮气隔离对接触区燃烧发生的影响, 针对 Typical-a、Typical-b 及 Case1~4 共计 6 个工况, 对主要组分摩尔分数的沿程分布情况进行分析。首先, 考虑掺混与氢氧燃烧发生及发展情况, 选取 Typical-a 工况, 对比分析 $t=3\text{ms}$ 与 $t=8\text{ms}$ 时刻管内沿程组分分布情况, 如图 4 所示。由图 4 可知, 氢气与空气在接触区形成一个互相掺混的区域, 同时氢氧混合燃烧产生水组分, 在掺混区域中心位置水组分浓度高, 在其两边浓度递减。 $t=3\text{ms}$ 与 $t=8\text{ms}$ 时刻主要组分摩尔分数沿程分布规律近乎一致, 只是两个时刻位置发生了改变, 说明在 $t=3\text{ms}$ 时刻接触区掺混、燃烧已接近稳定的状态, 接触区随着入射激波向下游运动。

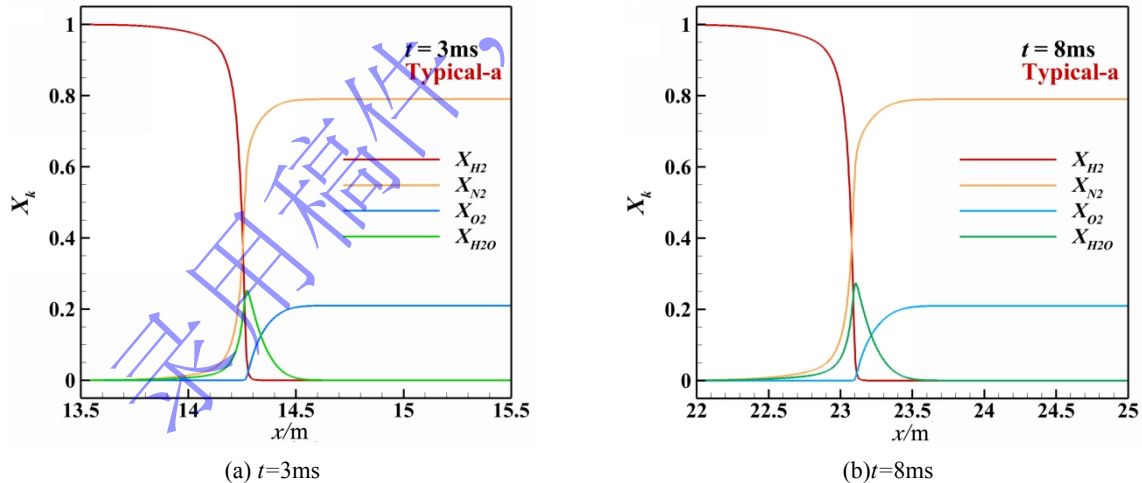


图 4 氢气驱动空气不同时刻管内组分分布图

Fig.4 Species distribution along the shock tube at different time instants for direct hydrogen-air contact configuration

基于上述分析, 选取 $t=8\text{ms}$ 分析不同氮气隔离工况下管内沿程组分分布情况, 此时入射激波即将到达激波管末端, 接触区运行到 $x=23\text{m}$ 附近。

对添加了氮气隔离的工况进行详细分析, 如图 5 所示。在 $t=8\text{ms}$ 时刻, 对于 Case1、Case2 工况, 在添加了氮气隔离情况下仍然有水组分的产生, 两工况水组分的浓度低于 Typical-a 工况, 且随着氮气隔离段长度的增加, 水组分浓度逐渐降低, 当隔离段的长度 $\geq 6\text{m}$ 时, 即 Case3、Case4, 没有明显

的水组分产生,说明氮气隔离有效抑制接触区氢氧燃烧,后续结合总温时序曲线进行综合分析。

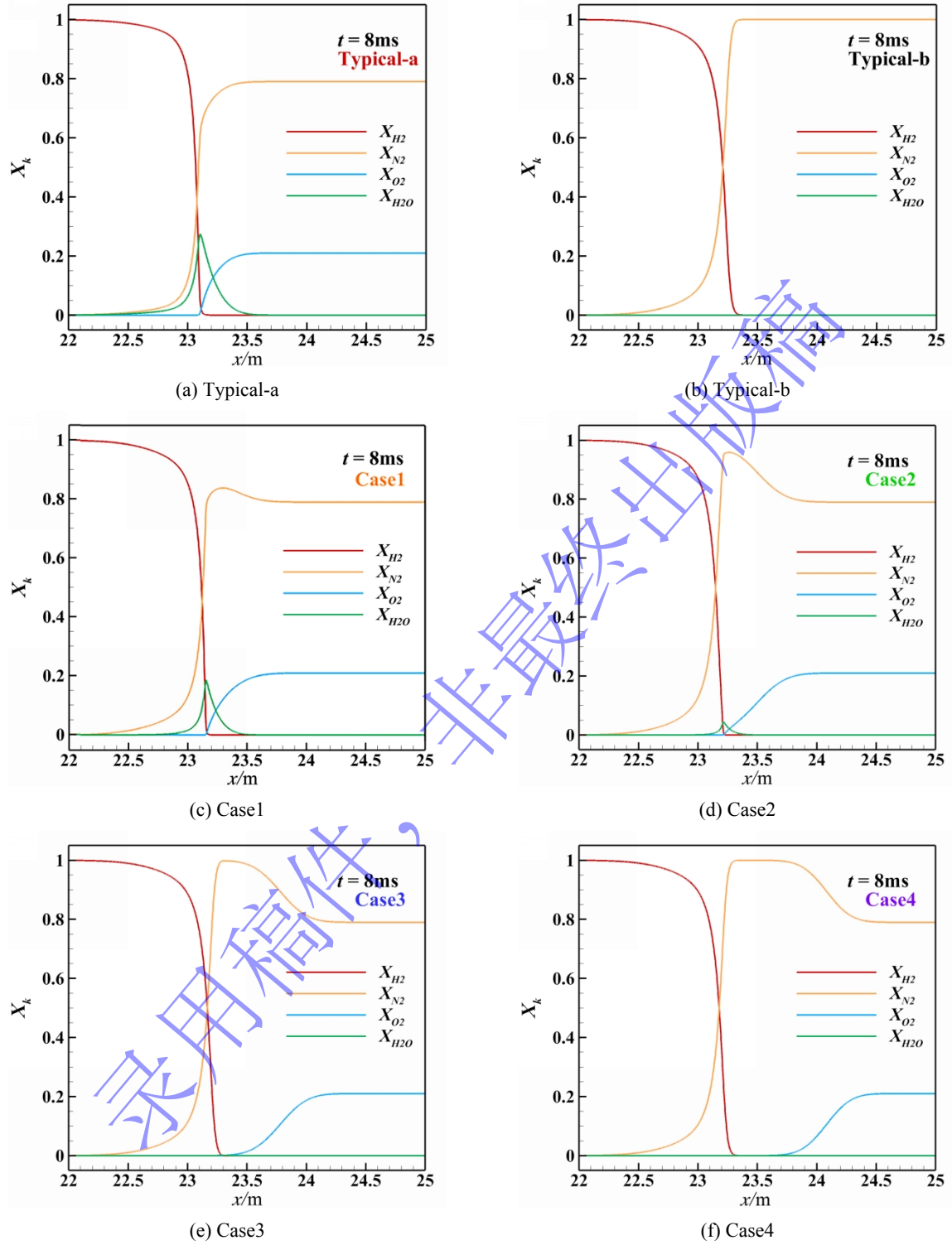


图 5 $t=8\text{ms}$ 激波管内主要组分摩尔分数的沿程分布

Fig. 5 Distribution of mole fraction of main components in shock tube with $t=8\text{ms}$

由于隔离段的氮气与低压被驱动段试验气体直接接触,同样会互相掺混形成一个混合区域,由于氮气与空气相互掺混导致接触区下游氮气浓度随着氮气隔离段长度的增加而升高,氢气与氧气直接接触的区域逐步缩短,当氮气隔离段长度为 6m 时,即 Case3,氮气与空气接触掺混区域氮气摩尔分数已经接近 0.998,掺混区域中的氢气与氧气解耦,并出现接近纯氮气的隔离区域,这种情况说明,当

隔离段氮气长度 $\geq 6\text{m}$ 时,隔离段的长度开始出现冗余,即设置再长的氮气隔离段也不会对氢气与空气掺混产生明显的影响,且会使得低压被驱动段的空气总量减少。故设置氮气隔离的长度应不超过低压被驱动段总长的 $1/3$,能起到很好的抑制氢氧燃烧,后续结合驻室组分进行综合分析。

2.3 氮气隔离对驻室参数影响

激波管末端的驻室气体作为激波风洞喷管入口的气源,可用试验气体的总量和状态将直接影响喷管出口试验气体来流参数和有效试验时间,需对激波管末端驻室气体的状态参数与稳定性进行详细分析。

激波管末端驻室压力即 P_5 ,作为激波管最成熟的参数测量参数之一,是评估激波管气流总压的重要参考之一,不同氮气隔离工况下 P_5 时序如图6所示。

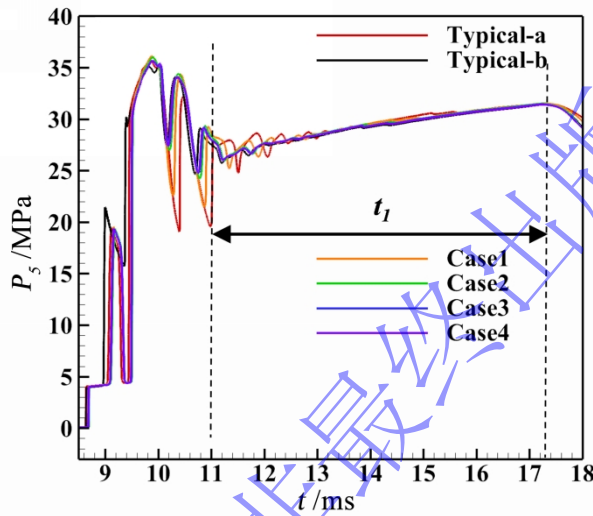


图6 不同氮气隔离工况下驻室测点 P_5 时序图

Fig. 6 Temporal profiles at monitoring point P_5 in the stagnation chamber under different nitrogen isolation conditions

由图6可知,氮气隔离对 P_5 曲线影响主要体现在 $t \sim 10\text{ms} \sim 11\text{ms}$ 的压力不稳定段;后续 P_5 曲线开始趋于稳定爬升,在稳定爬升到最大值开始迅速下落的时刻即为高压驱动段端壁反射稀疏波波头到达测点位置的 t_1 时刻,与开始稳定时刻的时间差值为 P_5 曲线表征的有效试验时间 t_1 ,详见表4。氮气隔离可有效抑制 P_5 曲线不稳定段振荡,且能够使 P_5 曲线开始稳定时刻前移。氮气隔离段长度越长抑制振荡效果越好, P_5 曲线开始稳定爬升的时刻就越前移。且氮气隔离段长度 $\leq 4\text{m}$ 时,延长氮气隔离段长度抑制振荡效果十分明显;开始稳定爬升时刻前移相对明显。故氮气隔离的方式能略微延长 P_5 曲线表征的有效试验时间。

表4 P_5 曲线特征时刻
Table 4 Characteristic times of the P_5 curve

工况	开始稳定时刻/ms	端壁反射稀疏波波头到达时刻 /ms	P_5 曲线表征的有效试验时间 t_1 /ms
Typical-a	11.03	17.28	6.25
Typical-b	10.79	17.26	6.47
Case1	10.94	17.26	6.32
Case2	10.87	17.23	6.36
Case3	10.85	17.26	6.41
Case4	10.84	17.25	6.41

总温作为除总压外对喷管流动状态影响最大的物理量。激波管驻室末端经过入射激波与反射激波等多重作用下,驻室气体接近滞止状态,5区测点静温 T_5 即为总温。

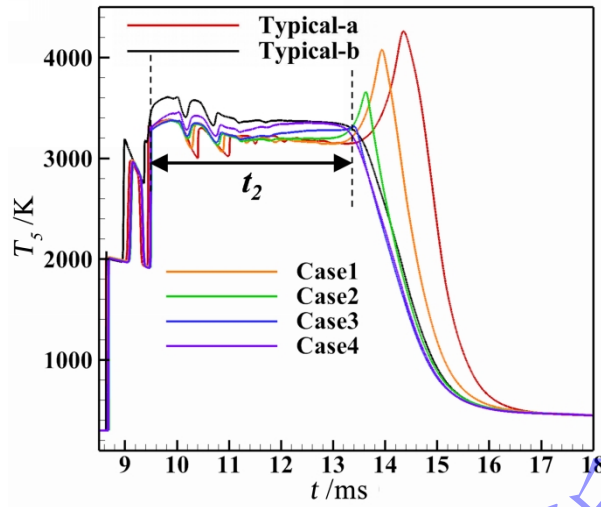


图 7 不同氮气隔离工况下驻室测点 T_5 时序图

Fig. 7 Temporal profiles at monitoring point T_5 in the stagnation chamber under different nitrogen isolation conditions

图 7 给出了不同氮气隔离工况下驻室温度时序图，可以看出，氮气隔离对氢气驱动空气的总温模拟能力影响体现在：（1）可小幅提升总温模拟能力，这是因为试验气体为空气时，驻室内的氧气离解等原因吸收部分能量，使得 Typical-a 工况驻室总温略低于其他工况；（2） $t=13.30\text{ms}$ 以后，氮气隔离可以有效抑制接触区燃烧导致的温度迅速抬升，随着氮气隔离段长度的增加，温度抬升幅度越来越小；当氮气隔离段 $\geq 6\text{m}$ 时，温度稳定后并无抬升的现象，由此可以推断氮气隔离有效地抑制了接触区燃烧的发生；（3）添加氮气隔离对驻室温度表征的有效试验时间 t_2 并没有明显提升，6 种工况下驻室温度稳定段时刻约在 $9.5\text{ms} \sim 13.4\text{ms}$ ，共计持续约 3.9ms 。

结合驻室总温、总压参数综合评判驻室有效试验时间 t ，结果详见表 5，添加氮气隔离后，有效试验时间 t 能够略微延长，主要原因为能够使得驻室开始稳定爬升时刻前移。6 个工况开始稳定时刻约 $10.79\text{ms} \sim 11.03\text{ms}$ ，结束时刻约在 13.4ms ，故有效试验时间长约为 $2.37\text{ms} \sim 2.61\text{ms}$ 。值得注意的是，驻室压力从 9.5ms 至开始稳定时刻（ $10.79\text{ms} \sim 11.03\text{ms}$ ），这个时间段由于波系结构暂未稳定，导致 P_5 测点压力振幅较大，该时间段在本文分析中暂未列入有效试验时间段。

表 5 驻室有效试验时间综合评判

Table 5 Comprehensive evaluation of effective test time in the stagnation chamber

工况	开始稳定时刻/ms	结束时刻/ms	有效试验时间 t/ms
Typical-a	11.03	13.4	2.37
Typical-b	10.79	13.4	2.61
Case1	10.94	13.4	2.46
Case2	10.87	13.4	2.53
Case3	10.85	13.4	2.55
Case4	10.84	13.4	2.56

2.4 氮气隔离对驻室组分影响

图 8 为不同氮气隔离工况下驻室组分摩尔分数时序图。图 8 (a)表明 Case1~4 工况氢气摩尔分数早于 Typical-a 工况达到驻室测点位置，氢气污染组分混入试验气体到达驻室区域，氢气到达时刻约 $13.4\text{ms} \sim 14\text{ms}$ ，结合表 5 驻室有效试验时间分析，此时有效试验气体已经用完。

图 8 (b)、图 8 (c)显示，Typical-a 工况，氮气摩尔分数在初始状态为 0.79，氧气摩尔分数初始状态为 0.21，当入射激波和反射激波对驻室气体加热后，驻室组分发生高温反应，部分氮气与氧气化合成一氧化氮，剩余的氮气摩尔分数在 $t=9.5\text{ms}$ 下降为 0.755 左右，后保持稳定；剩余的氧气摩尔分

数在 $t=9.5\text{ms}$ 下降为 0.172 左右, 后保持稳定; 在 $t=13.40\text{ms}$ 左右氮气摩尔分数、氧气摩尔分数急剧下降, 表明可用试验气体用完, 这与驻室压力、温度表征的有效试验时间基本一致。Case1~2 工况, 由于添加了少量氮气隔离, 在 $t=9.5\text{ms}$ 氮气摩尔分数由 0.79 降至 0.755 左右 (图 8 (b)), 与 Typical-a 工况不同的是, Case1~2 工况氮气摩尔分数会在曲线稳定后爬升, 这是由于隔离段的氮气扩散导致该位置氮气组分浓度上升。当添加的氮气隔离段长度 $\geq 6\text{m}$ 时, 即 Case3~4 工况, 在 $t=9.5\text{ms}$ 后基本没有平稳段, 氮气扩散程度远大于 Case1~2 工况。进一步, 添加了氮气隔离后, 在 $t=9.5\text{ms}$ 后氧气组分稳定时间变短 (图 8 (c)), 且当氮气隔离段长度 $\geq 6\text{m}$ 时, 氧气摩尔分数在 $t=9.5\text{ms}$ 后几乎没有平稳段, 大量的氮气与空气相互掺混导致试验气体受氮气污染的程度远大于燃烧产物的污染程度; 氮气隔离段长度为 8m , 有效试验气体总量变少, 且氮气组分在约 $t=12.6\text{ms}$ 时摩尔分数接近为 1, 也就是说试验气体被隔离气体完全污染, 没有可用的试验气体, 有效试验时间缩短。

图 8 (d)表明, 添加了氮气隔离后, 水组分摩尔分数明显下降, 当隔离段的长度 $\geq 6\text{m}$ 时即 Case3、Case4, 水组分摩尔分数小于 0.02, 说明该状态下氮气隔离可有效抑制接触区燃烧。

综合驻室参数和驻室组分分析, 当氮气隔离段长度为 6m 时, 抑制燃烧的效果显著, 且能够适当延长试验时间, 超过 6m 后, 大量的氮气与空气相互掺混导致试验气体受氮气污染, 有效试验时间将会显著缩短。

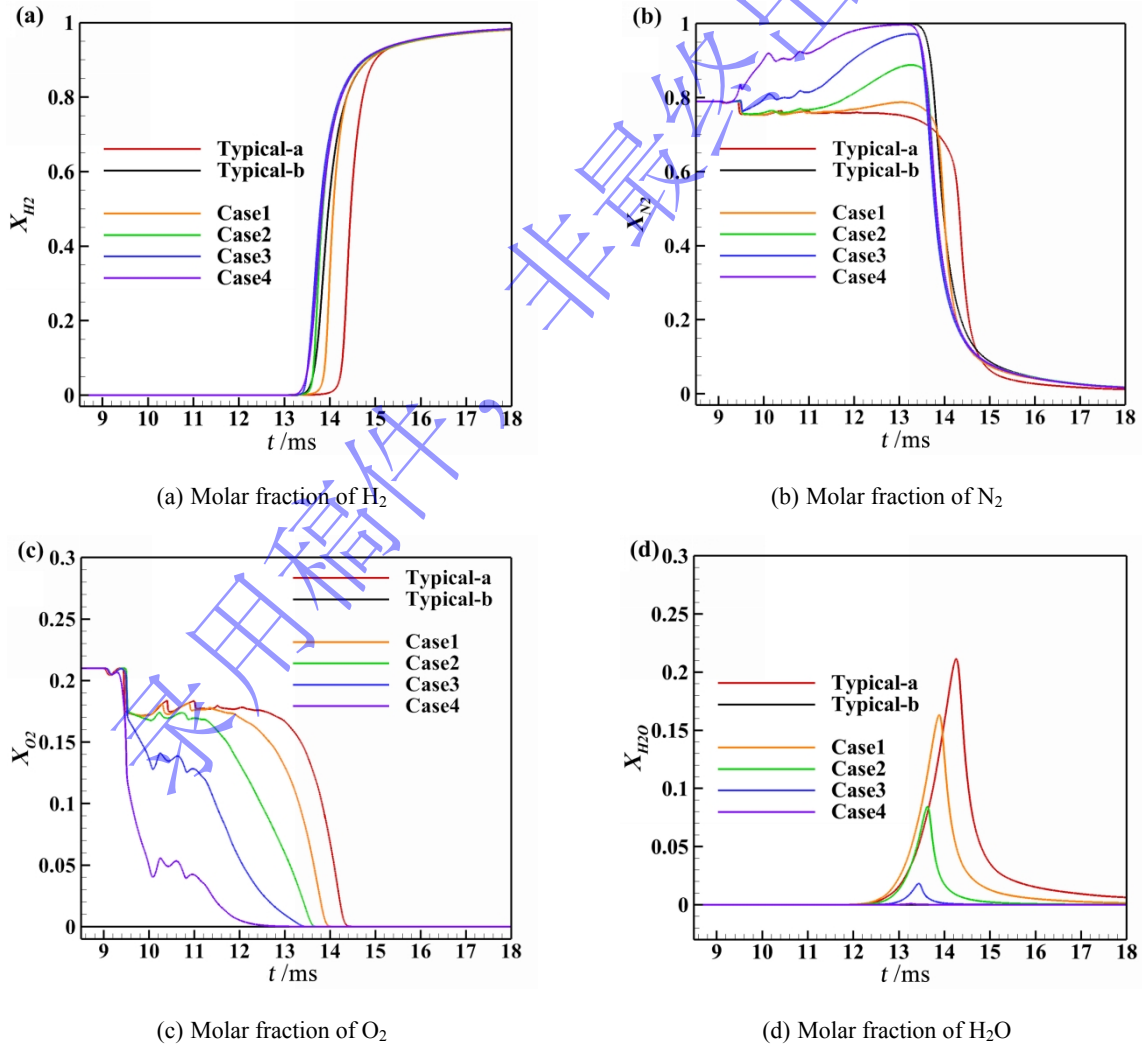


图 8 不同氮气隔离工况下驻室组分摩尔分数时序图

Fig. 8 Temporal profiles of species mole fractions in the stagnation chamber under different nitrogen isolation conditions

3 结论

本文基于氮气隔离的激波风洞创新运行方式,通过求解准一维热化学非平衡 Navier Stokes 方程,开展了氢气驱动激波风洞典型运行状态下流场的数值模拟研究。对比高压氢气直接驱动空气与使用氮气进行隔离的流场特性,主要包括入射激波马赫数、激波管驻室区域(五区)压力温度及组分分布等特性,获得氮气隔离方式对激波风洞流场特性的影响,获得了如下主要结论。

(1) 氮气隔离对激波管末端入射激波马赫数影响不大,从激波强度上对总温和总压模拟能力影响不显著,驻室压力、温度曲线振荡幅值减少,流场品质提升,且驻室压力能提前达到稳定,小幅延长有效试验时间。

(2) 添加氮气隔离段有效抑制了氢气驱动空气激波风洞管内燃烧的发生,主要体现在激波管内沿程水组分分布的浓度与展宽显著降低,激波管末端驻室测点的水组分的浓度显著减少,同时有效的抑制了驻室温度曲线骤升即燃烧放热的现象。

(3) 在 50 MPa 氢气驱动 0.1 MPa 空气典型工况下,隔离段长度考虑为低压被驱动段总长的 1/3,能起到很好的抑制氢氧燃烧的同时又避免过多设置氮气隔离长度造成对空气总量的损失。

参考文献

- [1] 陈强. 激波管流动的理论及实验技术[M]. 合肥:中国科学技术大学,1979.
- [2] 李进平,冯珩,姜宗林,等. 爆轰驱动激波管缝合激波马赫数计算[J]. 空气动力学报, 2008, 26(3):291-296. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2008.03.004.
LI J P, FENG H, JIANG Z L, et al. Numerical computation on the tailored shock Mach numbers for a hydrogen/oxygen detonation shock tube[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 291-296. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2008.03.004.
- [3] Chue R S M, Itoh K. Numerical analysis of reflected shock/boundary layer interaction in a high enthalpy shock tunnel[C]//Proceedings of the 20th International Symposium on Shock Waves. World Scientific Publishing, California Institute of Technology, Pasadena, California. 1995.
- [4] Chue R S M, Eitelberg G. Studies of the transient flows in high enthalpy shock tunnels[J]. Experiments in Fluids, 1998, 25(5): 474-486. DOI:10.1007/s003480050253.
- [5] 李进平,冯珩,姜宗林. 激波/边界层相互作用诱导的激波风洞气体污染问题[J]. 力学学报, 2008, 40(3): 289-296. DOI:10.3321/j.issn:0459-1879.2008.03.001.
LI J P, FENG H, JIANG Z L. Gas contamination induced by the interaction of shock/boundary layer in shock tunnel[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008, 40(3): 289-296. DOI: 10.3321/j.issn:0459-1879.2008.03.001.
- [6] R. J. Goozée, Jacobs P A, Buttsworth D R. Simulation of a complete reflected shock tunnel showing a vortex mechanism for flow contamination[J]. Shock Waves, 2006, 15(3-4):165-176. DOI:10.1007/s00193-006-0015-4.
- [7] Kim Y R, Lee H J, Kim S, et al. A flow visualization study on self-ignition of high pressure hydrogen gas released into a tube[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2):2057-2064. DOI: 10.1016/j.proci.2012.07.020.
- [8] Lee B J, Jeung I S. Numerical study of spontaneous ignition of pressurized hydrogen released by the failure of a rupture disk into a tube[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2009, 34(20):8763-8769. DOI:10.1016/j.ijhydene.2009.08.034.
- [9] Dryer F L, Chaos M, Zhao Z, et al. Spontaneous Ignition of Pressurized Releases of Hydrogen and Natural Gas into Air[J]. Combustion Science & Technology, 2007, 179(4):663-694.
- [10] 肖华华,孙金华. 高压氢气泄漏自燃研究现状及展望[J]. 安全与环境学报, 2009(4):125-129. DOI:10.3969/j.issn.1009-6094.2009.04.031.
XIAO H H, SUN J H. Advances and prospect of research on self-ignition caused by high-pressure hydrogen leak[J]. Journal of Safety and Environment, 2009, 9(4): 125-129. DOI: 10.3969/j.issn.1009-6094.2009.04.031.

- [11] 段强领.高压氢气泄漏自燃机理及其火焰传播特性实验研究[D].合肥:中国科学技术大学,2016.
- [12] 弓亮.管道内高压氢气泄漏自燃机理实验与数值模拟研究[D].合肥:中国科学技术大学,2019.
- [13] 段强领,肖华华,沈晓波,等.基于扩散点火理论的高压氢气泄漏自燃研究[J].热科学与技术, 2015, 14(1):57-62. DOI:10.13738/j.issn.1671-8097.2015.01.010.
DUAN Q L, XIAO H H, SHEN X B, et al. Study on self-ignition caused by high-pressure hydrogen leak based on diffusion ignition theory[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2015, 14(1): 57-62. DOI: 10.13738/j.issn.1671-8097.2015.01.010.
- [14] 于红恩.激波管内氢气驱动空气复杂流动研究[D].长沙:国防科技大学,2020.
- [15] 黄成扬,李贤,孔小平,等.真实气体效应和热化学反应对激波风洞流场特征参数的影响研究[J].宇航学报, 2024, 45(8):1301-1312. DOI:10.3873/j.issn.1000-1328. 2024.08.014.
HUANG C Y, LI X, KONG X P, et al. The influence of real gas effects and thermochemical reactions on the characteristic parameters of flow in shock tunnel[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(8): 1301-1312. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2024.08.014.
- [16] 孔小平,陈卫,罗仕超,等.高焓激波风洞有效试验时间标定研究[J].实验流体力学, 2025, 39 (1): 1-7. DOI: 10.11729/sytlx20230087.
KONG X P, CHEN W, LUO S C, et al. Study on calibration of effective test time in high enthalpy shock tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2025, 39(1): 1-7. DOI: 10.11729/sytlx20230087.
- [17] 吴轩宇,孔小平,慎志豪,等.氢气驱动激波风洞高焓流场建立过程的数值模拟研究[J].空气动力学学报, 2025, 43(12):81-89. DOI:10.7638/kqdlxxb-2024.0105.
WU X Y, KONG X P, SHEN Z H, et al. Numerical simulation on formation process of high-enthalpy flow fields in hydrogen-driven shock tunnels[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(12): 81-89. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0105.
- [18] 张庆明,裴杨.惰性气体对氢氧爆轰特性的影响规律[J].安全与环境学报,2021,21(04):1533-1538. DOI:10.13637/j.issn.1009-6094.2020.0257.
ZHANG Q M, PEI Y. Influence of inert gases on detonation characteristics of hydrogen-oxygen mixtures[J]. Journal of Safety and Environment, 2021, 21(4): 1533-1538. DOI: 10.13637/j.issn.1009-6094.2020.0257.
- [19] 雷明川,喻健良,闫兴清,等.惰性气体对氢气/空气爆轰传播的抑制作用[J].化工学报, 2022, 73(10): 4754-4761. DOI:10.11949/0438-1157.20220795.
LEI M C, YU J L, YAN X Q, et al. Inhibition of hydrogen/air detonation propagation by inert gases[J]. CIESC Journal, 2022, 73(10): 4754-4761. DOI: 10.11949/0438-1157.20220795.
- [20] 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所,中国科学技术大学.超高压激波类设备热化学非平衡准一维计算软件 V1.0, 2022SR0066696 [CP]. 2022-07-05.
- [21] 侯自豪,朱雨建,薄靖龙,等.真空管道列车准一维气动特性 [J]. 机械工程学报, 2022, 58(6): 119 - 129. DOI:10.3901/JME.2022.06.119.
HOU Z H, ZHU Y J, BO J L, et al. Quasi-one-dimensional aerodynamic characteristics of tube train [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(6): 119-129. DOI: 10.3901/JME.2022.06.119.
- [22] HOU Z H, ZHU Y J, BO J L, et al. A quasi-one-dimensional study on global characteristics of tube train flows [J]. Physics of Fluids, 2022, 34(2): 026104. DOI: 10.1063/5.0080544.
- [23] YANG J T, ZHU Y J, YANG J M. Self-ignition induced by cylindrically imploding shock adapting to a convergent channel [J].Physics of Fluids, 2017, 29(3): 031702. DOI: 10.1063/1.4979135.
- [24] 张洲铭,李贤,朱雨建,等.基于立方型气体状态方程的激波风洞准一维流动数值研究[J].爆炸与冲击, 2024, 44(2):99-115.DOI:10.11883/bzycj-2023-0184.
ZHANG Z M, LI X, ZHU Y J, et al. Quasi-one-dimensional numerical study of shock tunnel flows based on cubic equations of state[J]. Explosion and Shock Waves, 2024, 44(2): 023201. DOI: 10.11883/bzycj-2023-0184.

- [25] LUO K, WANG Q, LI J W, et al. Numerical modeling of a high-enthalpy shock tunnel driven by gaseous detonation [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 104: 105958. DOI: 10.1016/j.ast.2020.105958.
- [26] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for the 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000 K[J]. Nasa Sti/recon Technical Report N, 1989. DOI:10.1210/jc.2005-0784.
- [27] LI J, ZHAO Z W, KAZAKOV A, et al. An updated comprehensive kinetic model of hydrogen combustion[J]. International Journal of Chemical Kinetics, 2004, 36(10): 566-575. DOI: 10.1002/kin.20026.
- [28] 吴里银,孔小平,李贤,等.马赫数 10 超燃冲压发动机激波风洞实验研究[J].推进技术,2021,42(12):2818-2825. DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.200022.
- WU L Y, KONG X P, LI X, et al. Experimental study on a scramjet at Mach 10 in shock tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(12): 2818-2825. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200022.