

无塌陷型面出流及输送管内推进剂利用技术研究

熊 杨, 陈二锋, 周浩洋, 吴俊峰, 王太平

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 针对火箭通用芯级氧箱的共底贮箱结构, 通过理论分析及数值仿真, 提出了“无塌陷型面+消漩叶片”的出流方案, 并通过优化型面起始点半径, 确保出流过程中不产生明显的液面塌陷。仿真及缩比试验结果表明, 相比传统的“圆盘+倒锥”出流方案, 贮箱推进剂在无塌陷型面出流方案下的出流过程中, 没有明显的气液掺混或漩涡夹气现象, 贮箱内推进剂可得到充分利用。在此基础上, 利用 Wallis 两相漂移模型对输送管内两相介质传播速度进行了理论研究, 并结合出流过程中气泡运动速度的试验结果, 提出了输送管内推进剂的可用量准则。

关键词: 共底贮箱; 无塌陷型面; 气液掺混; 气泡运动速度

中图分类号: V416.2

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 04-0070-11

Research on the Technology of Non-Collapse Surface Discharge and Propellant Utilization in the Conveying Pipe

XIONG Yang, CHEN Erfeng, ZHOU Haoyang, WU Junfeng, WANG Taiping

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the theoretical analysis and numerical simulation, a non-collapse surface and anti vortex blade discharging scheme for the common bottom compartment of the new generation manned launch vehicle universal stage is proposed. By optimizing the starting point radius of the surface, it is further ensured that there is no obvious liquid surface collapse during the discharging process. Compared to the traditional discharging scheme of disc and inverted cone, the simulation and scaling test results of the non-collapse surface discharging scheme show that there is no obvious gas-liquid mixing or vortex entrainment during the discharging process of the tank, and the propellant in the tank can be fully utilized. On this basis, the Wallis two-phase drift model is used to conduct theoretical research on the propagation velocity of two-phase media in the conveying pipeline, and combined with the experimental results of bubble motion velocity during the discharging process, a criterion for the available amount of propellant in the conveying pipeline is proposed.

Key words: Tank with shared bottom; Non-collapse surface; Gas-liquid mixing; Bubble velocity

收稿日期: 2023-03-30; 修订日期: 2023-06-29

基金项目: 民用航天预先研究项目 (D030102)

作者简介: 熊杨 (1999-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为火箭增压输送系统设计与仿真。

E-mail: yhzts@163.com

0 引言

随着火箭箭体直径的增大, 输送系统管路直径相应增大, 相应的推进剂剩余量也将大大增加。因此, 如何实现贮箱高效出流及输送管内推进剂有效利用将成为提升火箭运载能力的重点研究方向。本文分析了国内外目前主要出流装置存在的差异, 开展了无塌陷型面的理论研究, 推导了无塌陷型面曲线公式并进行了数值求解, 根据得到的型面曲线进行数值仿真。仿真结果显示, 最佳起始半径下的无塌陷型面出流过程液面下降平稳, 无明显塌陷, 有利于输送管内推进剂的利用。进一步开展了输送管内推进剂两相介质传播速度研究, 为输送管内推进剂利用提供理论基础。最后开展了地面缩比试验, 验证了仿真结果的可靠性, 并结合气泡运动速度的试验数据提出了输送管内的推进剂可用量准则。

1 国内外研究现状

1.1 贮箱出流装置设计方面

贮箱出流装置主要用于抑制出流过程中3种典型的流动现象——液面塌陷、出流漩涡及流动空化^[1], 通常包括出流型面设计和出流装置设计。其中, 出流型面设计用于控制液面塌陷, 提升流动空化裕度。出流装置用于液面塌陷抑制及漩涡抑制。目前, 国内外对于漩涡抑制均通过设置隔板或消漩叶片实现。而对于液面塌陷抑制, 国内外存在较大的差别, 主要表现在国外运载火箭中心出口的氧箱出流结构多采用“出流型面+消漩叶片”, 典型的出流结构形式如下。

1) 法尔肯9火箭二级氧箱的采用“出流型面+消漩叶片”方案, 如图1所示^[1]。出流型面为大圆弧结构, 无倒锥、盖板等附加结构。

2) 航天飞机氧箱采用“出流型面+消漩叶片”方案, 如图2所示^[2]。

3) 战神I火箭二级氧箱采用“出流型面+消漩叶片”方案, 如图3所示^[3]。

国内火箭中心出口氧箱的出流结构多采用“圆盘/盖板+倒锥+消漩叶片”方案, 典型的氧箱出流结构如图4所示^[1]。

对比上述氧箱中心出口的出流方案, 国外(尤其是美国)主要运载火箭对于液面塌陷多采用“出流型面”进行抑制, 而在国内则多采用“圆

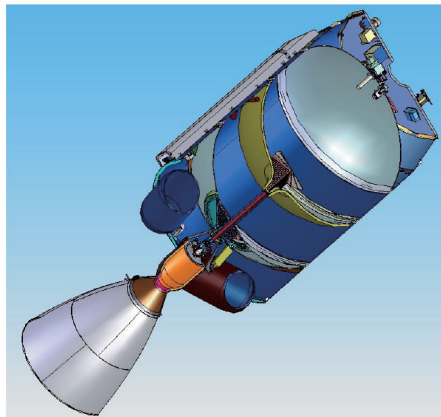


图1 法尔肯9火箭二级输送系统布局

Fig. 1 Layout of Falcon 9 rocket secondary conveying system

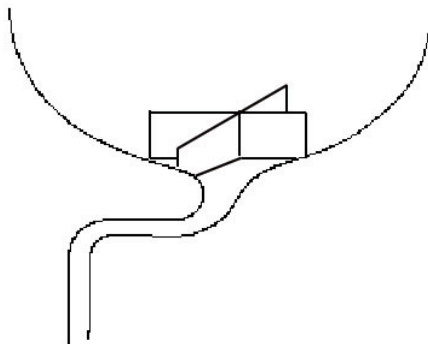


图2 航天飞机外挂贮箱氧箱出流装置图

Fig. 2 Diagram of the space shuttle oxygen tank discharging device



图3 战神I氧箱漩涡挡板结构

Fig. 3 Ares I oxygen tank Vortex baffle structure

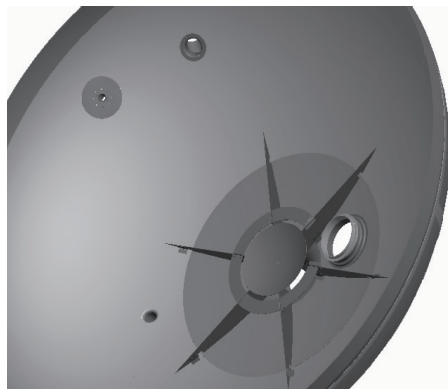


图4 典型盖板+消漩叶片结构

Fig. 4 Typical structures of cover plate and anti vortex blade

盘/盖板”进行液面塌陷抑制。

1.2 氧输送管推进剂利用

在氧输送管内推进剂利用方面,典型的如土星 V 号一级氧输送系统^[4]。土星 V 号一级氧输送系统采用五输送管构型,液氧输送管直径为 431.8 mm,长度为 17.07 m,单台发动机液氧流量为 1 791.69 kg/s

(液氧流速为 10.74 m/s)。各液氧输送管路均包含一个液氧耗尽传感器,并通过发动机延迟关机实现氧输送管推进剂的利用。外侧 4 台发动机在输送管耗尽关机传感器触发后 1.2 s 关机,可得到输送管内推进剂利用率约 $1.2 / (17.07 / 10.74) = 75\%$ 。土星 V 号一级氧输送系统示意图如图 5 所示。

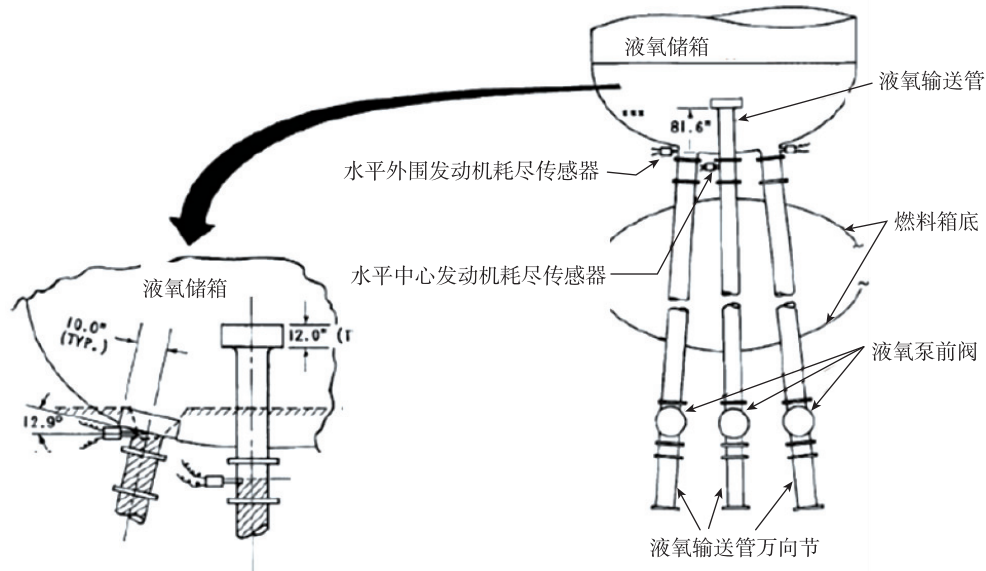


图 5 土星 V 一级氧输送系统

Fig. 5 Primary oxygen conveying system of Saturn V

传统盖板类出流方案下的出流试验结果显示,当贮箱内液位降至圆盘/盖板高度以下后,液面容易发生塌陷夹气,造成在出流口夹气时,贮箱液体推进剂尚未用尽^[5-6]。同时,输送管内发生明显的气液掺混现象^[7-8],不利于输送管内推进剂利用。

1.3 小结

综上,为实现火箭氧箱的高效出流及输送管内推进剂利用,以下方面工作值得进行研究:

1) “无塌陷型面+消漩叶片”出流方案可行性研究,确保出流过程推进剂无塌、无漩,平稳进入输送管。

2) 液面塌陷后气液两相介质在输送管内的传播速度,及输送管推进剂可利用量评估。

2 无塌陷型面设计及仿真优化

2.1 无塌陷型面公式推导

出流口流动示意图见图 6,图中 V_h 为轴向速度, V_s 为沿型面曲线流速, r 为型面半径, h 为轴向高度。出流口型面公式具体推导过程如下^[9]。

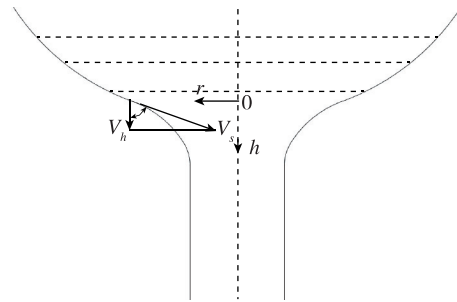


图 6 贮箱出流口流动示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the tank discharge

贮箱出流口一维伯努利方程如下

$$\frac{dp}{\rho} + a dh + \frac{d(V_s^2)}{2} + g_c dE_f = 0 \quad (1)$$

式中, p 为压强; ρ 为推进剂密度; h 为液面高度; a 为火箭加速度; g_c 为重力常数; E_f 为壁面摩擦损失; V_s 为沿型面曲线流速。为避免流动空化,假定无阻力损失, $dp = 0$, 则

$$a dh + \frac{d(V_s^2)}{2} + g_c dE_f = 0 \quad (2)$$

对出流型面任意位置半径 r 变量求微分, 则

$$a \frac{dh}{dr} + V_s \frac{dV_s}{dr} + g_c \frac{dE_f}{dr} = 0 \quad (3)$$

对于圆形截面, 型面各位置斜率为 $-\frac{dh}{dr}$, 型面长度为 $ds^2 = dr^2 + dh^2$, 则

$$\frac{ds}{dr} = -\sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^2} \quad (4)$$

$$\frac{ds}{dh} = \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}} \quad (5)$$

进一步代入可得到

$$V_s = V_h \frac{ds}{dh} = V_h \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}} \quad (6)$$

假设流动均匀, 轴向速度分量 V_h 及截面平均流速 V_{avg} 如下, 其中 Q 为流量

$$V_h = V_{avg} = \frac{Q}{\pi r^2} \quad (7)$$

V_s 可表示如下

$$V_s = \frac{Q}{\pi r^2} \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}} \quad (8)$$

对 r 求微分, 可得到下式

$$\frac{dV_s}{dr} = -2 \frac{Q}{\pi r^3} \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}} - \frac{Q}{\pi r^2} \frac{\left(\frac{dh}{dr}\right)^{-3} \frac{d^2h}{dr^2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}}} \quad (9)$$

对不可压缩流动, 壁面摩擦损失可表示如下

$$\frac{E_f}{s} = \frac{V_s^2}{C^2 R} \quad (10)$$

式中, C 为 Chezy 损失系数, 可通过曼宁公式获得,

$C = \frac{1}{n} R^{1/6}$ 。其中, n 为糙率系数, $n = 0.009 \sim 0.014$,

$R = d/4$, d 为输送管直径。对 s 求微分得到下式

$$\frac{dE_f}{ds} = \frac{2V_s^2}{C^2 r} = \frac{2Q^2}{\pi^2 r^5 C^2} \left(1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}\right) \quad (11)$$

将 E_f 对 r 求微分得到

$$\begin{aligned} \frac{dE_f}{dr} &= \frac{dE_f}{ds} \frac{ds}{dr} \\ &= -\frac{2Q^2}{\pi^2 r^5 C^2} \left(1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^{-2}\right) \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^2} \quad (12) \end{aligned}$$

将 V_s , $\frac{dV_s}{dr}$, $\frac{dE_f}{dr}$ 带入式 (3), 最终可得到无塌陷型面的微分方程

$$\begin{aligned} \frac{d^2h}{dr^2} &= \frac{a\pi^2 r^4}{Q^2} \left(\frac{dh}{dr}\right)^4 - \frac{2}{r} \left(\left(\frac{dh}{dr}\right)^3 + \left(\frac{dh}{dr}\right)\right) \left(1 + \frac{g_c}{C^2} \sqrt{1 + \left(\frac{dh}{dr}\right)^2}\right) \quad (13) \end{aligned}$$

根据火箭贮箱型面和出流口型面方程, 根据以下步骤, 确定贮箱的无塌陷出流型面曲线。

1) 选定无塌陷型面起始点半径 r_0 , 根据贮箱箱底型面获得该半径对应的斜率, 保证无塌陷出流型面起始与贮箱底型面相切。

2) 采用 Matlab 的龙格库塔算法, 根据飞行过载、出流口流量, 求解无塌陷型面的二阶微分方程 (式 13), 获得不同型面半径 r 所对应的型面高度 h , 直至输送管半径 $d/2$ 。

3) 根据曲线坐标 (r, h) , 获得不同起始半径的无塌陷出流型面曲线, 如图 7 所示, 横坐标为型面半径 r (单位为 m), 纵坐标为不同型面半径 r 所对应的型面高度 H (单位为 m)。

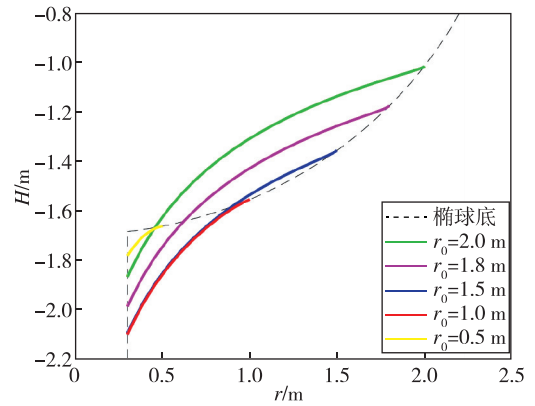


图7 不同起始半径的无塌陷出流型面

Fig. 7 Non-collapse discharge surface with different starting radius

2.2 无塌陷型面出流仿真

根据贮箱及出流口结构, 抽取其中的流体域进行仿真。由于下游输送管不影响贮箱内液面等参数, 为了提高计算效率, 计算模型仅截取小段输送管。

仿真使用 Flow3D 软件开展, 采用单流体模型; 流体介质为液氧; 考虑流体的卷吸效应和表面张力; 过载根据飞行工况设置为 $1.5g$; 贮箱进口为压力边界, 给定气枕压力 0.27 MPa ; 管路出口为体积流量边界, 体积流量为 $1.874 \text{ m}^3/\text{s}$ 。进行瞬态仿真计算, 初始状态通过液位高度给定, 计算时间覆盖至出流口出现夹气。

不同起始半径出流仿真结果如图 8 所示。从图中可以看出, 起始半径较小或者较大, 均会导致贮箱内推进剂有明显剩余, 通过进一步优化, 确定无塌陷型面起始半径为 1 m 。起始半径 1 m 的无塌陷型面不同时刻的出流仿真结果如图 9 所示。

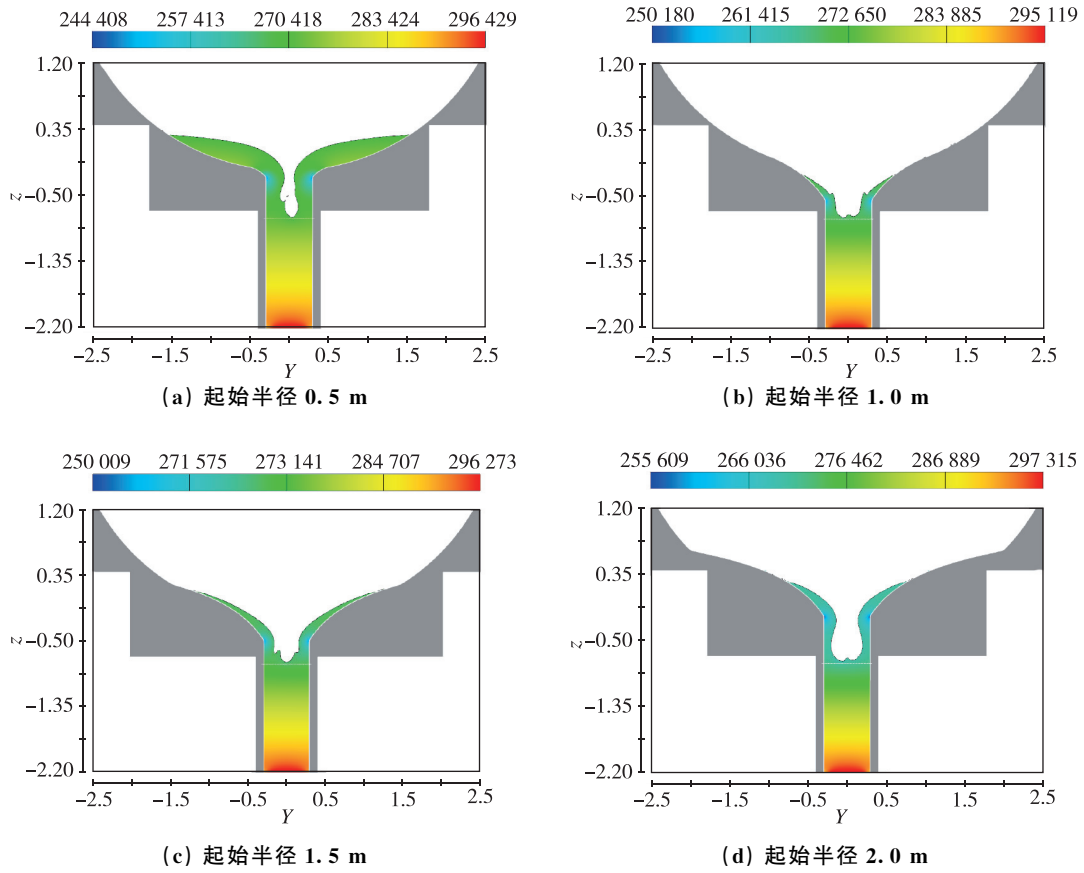
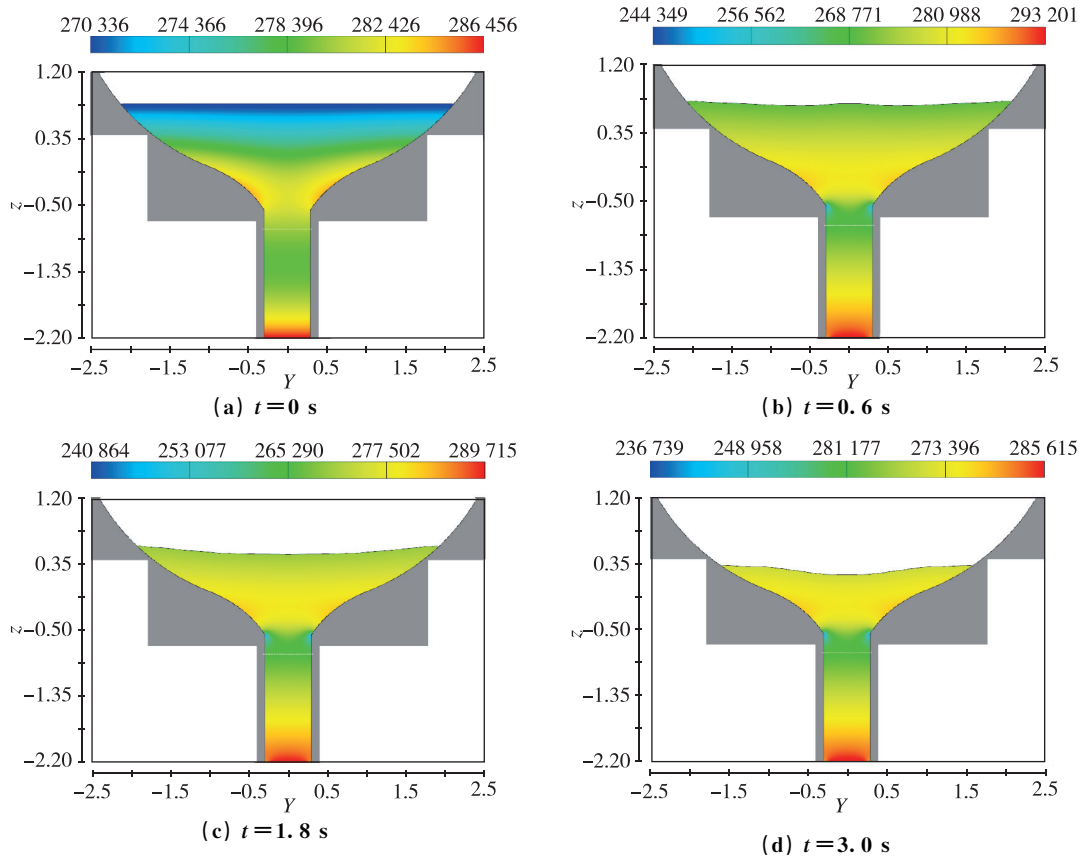


图 8 不同起始半径液面塌陷时刻云图

Fig. 8 Pressure contours of liquid surface collapse time with different starting radius



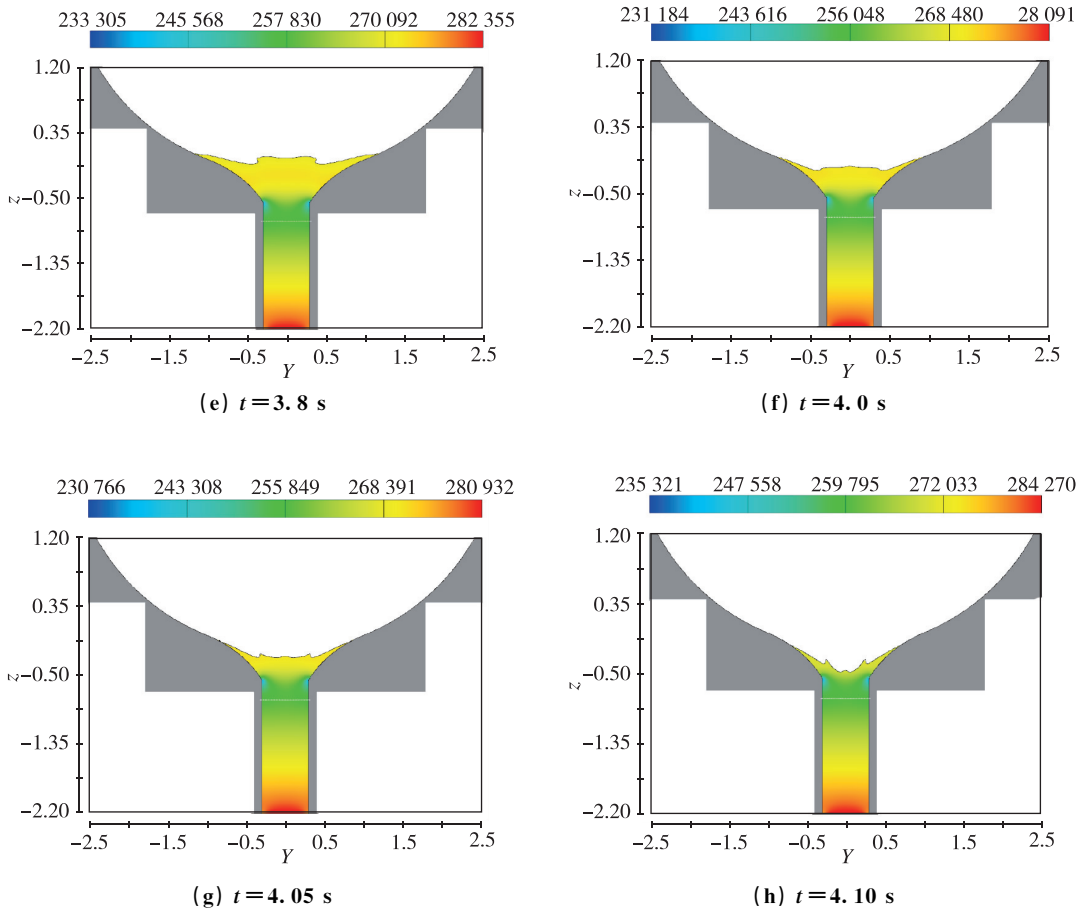


图 9 无塌陷出流型面出流过程不同时刻云图 (起始半径 1 m)

Fig. 9 Non-collapse discharge surface pressure contours of discharge at different times (starting radius with 1 meter)

2.3 无塌陷型面与“传统圆盘+倒锥”出流过程仿真对比

“传统圆盘+倒锥”出流方案仿真结果如图 10 所示。从图中可以看出，液面降低至圆盘以下时，箱底及输送管内形成明显夹气。相比“传统圆盘+倒锥”方案，无塌陷型面出流方案具有以下优点：

- 1) 出流过程无明显液面塌陷，箱内推进剂利用率高。
- 2) 两相介质进入输送管液面平稳，便于输送管内推进剂利用。
- 3) 流阻小，空化裕度高。

3 输送管内推进剂利用理论研究

贮箱液面塌陷后，输送管内为典型的管内两相流动。根据目前的试验现象看，输送管入口为弥散泡状流^[10]。以下采用两相漂移模型，对输送管内的气泡运动速度进行估算，为输送管内推进剂利用评估提供理论基础。

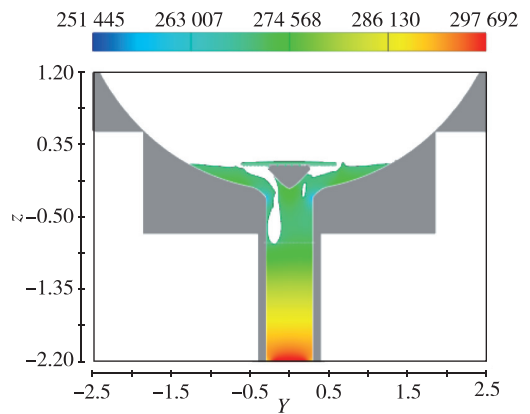


图 10 圆盘+倒锥方案液面塌陷时刻云图
Fig. 10 Pressure contours of liquid surface collapse time with the disk and inverted cone

3.1 Wallis 两相漂移模型

针对垂直管路中的气液弥散泡状流，Wallis 提出了考虑气液两相流速不相等的 Wallis 两相漂移模型^[10]，具体公式如下。漂移流速 u_{gi} 定义为

$$\begin{aligned} u_{gi} &= u_g - U = u_g - U_g - U_l \\ &= u_g - \alpha \cdot u_g - (1 - \alpha) \cdot u_l \\ &= (1 - \alpha) \cdot (u_g - u_l) \end{aligned} \quad (14)$$

式中, u_g 为气泡真实运动速度, $u_g = Q_g/A_g$; u_l 为液相真实运动速度, $u_l = Q_l/A_l$; U_g 为气泡表观运动速度, $U_g = Q_g/A$; U_l 为液相表观运动速度, $U_l = Q_l/A$; U 为流体表观运动速度, $U = (Q_l + Q_g)/A$; Q_g , Q_l 分别为气体和液相的体积流量; α 为体积含气率; A 为管路截面积。

根据试验结果, 漂移流速 u_{gi} 与气泡在静止液体中的上浮速度 u_T 有 $u_{gi} = u_T \cdot (1 - \alpha)^m$, 对于气泡来说, u_T 和 m 与气泡雷诺数 $Re_b = \rho_l \cdot u_T \cdot d_b/\eta_l$ 和液相伽利略数 $G_a = d_b^3 \cdot \rho_l \cdot (\Delta\rho) \cdot g/\eta_l^2$ 有关。式中, g 为重力加速度, ρ_l 为液相密度, ρ_g 为气相密度, η_l 为动力黏度, ν_l 为运动黏度, T_s 为饱和温度, C_{pl} 为液体定压比热, σ 为表面张力, H_{lg} 为汽化潜热, $\Delta\rho$ 为气液相密度差, d_b 为气泡直径, 可用下式计算。

$$d_b = 1.5 \times 10^{-4} \cdot \left(\frac{\sigma}{g \Delta\rho} \right)^{0.5} \left(\frac{c_{pl} \rho_l T_s}{\rho_g H_{lg}} \right)^{1.25} \text{ m} \quad (15)$$

根据流动工况不同, u_T 和 m 可按表 1^[10] 确定。

表 1 u_T 和 m 确定方法

Tab. 1 Method for determining u_T and m

流动工况	u_T	m
$Re_b < 2$	$2g \Delta\rho (d_b/2)^2 / (9\eta_l)$	2
$2 < Re_b < 4Ga^{-2.2}$	$0.33g^{0.76} \nu_l^{-0.52} (d_b/2)^{1.28}$	1.75
$4Ga^{-2.2} < Re_b < 3Ga^{-0.25}$	$1.35 [\sigma / (0.5\Delta\rho d_b)]^{0.5}$	1.5~2.0
$Re > 3Ga^{-0.25}$	$1.5 [\sigma g \Delta\rho / \rho_l^2]^{0.25}$	1.5~2.0

对于下降流动, 滑速比为

$$\begin{aligned} S &= \frac{u_g}{u_l} = 1 - u_T \cdot (1 - \alpha)^m / U_l \\ &= 1 - u_T \cdot (1 - \alpha)^m / \left[(1 - x) \cdot \frac{M_t}{\rho_l A} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

对于分散泡状流, 一般体积含气率 $\alpha < 0.2$, 质量含气率 x 比较小, 式 (16) 可进一步简化为

$$S = 1 - u_T \cdot (1 - \alpha)^m / \left(\frac{M_t}{\rho_l A} \right) \quad (17)$$

式中, M_t 为管路气液总流量, x 为质量含气率。

3.2 Wallis 两相漂移模型与试验数据对比

某型号助推氧箱全尺寸试验时, 对输送管内的气体流动时间进行了测量, 输送管管径为 220 mm。

试验结果见表 2, 当采用水介质时, 气泡运动速度是液体运动速度的 1.03~1.20 倍。采用 Wallis 两相漂移模型理论分析可得到输送管进口含气率在 0.05~0.20 时, 气泡运动速度 $V_{气}$ 是液体运动速度 $V_{液}$ 的 1.034~1.234 倍, 含气率越高, 气泡运动速度越快, 具体见表 3。Wallis 两相漂移模型的气泡速度估算值与试验数据基本一致, 说明输送管内的两相流动符合 Wallis 两相漂移模型。

表 2 氧输送管气体流动时间统计 (水)

Tab. 2 Statistics of gas flow time in oxygen conveying pipe (water)

序号	流量 / (m ³ /h)	液体流速 / (m/s)	V _气 /V _液	
			出流方案	
1	939	6.87	1.20	
2	937	6.85	1.16	
3	938	6.86	1.20	
4	940	6.87	1.20	圆盘加隔板
5	938	6.86	1.18	
6	545	3.98	1.15	
7	548	4.01	1.10	
8	955	6.89	1.1	
9	943	6.89	1.14	倒锥消漩器
10	943	6.89	1.03	
11	944	6.89	1.11	

表 3 不同入口含气率的气泡运动速度 (水)

Tab. 3 Bubble velocity at different inlet void contents (water)

含气率	滑速比 / (u_g/u_l)	气泡真实流速/ u_g	$V_{气}/V_{液}$
0.05	0.983	7.106	1.034
0.10	0.984	7.514	1.094
0.15	0.986	7.969	1.160
0.20	0.988	8.480	1.234

4 出流缩比原理性试验验证

4.1 试验系统

试验系统根据真实贮箱、输送管及八通结构, 按 1:4.2 进行缩比^[11], 贮箱及输送管材料均采用透明有机玻璃, 介质采用水, 便于可视化。

试验系统原理图如图 11 所示, 试验系统包括透明贮箱、透明输送管、透明八通、测量系统和泵/流量计等设备。为考核贮箱内液面塌陷及输送

管内气泡传播速度，试验中贮箱后底、输送总管入口、输送管中段、八通蓄压器入口以及八通分

支管出口设置压力传感器，用于监测流动稳定性及分支管流量一致性。试验系统现场如图 12 所示。

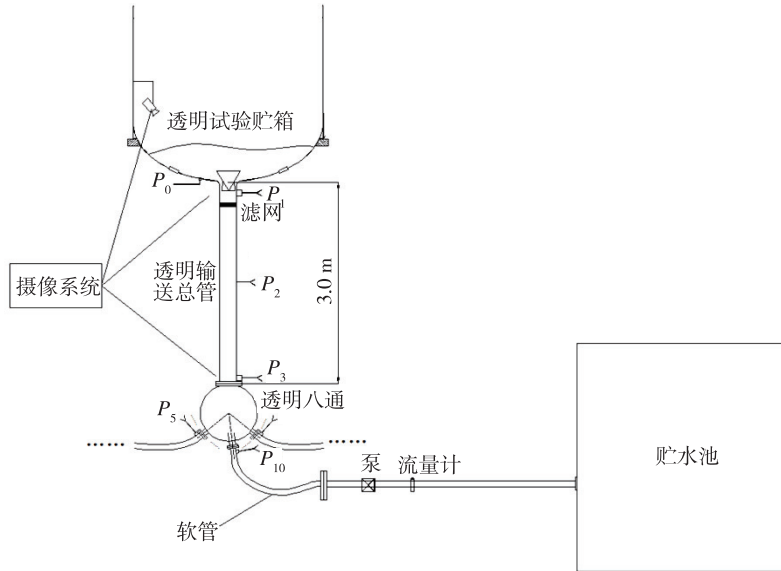


图 11 出流缩比原理性试验系统示意图

Fig. 11 Schematic diagram of the discharge scaling test system



图 12 出流缩比原理性试验系统现场

Fig. 12 Field diagram of discharge scaling test system

4.2 试验目的

出流缩比原理性试验目的如下：

1) 通过可视化试验，开展无塌陷型面与“传统圆盘+倒锥”方案对贮箱推进剂剩余量的影响研究。

2) 通过可视化试验，开展输送管入口夹气后在输送管及八通中的传播规律研究，为输送管内推进剂利用提供指导。

3) 通过施加初始旋转扰动，开展“无塌陷型

面+消漩叶片（8片）”的消漩特性研究。

4.3 试验工况

根据 $Fr = v/(gd)^{0.5}$ 等效 (Fr 数为流体力学中表征流体惯性力和重力相对大小的无量纲参数，其中 v 为流速， g 为火箭过载加速度， d 为特征长度) 及缩尺效应^[11]，可得到各模块缩比试验流量，如表 4 所示。

表 4 各模块氧箱缩比出流流量

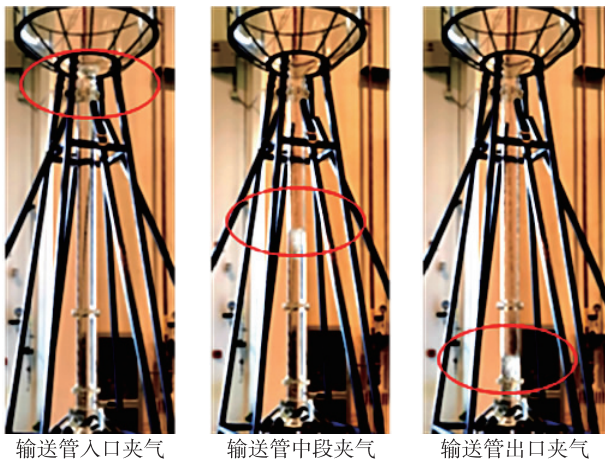
Tab. 4 Oxygen tank scaled output flow rate of each module

	贮箱直径/ m	总管直径/ mm	总管流量/ (L/s)	总管流速/ (m/s)	分支管直径/ mm	分支管流量/ (L/s)	分支管流速/ (m/s)
一级氧	1.2	144	34	2.05	52.8	4.8	2.18
助推氧	1.2	144	24	1.50	52.8	3.5	1.59

4.4 试验结果分析

4.4.1 液面塌陷特性分析

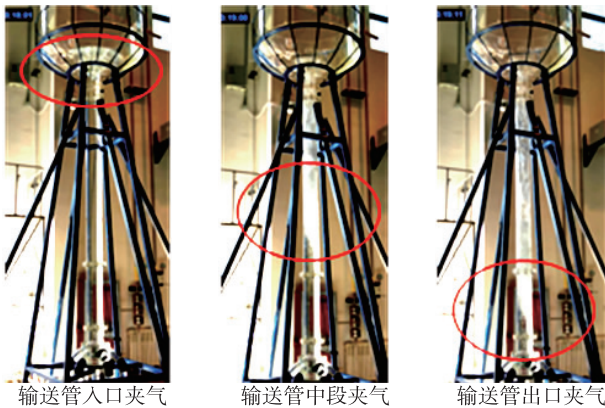
图 13、图 14 分别展示了一级氧缩比工况（出流流量 34 L/s）无塌陷型面方案、“传统圆盘+倒锥”方案的出流特性，图中红圈标注部分为气液交界面，结果显示，无塌陷型面出流方案下贮箱推进剂均可得到有效利用，出流过程无明显液面塌陷夹气现象，输送管内两相介质流动平稳。对



输送管入口夹气 输送管中段夹气 输送管出口夹气

图 13 无塌陷型面出流试验 (34 L/s)

Fig. 13 Discharge test with Non-collapse surface (34 L/s)



输送管入口夹气 输送管中段夹气 输送管出口夹气

图 14 圆盘+倒锥方案出流试验 (34 L/s)

Fig. 14 Discharge test with Disc and inverted cone (34 L/s)

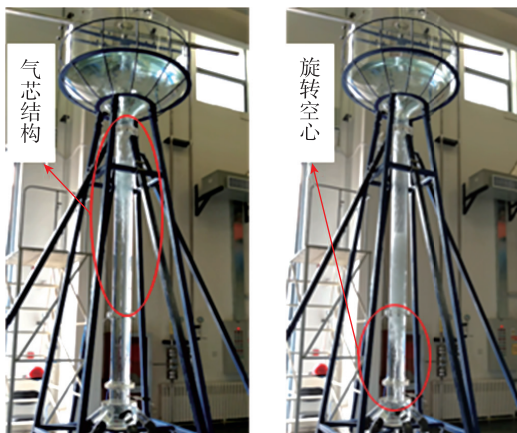


图 15 箱内无消漩叶片 (24 L/s)

Fig. 15 Tank without anti vortex blades (24 L/s)

于“传统圆盘+倒锥”出流方案，液面在圆盘以上，无液面塌陷现象。液面在圆盘以下时，输送管入口发生明显夹气，此时贮箱内推进剂仍未用完，同时输送管内出现明显的气液掺混现象。

4.4.2 防漩效果特性分析

针对无塌陷型面出流方案，通过电动搅拌器在缩比贮箱内施加漩涡扰动，研究无塌陷型面出流方案消漩叶片的防漩性能。

当箱底内无消漩叶片时，搅拌结束静止 1 min 后开展出流试验，贮箱出流过程中，中心会形成明显气芯，且随液位高度逐渐降低，气芯长度和幅度逐渐增大，直至管路中心形成旋转空心，贮箱内推进剂难以有效利用，典型的气芯结构如图 15 所示。

当箱底内设置 8 片消漩叶片时，搅拌结束直接开展出流试验，贮箱上部流体处于明显旋转状态，但在消漩叶片的抑制下，出流口附近无明显漩涡夹气及气芯现象，消漩效果明显，初始贮箱漩涡扰动对出流无明显影响，如图 16 所示。

4.4.3 输送管内两相介质传播速度及推进剂利用研究

根据高速摄像机出流视频及各测点压力数据，对输送管内两相介质传播速度进行分析，分析结果见表 5。从表中可以看出，气泡运动速度为全液体流速的 1.0~1.23 倍，气泡运动速度取最大包络值 1.3 倍，输送总管推进剂不可用量为 $1-1/1.3=23\%$ ，考虑 2 倍余量，建议输送总管推进剂不可用

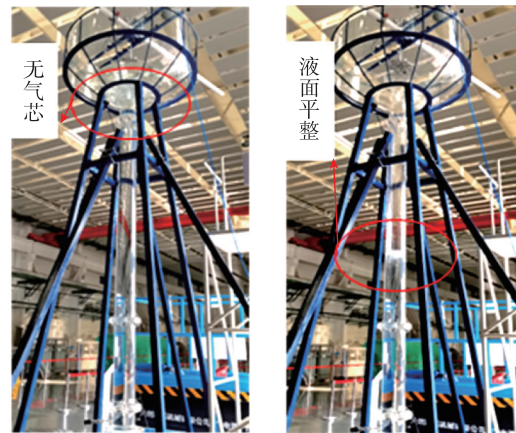


图 16 箱内 8 片消漩叶片 (24 L/s)

Fig. 16 Tank with 8 anti vortex blades (24 L/s)

表 5 输送管内两相介质传播特性分析

Tab. 5 Analysis of the propagation characteristics of two-phase media in conveying pipes

序号	流量/ (kg/s)	液体流速/ (m/s)	试验值			备注
			管内气泡流动时间/s	管内气泡运动速度/ (m/s)	$V_{气}/V_{液}$	
1	24.93	1.532	1.768	1.697	1.108	
2	24.81	1.524	1.872	1.603	1.051	
3	23.92	1.469	1.836	1.634	1.112	
4	33.35	2.049	1.334	2.249	1.098	
5	33.12	2.035	1.318	2.276	1.119	无塌陷型面 出流方案
6	32.85	2.018	1.334	2.249	1.114	
7	46.86	2.879	0.864	3.472	1.206	
8	47.15	2.897	0.840	3.571	1.233	
9	49.47	3.039	0.848	3.538	1.164	
10	23.9	1.468	1.960	1.531	1.042	
11	24.93	1.532	1.928	1.556	1.016	
12	25.18	1.547	1.904	1.576	1.019	
13	32.90	2.021	1.424	2.107	1.042	
14	32.31	1.985	1.432	2.095	1.055	“传统圆盘+ 倒锥”出流方案
15	31.61	1.942	1.408	2.131	1.097	
16	46.89	2.881	0.904	3.319	1.152	
17	47.40	2.912	0.888	3.378	1.160	
18	47.22	2.901	0.920	3.261	1.124	

量约为 46%。

4.5 试验结果与仿真结果对比

无塌陷型面出流缩比试验结果与仿真结果对

比如图 17 所示，图中红色圈出部分为气液交界面，从图中可以看出，贮箱出流末期无明显的液面塌陷现象，与仿真结果相一致。

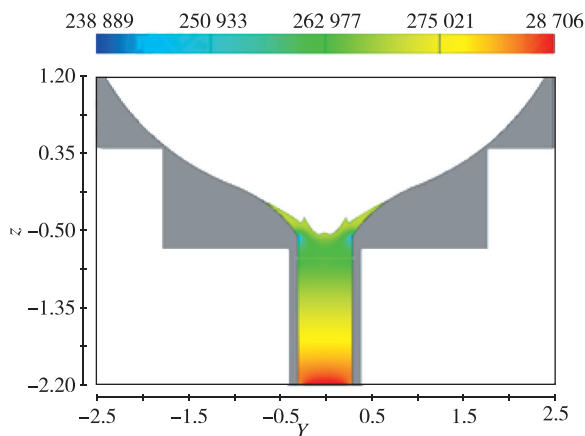


图 17 仿真与试验结果对比 (34 L/s)

Fig. 17 Comparison of simulation and experimental results (34 L/s)

5 结论

通过上述理论分析、仿真、及试验验证,可得到以下结论:

1) 相比传统的“倒锥+圆盘”方案,理想无塌陷型面出流过程不会产生明显的液面塌陷,箱内推进剂利用率高,且推进剂进入输送管后液面相对平稳,不会产生明显的气液掺混现象,对于输送管内推进剂利用具有明显优势。

2) 箱底内设置8片消漩叶片,可有效消除出流过程中的漩涡扰动。

3) 输送管内两相流动符合 Wallis 两相漂移模型,按气泡运动速度为全液相运动速度的1.3倍(包络值)核算,输送总管推进剂不可用量为23%,考虑2倍余量,建议输送总管推进剂不可用量为46%。

参考文献

- [1] 王亚军,等.运载火箭增压输送系统[M].北京:中国宇航出版社,2020:105-114.
- [2] 航天飞机手册[M].美国路易斯安那州:马丁玛瑞埃

塔公司,1983.

- [3] Yang H Q. A computational fluid dynamics study of swirling flow reduction by using anti-vortex baffle [C].Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2017-1707,2017.
- [4] 裴鸣远,张振华,文隆枝.土星V飞行手册 SA507 [J].国外导弹技术,1979(Z1):1-249.
- [5] 王太平,李林,张鹭,等.液体火箭贮箱出流口防塌陷仿真分析[J].导弹与航天运载技术,2021(2):65-69.
- [6] 黄仁建,夏晨.圆盘抑制火箭贮箱内液面塌陷数值仿真研究[J].机械制造与自动化,2022,51(3):108-112.
- [7] 黄仁建.推进剂贮箱出流起漩塌陷影响规律及抑制措施[D].南京:南京航空航天大学,2021.
- [8] 张景芳.推进剂贮箱出流与夹气[J].强度与环境,1987,14(S1):38-43.
- [9] 王心清,等.液体弹道导弹与运载火箭系列:结构设计[M].北京:中国宇航出版社,2009:67-71.
- [10] 鲁钟琪.两相流与沸腾传热[M].北京:清华大学出版社,2002:56-57.
- [11] 张景芳.推进剂的某些相似准则与应用[J].强度与环境,1987,14(6):7-14.

引用格式:熊杨,陈二锋,周浩洋,等.无塌陷型面出流及输送管内推进剂利用技术研究[J].宇航总体技术,2023,7(4):70-80.

Citation: Xiong Y, Chen E F, Zhou H Y, et al. Research on the technology of non-collapse surface discharge and propellant utilization in the conveying pipe [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023,7(4):70-80.