

液氧传热性能研究

朱平如

郭平

(航空航天部三院31所)

(航空航天部八院801所)

摘 要

用电加热方法实验研究了超临界压力下临界温度区液氧的传热性能,验证了国内常用的传热准则方程式计算液氧换热的适用性。研究表明:用亚临界非等温流体湍流换热公式计算超临界压力下液态氧的传热时,只适用于壁温 $T_w < 200\text{K}$,液温 $T_f < 140\text{K}$ 的传热工况;用谢茨曼提出的临界温度区流体换热公式计算临界温度附近液氧和低温气氧的放热系数时,偏差很大;常用的气体换热公式计算超临界压力下高温气氧的传热,基本合适。文章整理和提出了一个适用于临界温度附近液氧和低温气氧传热计算的新的准则方程式。

主题词: 传热, 液氧, 液体推进剂火箭发动机, 传热系数, 计算

符 号 表

C_p —— 流体定压比热 ($\text{kJ/kg}\cdot\text{K}$)

λ —— 流体导热系数 ($\text{W/m}\cdot\text{K}$)

d —— 加热管内径 (m)

μ —— 流体粘度 ($\text{Pa}\cdot\text{s}$)

q —— 热流密度 (W/m^2)

T_w —— 内壁温度 (K)

下标:

T_f —— 液体温度 (K)

W —— 用壁温做定性温度

W_g —— 单位面积的质量流率 ($\text{kg/m}^2\cdot\text{s}$)

f —— 用液温做定性温度

ρ —— 流体密度 (kg/m^3)

m —— 用壁温或液温做定性温度时,

α —— 对流换热系数 ($\text{W/m}^2\cdot\text{K}$)

取二者中的较小值

一、前 言

以液氧为氧化剂,烃类为燃烧剂的液体火箭发动机,一般都用燃烧剂作为再生冷却的介质。随着航天飞机的出现和大型运载工具的发展,要求航天动力装置具有高的性能、低的成本,并且能够重复使用。为此,各国都在努力研究液氧/烃类燃料以及液氧/烃类/液氢三组元燃料作为未来低成本航天飞机和大型运载火箭的动力装置方案。

强化工作条件下的液氧/烃类燃料火箭发动机,加重了燃料在冷却通道内的积炭和结焦倾向,使发动机的冷却性能变坏,而且还妨碍了发动机的重复使用。用液氧冷却推力室,有

助于改善发动机的冷却性能。此外,利用氧的过热蒸汽来驱动涡轮,有可能简化发动机的系统,提高发动机的效率。由此可见,液氧作为液体火箭发动机再生冷却介质的前景是宽广的。

国外学者对超临界压力下液氧的热交换问题进行过不少研究^[1-3]。中国科学院力学研究所也曾应用R.G. Deissler提出的理论,对超临界液氧和气氧进行过计算和分析。

鉴于国内还没有关于液氧传热、冷却方面的经验报道,本文介绍了我们曾经进行过的超临界压力下液氧传热性能研究工作的情况,对国内常用的一些传热计算公式进行验证的结果。

二、实验系统和测量

本文用电加热方法对液氧传热性能进行实验研究。加热源为一台16kW的低压直流发电机。系统为挤压式,用高压气瓶组内的压缩空气增压(图1)。液氧流量用双孔板流量计(5)测量。

实验段本体为 $\phi 6 \times 1$ 的1Cr18Ni9Ti耐热不锈钢加热管,长400mm。

加热管上焊有16根测电压引线(2)。在每两根电压栓中间,包扎有测量外壁温度的铜/康铜热电偶(3)。热电偶工作端和钢管之间用0.05mm厚的云母片隔开。整个实验段包有厚厚的石棉绝热层,以减少热量的传递和逸散。

为改变进口处液氧的温度,在系统中串联有一段长度可以调节的电加热预热段(图1中6)。实验段进、出口液氧温度用标准铜/康铜热电偶测量。

为了验证测试系统的精度,在液氧试验之前,用蒸馏水进行了十多次各种工况下的传热验证性试验。试验数据按常用的流体强迫对流换热米海耶夫公式进行整理^[4]。结果表明,试验数据与公式的偏离在 $\pm 10\%$ 以内,说明实验设备及测试系统精度满足传热研究的要求。

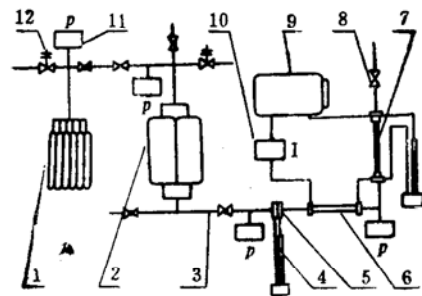


图1 实验系统简图

1. 高压气瓶组 2. 液氧贮箱 3. 开关
4. 差压计 5. 孔板流量计 6. 预热段
(长度可调) 7. 实验段 8. 调节阀
9. 直流发电机 10. 电流计 11. 压力计
12. 安全阀

三、试验结果和分析

1. 试验数据的综合整理

试验工作压力为6~7 MPa,液氧温度变化在120~195K之间,壁温变化在180~800K之间。考虑到流体速度场和温度场的均匀性,试验数据只取离加热管进口长度大于120mm以后的数值($l/d > 30$)。总共整理和分析了45次试验,计376个数据。

图2是液氧跨临界温度点时试验数据沿加热管长的变化图。

W.B. Powell在研究液氧传热性能时,用综合放热系数 $ad^{0.2}/W_g^{0.8}$ 来表示。这是从换热准则方程式转化而来的,表示单位流通截面质量流率流体的传热性能。这种表示法不牵涉到

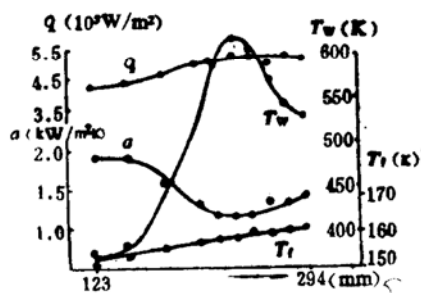


图2 试验数据沿加热管分布图
(跨临界温度点)

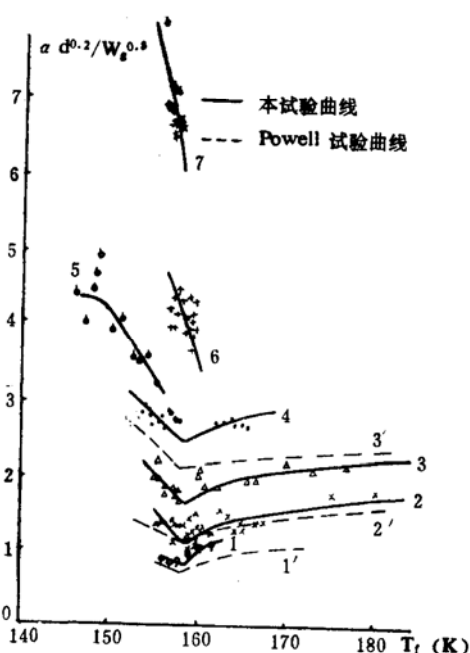


图3 氧的综合放热系数与液温关系图

流体的物性参数, 整理方便。图3是超临界压力下氧的综合放热系数与液温的关系曲线, 是在各种不同的壁温下整理出来的。

图2表明, 当液氧靠近临界温度时, 壁温升高, 放热系数下降。在临界温度附近, 放热系数具有最小值, 当工作压力为5.982MPa (绝对) 时, 最小值出现在158K左右。证明液氧在临界温度区传热性能变坏。随着壁温的升高, 放热系数相应减小。图3中也列出了鲍惠尔的试验曲线。可以看出, 我们的试验结果与鲍惠尔的结果非常相似, 数值也大致相同。

曲线号	壁温 (K)	压力 (MPa)
1	750	6.374
2	555	5.982
3	340	5.982
4	265	5.982
5	190	5.982
6	190	6.276
7	175	6.600
1'	999	6.894
2'	555	6.894
3'	333	6.894

2. 液态区氧的传热性能

国内有些单位, 用以下公式计算超临界压力下液体推进剂的强迫对流换热

$$Nu_f = 0.023 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4} (Pr_f / Pr_w)^{1/3} \quad (1)$$

公式(1)是苏联学者根据非等温流动流体换热试验整理得到的, 原来只适用于亚临界流体换热, 能否适用于超临界压力下流体的换热, 并不清楚。

为了验证公式(1)对液态氧传热计算的适用性, 我们将 $T_f < 155K$ 的试验结果按公式(1)整理在图4上。这部分试验壁温变化在170~600K之间。

从图4可以看出, 试验结果与公式(1)比较, 有的符合, 有的差别很大。

(1) 在远离临界温度的低液温区, 当 $T_w < 200K$ 、 $T_f < 140K$ 时, 试验数据与公式(1)比较符合。

(2) 当氧的温度接近临界温度且壁温较低时, 即 $T_w < 200K$ 、 $T_f = 140 \sim 154K$, 公式

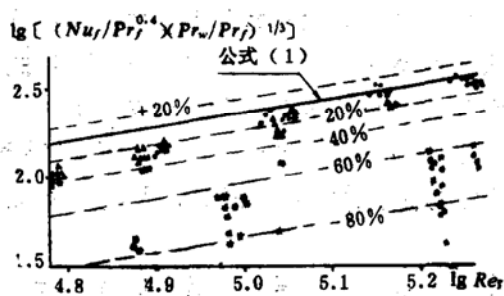


图4 按公式(1)整理液态区氧的试验结果
图中 · — $T_f < 140\text{K}, T_w < 200\text{K}$
△ — $T_f = 140 \sim 155\text{K}, T_w < 200\text{K}$
* — $T_f = 140 \sim 155\text{K}, T_w > 200\text{K}$

(1) 计算的结果与试验数据相比, 平均偏大20%左右。

(3) 当氧的温度接近临界温度而壁温较高时, 即 $T_w > 200\text{K}$ 、 $T_f = 140 \sim 155\text{K}$, 计算结果与试验数据相比, 偏大很多。

液氧温度低于140K时, 公式(1)与试验结果比较符合的事实说明, 超临界压力下远离临界温度液态氧的传热, 基本上可以用亚临界一般流体湍流换热公式计算。这主要是氧在140K温度以下, 其物性随液温变化不是很激烈, 表示流体物性对传热性能影响的 Pr 数变化也不太大。此时的液氧按其性质来说与亚临界流体相近, 所以用亚临界流体传热公式(1)计算是可以的。

从试验结果及图2,3可以看出, 液氧温度超过145K以后, 放热系数开始下降, 向临界温度区过渡。此时氧的物性随温度急剧变化(参看图5), 完全不同于一般亚临界流体的情况。因此, 用公式(1)来计算近临界温度液态氧的传热是不合适的。

3. 临界温度区氧的传热性能

国内常用的临界温度区推进剂传热计算公式是

$$Nu_f = 0.023 Re_f^{0.8} Pr_m^{0.8} \quad (2)$$

公式(2)是苏联学者谢茨曼在研究临界温度区水换热时, 根据试验整理出来的经验公式^[6]。据文献^[7]报道, 公式(2)也适用于临界温度区氧和二氧化碳的传热计算。

图6是 $T_f > 154\text{K}$ 的临界温度附近液氧及低温气氧的试验结果与公式(2)的比较。结果表明, 只有一部分壁温较低的试验点(温压比 $T_w/T_f < 2$), 与公式比较符合。随着温压比的加大(或壁温的升高), 试验结果与公式的偏离加大。

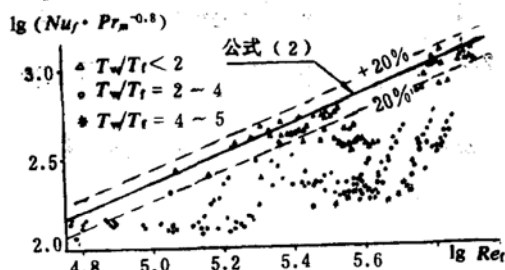


图6 按公式(2)整理临界温度区氧的试验数据

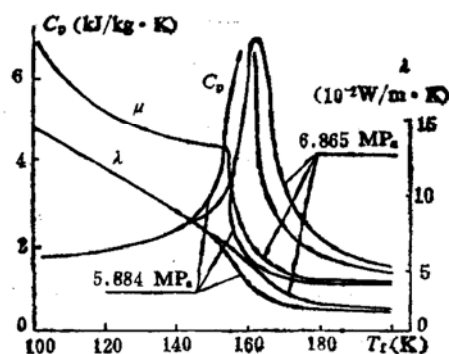


图5 氧的热物理参数随温度变化图
(氧的物性数据取自文献^[5])

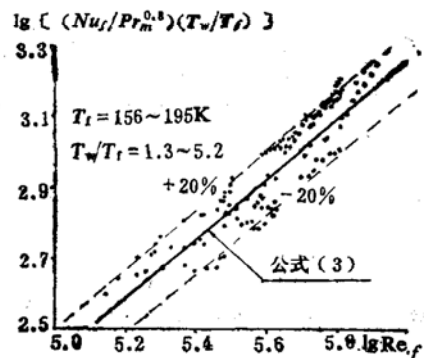


图7 按公式(3)整理临界温度区氧的试验数据

由此可见,当温压比较低时,用公式(2)计算临界温度区氧的换热是可以的;但温压比较大时,并不合适。这主要是公式(2)是在温压比很小的情况下($T_w/T_f < 2$)整理而来的,而我们试验的温压比范围宽,有的试验超出原公式温压比参数值很多,因此偏差较大。

此外,公式(2)中的 Pr 数是取壁温或液温做定性温度时的较小值,当壁温高于220K时, Pr_m 接近常数0.8,所以公式(2)不能反映出高壁温时放热系数的变化情况。因此,用公式(2)计算高壁温临界区氧传热时,偏离很大。

分析图6可以看出,这个区域氧的换热系数随壁温升高而相应减小。经过整理,我们找出了氧的换热系数与温压比大致成反比的关系。为此,临界温度附近液氧和低温气氧的换热系数,可以用以下公式进行计算

$$Nu_f = 0.0266 Re_f^{0.8} Pr_m^{0.8} (T_w/T_f)^{-1} \quad (3)$$

按公式(3)整理的试验数据见图7。结果表明,绝大部分试验数据与公式(3)的偏离在 $\pm 20\%$ 以内。公式(3)整理时的参数范围是:

$$\begin{aligned} T_f &= 156 \sim 195 \text{ K} \\ T_w/T_f &= 1.3 \sim 5.2 \\ Re_f &= 10^5 \sim 10^6 \end{aligned}$$

苏联学者库搭吉拉捷根据湍流边界层里密度波动原理,推导出在临界参数附近气体的换热计算公式^[8]

$$Nu_f = 0.023 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4} \left(\frac{2}{\sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_w}} + 1} \right)^2 \quad (4)$$

图8列出了按公式(4)整理低温气氧的试验结果。可以看出,温压比低的试验数据(图中圆点部分),与公式(4)符合得很好;温压比高时,偏差较大。因此,近临界温度氧的传热,在 $T_f = 157 \sim 181 \text{ K}$ 、 $T_w/T_f < 3$ 时,可以用公式(4)进行计算(偏离在 $\pm 20\%$ 以内)。

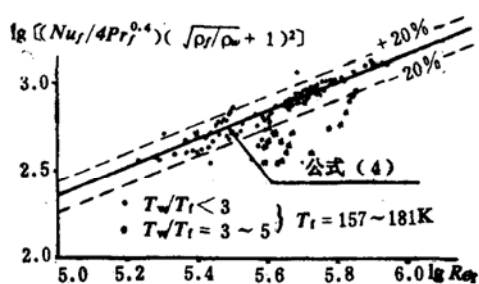


图8 按公式(4)整理低温气氧的试验结果

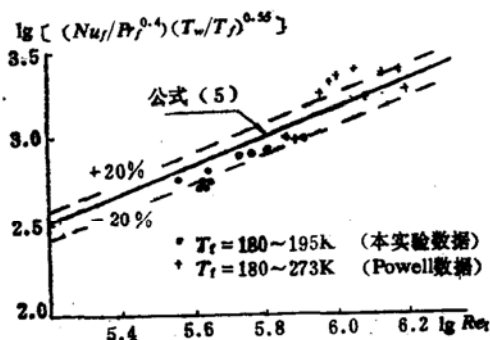


图9 按公式(5)整理气氧的试验结果

(4) 气氧的传热性能

常用的气体换热计算公式是

$$Nu_f = 0.023 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4} \left(\frac{T_w}{T_f} \right)^{-0.55} \quad (5)$$

公式(5)是库塔吉拉捷, 根据理论分析和试验数据整理得来的, 适用于 $1 < T_w/T_f < 3.5$ 的气体换热^[9]。

我们没有进行高温气氧的试验。少量接近200K的气氧试验数据按公式(5)整理后, 表示在图9上。虽然试验结果勉强符合公式, 但是可以预见, 当氧的温度超过200K时(此时氧的物性随温度变化不大), 用公式(5)来计算超临界压力下气氧的换热系数是合适的。

四、结 论

1. 用亚临界非等温流体湍流换热公式(1)计算超临界压力下液态氧的传热时, 只适用于 $T_w < 200\text{K}$ 、 $T_f < 140\text{K}$ 的传热工况。液氧温度大于140K后, 放热系数逐渐减小, 开始向临界温度区过渡, 不能再用公式(1)进行计算。

2. 常用的临界温度区流体换热公式(2)计算临界温度附近液氧和低温气氧的传热时, 偏差很大。用本文整理的公式(3)进行计算, 与试验结果相当吻合。如果温压比较小, 也可以用公式(4)进行计算。

3. 超临界压力下高温气氧($T_f > 200\text{K}$)的传热, 预测可以用一般的气体换热公式(5)进行计算。

参加本研究课题的主要人员还有王裕人、潘润多、杨淑珍、王雪华、韩丽等同志。

参 考 文 献

- (1) Powell, W.B.: Heat Transfer to Fluids in the Region of the Critical Temperature, Jet Propulsion, July 1957.
- (2) Spencer, R.G., Rousar, D.C., Price, H.G.: LOX-Cooled Thrust Chamber Technology Developments, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.17, No.1, 1980.
- (3) Price, H.G.: Cooling of High Pressure Thrust Chambers with Liquid Oxygen, AIAA 80-1260.
- (4) 米海耶夫, М.А著: 传热学基础, 高等教育出版社, 1959年, 北京。
- (5) 龚堡等: 超临界压力下氧的热物理常数汇编, 中国科学院力学研究所十三室资料, 1962年。
- (6) Шицман, М.И., Миропольский, З.Л.: Теплоотдача к Воде и Пару при Переменной Теплоёмкости в Окологкритической Области, Ж.Т.Ф., Том27, №10, 1957.
- (7) Шицман, М. И.: Теплоотдача к Воде, Кислороду И Двуокиси Углерода в Окологкритической Области, Теплоэнергетика, №1, 1959.
- (8) Кутателадзе, С.С., Леонтьев, А.И.: Законы Соплотивления и Теплообмена в Турбулентном Поточе Сжимаемого Газа, Сборник «Тепло-и Массоперенос», Том III, Госэнергоиздат, 1963.
- (9) Кутателадзе, С.С.: Основы Теории Теплообмена, МАШГИЗ, 1957.

STUDY OF HEAT TRANSFER PERFORMANCE OF LIQUID OXYGEN

Zhu Pingru (The 31st Research Institute)

Guo Ping (The 801st Research Institute)

Abstract

Heat transfer performance of liquid oxygen under conditions of critical temperature and supercritical pressure has been studied experimentally by means of electrical heating. The adaptability of criterion equations commonly used at home for calculating the heat transfer performance of L.O. was also examined. The study results show as follows:

1. The subcritical, non-isothermal, turbulent heat transfer equation is not suitable for supercritical situation, except for wall temperature $T_w < 200\text{K}$ and L.O. temperature $T_f < 140\text{K}$.

2. The considerable error would happen when universal heat transfer equation for critical temperature region (relation by Schmzmann, M.) is used for calculating the heat transfer coefficient of L.O. in the vicinity of critical temperature and gas oxygen at low temperature. The calculation conducted with the new criterion relation presented in this paper $Nu_f = 0.0266 Re_f^{0.8} Pr_m^{0.8} (T_w/T_f)^{-1}$ is conformed with the experimental data very well.

3. The popular equation for gas heat exchange can be used for high-temperature gas oxygen under condition of supercritical pressure.

Keyword: Heat transfer, Liquid oxygen, Liquid propellant rocket engine, Heat transfer coefficient, Computation

EFFECTS ON EROSION BURNING OF AP PARTICLE SIZE IN HTPB COMPOSITE SOLID PROPELLANTS

Chen Jinghui Li Fengxing Ji Chenwu Chen Liusheng

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

In this paper, the effects on erosive burning of AP particle size in HTPB composite solid propellants are studied by using a motor with a transparent plexiglass