

高动压超声速燃烧热防护初步分析

程迪^{1,2}, 陆阳^{1,2}, 范学军^{1,2}

1 中国科学院力学研究所空天飞行高温气动全国重点实验室(筹), 北京市海淀区 100190

2 中国科学院大学工程科学学院, 北京, 100049

摘要 针对低空高超飞行探索了高动压工况下超燃冲压发动机所面临的热防护问题, 以相同来流总温和隔离段马赫数的燃烧室为例, 采用尺度分析的方式估算了高动压工况相比于低动压工况发动机热防护设计的异同。主要结论包括: 1) 高动压工况下主动再生冷却对热沉要求更低, 2) 热壁材料应选择具有更高热应力屈服性能指数的材料, 3) 主动冷却流动拓扑可进行调整优化以降低压降。

关键词 超声速燃烧, 高动压, 热防护

引言

目前高超声速飞行器主要用于飞行动压 50 ~ 100kPa 范围飞行, 如能进一步降低高度, 则可以提供更短的预警时间, 并提供低空激波杀伤等新的杀伤机制, 具有一定的军事应用前景。与此同时, 现有的贴近地面的巡航导弹飞行速度太慢, 无法在现有防空体系的响应时间内抵达目标。如 2023 年 3 月 27 日美国海军的 CG 58 和 DDG 87 在 NASA 的 Wallops 飞行设施采用 2 枚 SM-2 面对空导弹成功拦截了可以 4.6m 高度 Mach 2.6 速度飞行的 Northrop Grumman 公司的 GQM-163 超声速掠海靶弹并公布了相关录像, 从 GQM-163 发射到拦截完成的时间为 18s 左右^[1]。因此未来的导弹必须有更高的突防能力, 包括更高的速度和机动性。根据冲压和超燃冲压发动机的推力和比冲随高度和 Mach 数先增加后减小的变化特征^[2], 在相同的高度上采用超燃冲压发动机以高超声速飞行不仅可以通过增大吸气量从而提供更大的推力, 还可以保持较高的比冲提升飞行器的航程。

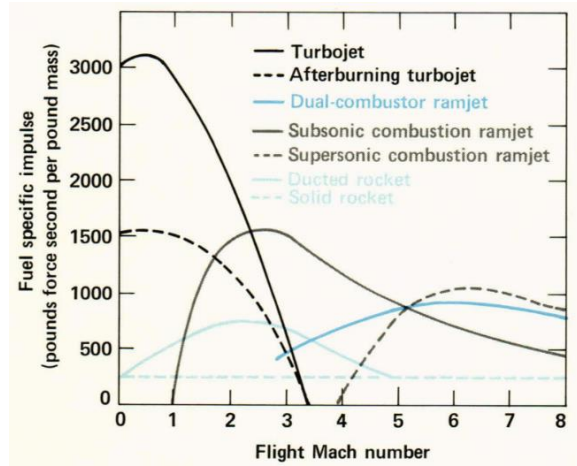


图 1 不同导弹推进装置类型的比冲随 Mach 数的变化趋势^[2]

高动压超声速巡航飞行器最早可以追溯到美国 NACA 在 1954 年提出、1964 年下马的核冲压导弹项目超声速低海拔导弹 (Supersonic Low Altitude Missile, SLAM)。该飞行器拟设计于以低空 Mach 3 飞行深入苏联本土投放多枚核弹。后续各国研制的低空超声速巡航导弹的冲刺阶段飞行 Mach 数大都设计在 2~3, 按 35km 的雷达照射距离估计, 冲刺阶段飞行时间为 35 ~ 60s 左右, 显著高于典型防空系统的反应时间。2023 年 3 月, 美国海军给美国 Raytheon 公司和 Lockheed Martin 公司提供了 1 份 1.16 亿美元的合同用于开发高超声速空射进攻性反水面导弹 (Hypersonic Air Launched Offensive Anti-Surface, HALO, 之前被称为 Offensive Anti-Surface Warfare Increment 2, OASuW Inc 2), 预计飞行速度为马赫 7, 据报

道有低空突防能力，计划在 2024 年 12 月前两家公司可以完成初步设计评审，并于 2028 年部署^[3-6]。

但是更高速工况下的冲压或超燃冲压发动机将面临更高的来流动压和总压，尤其会给发动机的热防护带来巨大挑战。但由于技术敏感性，高动压超燃热防护方面的研究比较匮乏，相关的文献主要集中在高压的火箭喷管热防护和低动压超燃热防护等方面，因此本文主要从理论角度采用尺度分析和类比方法对高动压超燃发动机热防护问题进行初步讨论。

1 热环境估计

1.1 对比工况

就超燃燃烧室而言，其主要参数为隔离段入口 Mach 数、质量流量、总温和尺寸。为便于对比本文在假设隔离段入口 Mach 数相同、

尺寸相同的前提下，设计了如下两个对比工况：

高压工况：为了进一步压缩防空系统反应时间，考虑到高速飞行更难以锁定以及饱和攻击的协同效果，冲刺阶段飞行时间可定为 20~25s，对应飞行速度在 1750m/s ~ 1400 m/s，相对于海平面声速 340m/s，对应的飞行 Mach 数为 5.1~4.1。这里参考 GQM-163 超声速掠海靶弹的数据，按标准大气计算，假设飞行器在海拔 4.6m 以海水声速 1500m/s 飞行（35km 飞行时间 23.3s），飞行 Mach 数为 4.41，动压为 1.38MPa，来流总温约 1408K，总压约 26.18MPa。

低压工况：飞行高度 20km，为保持发动机燃烧室工况基本不变，取来流总温相同，飞行动压 100kPa 左右的工况，并假设隔离段入口 Mach 数相同，以便于进行不同工况下发动机的对比。

表 1 高低动压工况表

	单位	高压工况	低压工况	比例	备注
飞行高度	m	4.6	20000		通过动压、总温反算
飞行速度	m/s	1500	1549	97%	高压燃烧室速度参考海水声速
Mach 数		4.41	5.25	84%	按标准大气计算
飞行动压	kPa	1379	106.7	1292%	
来流总压	MPa	26.18	3.897	672%	按理想气体计算
总压恢复系数		61%	47%	129%	$1-0.075*(M-1)^{1.35}$
隔离段入口总压	MPa	15.89	1.84	866%	
来流总温	K	1409	1410	100%	按理想气体计算
来流质量流率	kg/s/m ²	1.84E+03	1.38E+02	1334%	
单位长度 Re	1/m	1.027E+08	9.688E+06	1060%	

对比上述两个工况可以发现，相比于已经实现的低压飞行，高压飞行的主要差异在于来流动压、总压、流量和 Re 数发生了 6.7~13.3 倍的变化。

由于假设高压工况发动机在尺寸不变、隔离段入口 Mach 数不变，来流质量流量和隔离段入口静压随隔离段入口总压成正比，高压工况为低压工况的 8.66 倍。

1.2 燃烧流场

首先，根据 Zeldovich 等人的理论^[7]，碳氢燃料的层流火焰速度 S_L 和压力 p 的关系和反应阶数 n 有关，碳氢燃料的反应阶数接近 2，因此静压对燃烧流场的影响较弱。

$$\frac{S_L}{S_{L0}} \propto \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{n}{2}-1} \quad (1)$$

根据力学所直连式超燃试验平台试验结果，采用如下图所示的燃烧室，隔离段入口 Mach 数为 2.5，引导氢当量比 0.09，采用预热

到 750K 的大庆 RP-3 航空煤油开展了不同来流总压的超声速燃烧试验，可见在 0.85 ~ 1.5MPa 来流总压范围内，静压分布于来流总压成正

比，以入口静压为参考压力的无量纲压力分布和来流总压几乎无关。

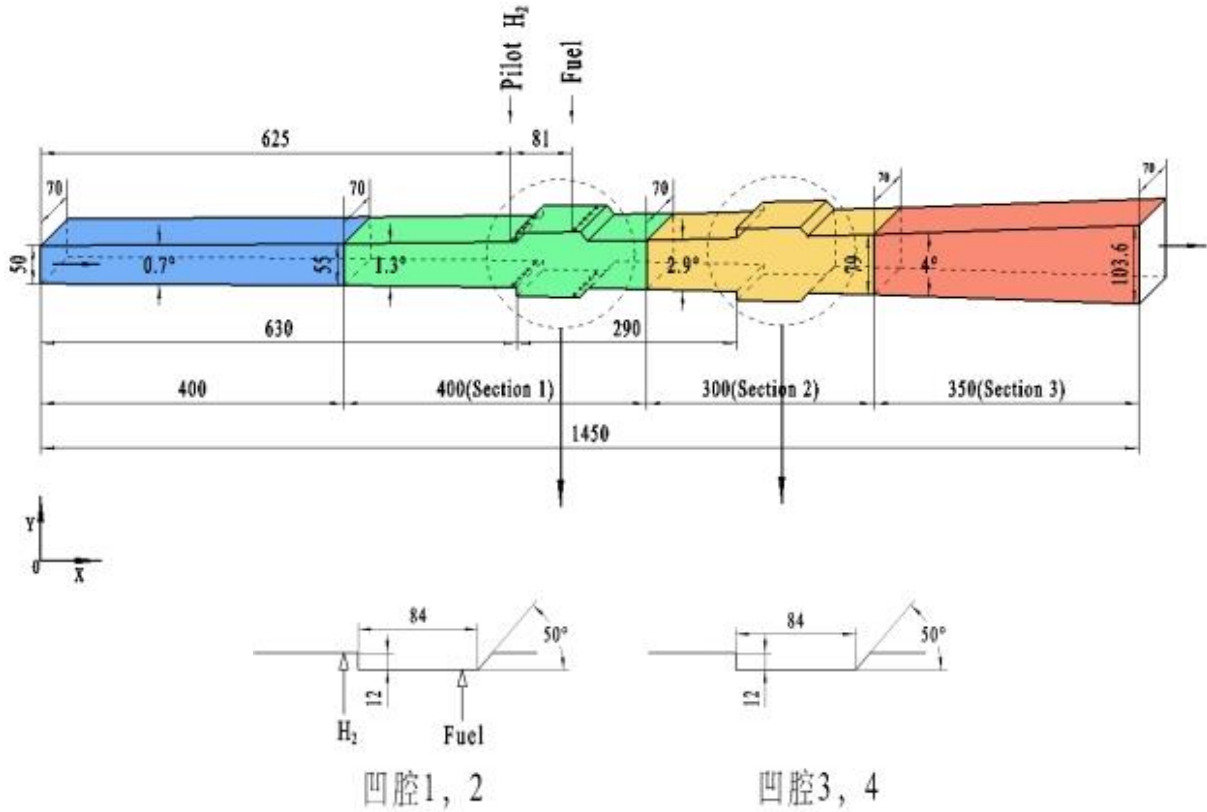


图 2 超声速模型燃烧室及喷油堵块结构示意图（图中尺寸单位为毫米）

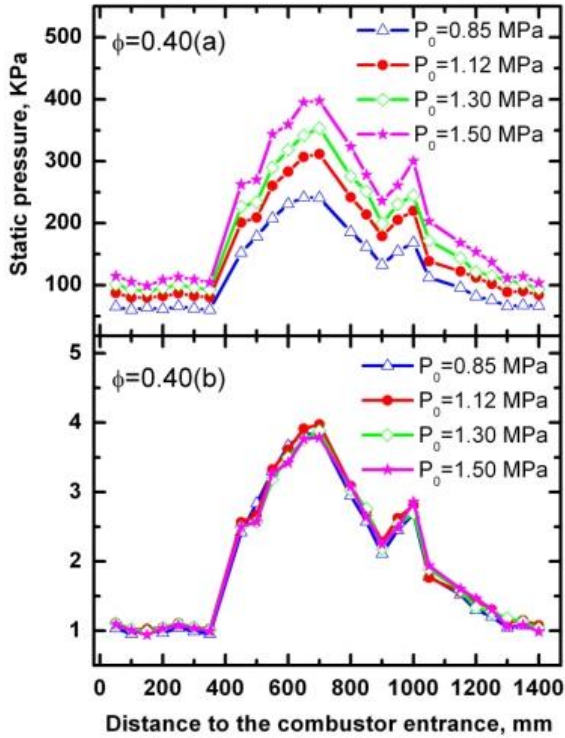


图 3 燃烧当量比 0.40, 不同总压 0.85、1.12、1.30 和 1.50 MPa 下, (a)燃烧静压分布; (b)压力归一化后的燃烧静压相对值分布

因此我们可以认为碳氢燃料超燃的流场具有相似性, 我们可以基于现有低动压燃烧室的数据去估计高动压下的燃烧流场。

1.3 对流热流估计

燃烧室的内壁热流分为两大部分: 对流热流和辐射热流。首先考虑对流热流。

气壁对流传热系数 h_{gw} 和来流的关系通常可近似表示如下, 与静压的 0.8 次方成正比, 如果内壁具有相同的温度, 热流也和静压的 0.8 次方成正比。

$$\begin{aligned} Nu_{gw} &= \frac{h_{gw} D_{sc}}{k} \\ &= 0.026 \left(\frac{\rho u D_{sc}}{\mu} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu c_p}{k} \right)^{0.4} \propto p^{0.8} \end{aligned} \quad (2)$$

根据前述两个工况的对比, 在相同的捕获面积条件下, 高动压来流空气流量是低动压工况的 8.66 倍, 在当量比相同的情况下, 燃料流量也是 8.66 倍, 假设发动机燃烧流场静压与来流总压成正比, 高动压工况对流热流仅为低动压工况的 5.62 倍, 对燃料再生冷却的热沉需求反而降低为低动压工况的 64.9%, 因此高动压超燃工况的冷却油相对低动压超燃更加富余。

1.4 辐射热流估计

辐射热流和燃气的性质有关, 在流场相似的情况下, 对辐射热流影响最大的是燃气的光学厚度 (optical thickness), 对于采用液体碳氢燃料的低动压发动机来说, 无碳烟条件下辐射热流占比通常较小, 通常只需要考虑对流热流。但对于高动压发动机光学厚度*压强增大大约 1 个量级, 对有效发射率影响巨大。

根据 2018 年浙大岑可法院士团队的 Shiquan Shan 等人针对 H₂O/CO₂ 比例 0.125~4、静温 500~2500K、静压 1~30bar、射线路程长 1mm~60m 的高压燃气热辐射提出的灰气体加权求和 (weighted-sum-of-gray-gases, WSGG) 模型^[8]。论文中给出了射线路程长 1m, H₂O/CO₂ 比例为 1 的不同温度燃气在 1~30bar 的辐射热流如下图所示, 可见高温燃气对壁面的辐射热流密度随静压增大存在一个平台。

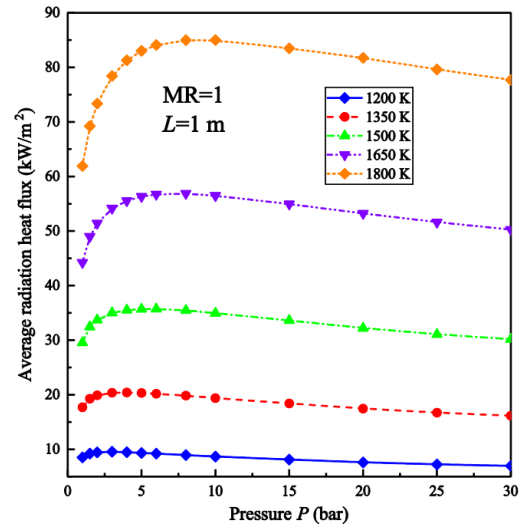


图 4 压力对平均辐射热流的影响^[8]

假设低动压燃烧室静压为 1bar, 高动压燃烧室静压为 8.66bar, 燃烧室射线路程长为 1m, 燃气温度 1800K, 可估算得到热流从 62kW/m² 增加到约 85kW/m², 增量并不大。因此在高动压燃烧中辐射热流相对于对流热流依然可以忽略。

另外一项值得讨论的是碳烟的辐射, 根据 2022 年西北工业大学李阳教授团队的 Ruining He 等人采用激波管对氩气中 200~500ppm 的 JP-10 的热解定量测量和分析^[9], 如下图所示, 高压热解反而有助于抑制碳烟的生成, 因此高

动压工况下碳烟的热辐射应该不会变得比低动压工况更严重。

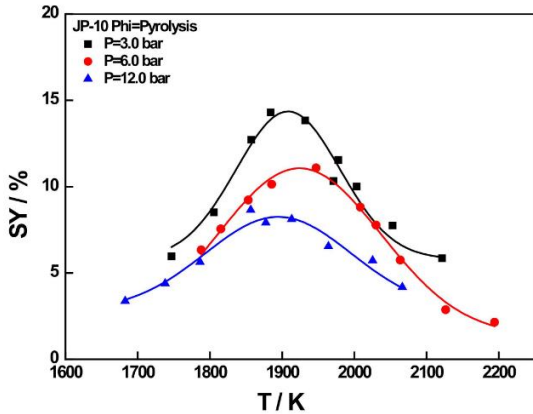


图 5 JP-10 燃料的碳烟生成比例随压力变化的影响^[9]

总的来说，对于采用典型碳氢燃料的高动压工况超燃冲压发动机而言，其内壁热流由对流热流主导，与静压的 0.8 次方成正比。

2 冷却方案初步分析

超燃冲压发动机的冷却方案有多种，主要可分为被动冷却和主动冷却。

对于短时间工作的发动机或地面试验件，可采用被动冷却方案，包括烧蚀、辐射冷却、热沉、绝热壁等手段。其中烧蚀面的后退速率往往随热流密度成正比，并且在有氧情况下会加快烧蚀，对于超燃发动机而言流道型面的变化对流场影响较大，不易设计和控制；绝热壁和辐射冷却对材料高温强度要求过高，难以适用于大热流工况；热沉式结构适合地面短时间试验但对飞行器应有来讲过重。

对于需要较长时间工作的发动机，必须采用以主动冷却为主要手段的方案，包括再生冷却、发汗冷却和液膜冷却等。其中利用燃料热沉的再生冷却是一种 X-51 飞行试验证明可行的有效手段。但与火箭发动机静压沿流向单调

下降的情况不同，冲压发动机燃烧室的压力是随流向先升高后降低，并且壁面由于存在凹腔、支板等不连续突出物使边界层难以稳定存在，采用发汗冷却和液膜冷却等手段受到限制。根据前一章节的分析可以看出，高动压工况对燃料的热沉需求反而只有低动压工况的 64.9%。因此本文认为再生冷却方法技术继承性好、结构强度较高，在高动压超燃下具有最好的可行性。下面主要分析利用再生冷却对高动压工况进行热防护可能面临的问题。

2.1 内壁材料

首先，通常低动压工况燃烧室的平均热流密度在 0.8 MW/m^2 ，峰值热流在 2.5 MW/m^2 量级，根据前述的压力 0.8 次方律，高动压燃烧室平均热流可估计为 4.5 MW/m^2 ，峰值热流 14.1 MW/m^2 。根据 1998 年 MIT 的 J. H. Lienhard V 等人对高热流条件下平板屈服极限的研究^[10]，材料抗热应力的极限可用热应力屈服性能指数 Q_{efm} 表征，其含义为无限大平板在均匀热流情况下发生屈服的热流密度与厚度之比，定义式如下。

$$Q_{efm} = \frac{(1 - \nu)k\sigma_Y}{E\alpha} \quad (3)$$

其中 ν 表示泊松比， k 表示热导率， σ_Y 表示屈服应力， E 表示杨氏模量， α 表示热膨胀系数。

常见材料的 Q_{efm} 如下表所示，除开钻石、碳化硅等声子热导较强的陶瓷材料，可见 Inconel 和不锈钢在高热流条件下比其他材料更容易发生热屈服，各种高铜合金（如 C15715、C18200、C15000）和高钼合金（如钼钨钛合金，代号 TZM）则可耐受更高的热流。特别是 TZM，其在 1090°C 下 Q_{efm} 可达 $26.5 \text{ MW/m}^2/\text{mm}$ 。

表 2 各类材料的抗高热流性能^[10]

物理量	热膨胀系数	杨氏模量	热导率	0.2%残余塑性变形的屈服应力		极限可用热应力屈服性能指数		熔点
				σ_Y	ν	Q_{efm}	ΔT	
材料	α	E	k	MPa		Q_{efm}	K	T_{mett}
单位	$1e-6/\text{K}$	GPa	W/m/K	MPa		$\text{MW/m}^2/\text{mm}$	K	K
钻石(单晶)	0.8	1050	2100	3000	0.15	6375.0	3035.7	973

碳化硅(单晶、室温)	4.02	400	500	300	0.2	74.6	149.3	3000
DS Copper(C15715-H04)								1356
20°C	16	130	365	430	0.3	52.8	144.7	
200°C	17.2	120	345	375	0.3	43.9	127.2	
400°C	18.8	110	320	307	0.3	33.3	103.9	
Copper-Cr(C18200-TH04)								1343
20°C	16.3	130	324	520	0.3	55.7	171.8	
200°C	17.2	120	351	441	0.3	52.5	149.6	
400°C	18.9	109	364	343	0.3	42.4	116.5	
Copper-Zr(C15000-TH04)	16.9	129	367	411	0.34	45.7	124.4	1253
Molybdenum(TZM)								2883
Stress relieved, 21°C	4.9	315	120	860	0.3	46.8	390.0	
Stress relieved, 1090°C	5.6	205	100	435	0.3	26.5	265.2	
Tantalum(T-222)								3293
Stress relieved, 20°C	5.9	200	54	950	0.3	30.4	563.6	
Stress relieved, 1000°C	6.8	140	59	700	0.3	30.4	514.7	
Tungsten								3683
Wrought, 200°C	4.3	400	150	640	0.28	40.2	267.9	
Wrought, 500°C	4.4	388	130	517	0.29	28.0	215.0	
Wrought, 1000°C	4.7	367	110	413	0.29	18.7	170.0	
Recrystallized, 200°C	4.3	400	150	405	0.28	25.4	169.5	
Recrystallized, 500°C	4.4	388	130	131	0.29	7.1	54.5	
Niobium(FS-85)								2741
Stress relieved, 20°C	7.1	140	45	735	0.3	23.3	517.6	
Stress relieved, 500°C	7.4	130	49	560	0.3	20.0	407.5	
Recrystallized, 1090°C	9	125	57	200	0.3	7.1	124.4	
Aluminum(6061-T651)								855
20°C	23.6	70	167	276	0.33	18.7	111.9	
149°C	24.2	64	175	215	0.33	16.3	93.0	
371°C	25.3	39	181	12	0.33	1.5	8.1	
Vanadium(V-15Cr-5Ti)	9	124	24	500	0.3	7.5	313.6	2173
Inconel 713C	10.6	205	11	740	0.3	2.6	238.4	1533
Stainless Steel 304L(10%cw)	17.3	193	15	450	0.27	1.5	98.4	1673

因此，高动压燃烧室的壁面难以采用传统的高温合金制作，需要考虑采用新材料来制作，考虑技术成熟度和工艺性，合金依然是比较合适的选择。如需维持相同的壁面温度，适合采用 TZM 加涂层制作燃烧室内壁，否则可考虑利用较多的燃料热沉采用铜合金制作燃烧室内壁。

对于内壁涂层材料，由于受到高热流条件下热应力的限制，高动压发动机内壁往往难以

采用类似航发叶片的陶瓷类隔热涂层，更适合采用如火箭发动机内壁的金属镀层来强化隔热 [11-14]。

2.2 冷却槽道设计

在相同的燃烧当量比条件下，高动压工况的油流量增大为低动压工况的 8.66 倍，如采用原有槽道进行冷却，假设冷却槽道为光滑管，从 Moody 图可以看出，如 Blasius 曾推导出 Darcy 摩擦系数 f_D 对雷诺数的依赖指数为 $-n$,

n 的取值范围在 0.2 ~ 0.25^[15]。鉴于高动压工况的冷却槽道雷诺数相对偏高，本文取 $n=0.2$ 。

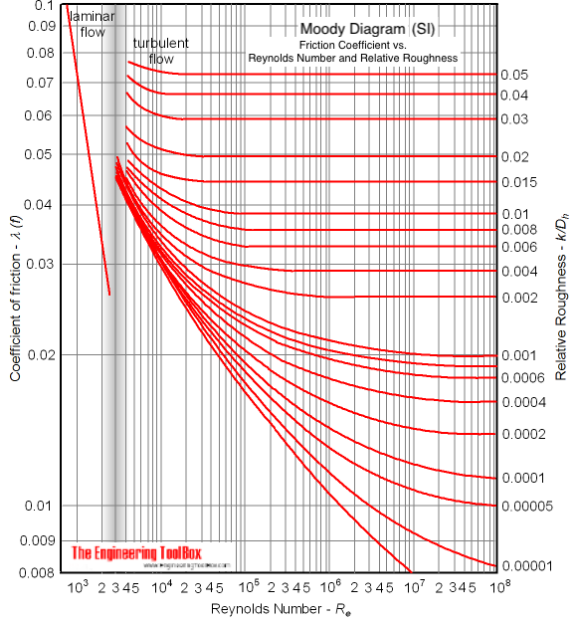


图 6 反映 Darcy 摩擦因子与 Reynolds 数关系的 Moody 图

$$f_D = \begin{cases} 0.316 Re^{-0.25}, & 3000 < Re < 2 \times 10^4 \\ 0.184 Re^{-0.2}, & 2 \times 10^4 \leq Re < 2 \times 10^6 \end{cases} \quad (4)$$

$$\Delta p = \frac{L}{D} \times f_D \times \frac{\rho u^2}{2} \propto L \frac{q_{m,f,ch}^{1.8}}{D^{4.8}} \quad (5)$$

如图 7 所示假设冷却面板槽道布置方式不变，槽道形状不变，气壁厚度 t 不变，槽道根数 N 和槽道尺寸 D 的乘积 $ND=C$ 保持不变。

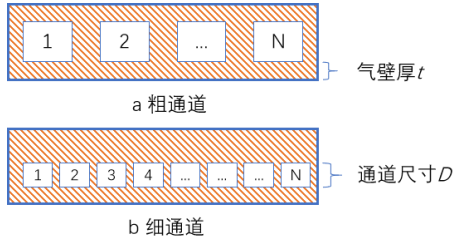


图 7 冷却槽道尺寸变动示意图

$$q_{m,f,ch} = \frac{q_{m,f}}{N} = \frac{Dq_{m,f}}{C} \propto Dq_{m,f} \quad (6)$$

$$\Delta p \propto L \frac{q_{m,f,ch}^{1.8}}{D^{4.8}} \propto L \frac{q_{m,f}^{1.8}}{D^3} \quad (7)$$

如下图所示，气壁温度主要由壁面热阻 R_w 与冷却槽道热阻 R_{wf} 之和和占总热阻的比例决定。如果材料热导率较低，则其热阻不可忽略。

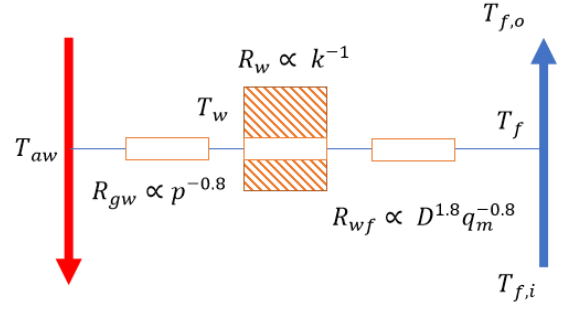


图 8 冷却槽道传热热阻示意图

$$T_w = T_f + \frac{(T_{aw} - T_f)(R_w + R_{wf})}{R_{gw} + R_w + R_{wf}} \quad (8)$$

$$T_f = \frac{T_{f,i} + T_{f,o}}{2} \quad (9)$$

其中 T_{aw} 、 T_f 、 $T_{f,i}$ 、 $T_{f,o}$ 、 T_w 分别表示绝热壁温、燃料平均吸热温度、冷却油入口温度、冷却油出口温度和气壁温度；

冷却油出口油温和吸热量有关

$$q_{m,f} c_{p,f} (T_{f,o} - T_{f,i}) = \frac{A_{ref} (T_{aw} - T_f)}{R_{gw} + R_w + R_{wf}} \quad (10)$$

其中 $c_{p,f}$ 、 A_{ref} 分别表示冷却油平均热容和参考传热面积，假设对高低压工况来说保持一致；

根据 W. C. Reynolds 等人提出的气体湍流平板边界层关联式^[16]

$$Nu_{gw} = \frac{h_{gw}}{k_g x} = 0.0296 Pr_g^{0.6} Re_x^{0.8} \quad (11)$$

其中 x 表示流向沿程长度， k_g 表示气体热导率， Pr_g 表示气体 Prandtl 数，由于两个发动机内型面一致，所以 x 一致。

气壁热阻 R_{wg} 可表示为

$$R_{gw} = \frac{1}{h_{gw}} = \frac{1}{Nu_{gw} k_g x} \propto p^{-0.8} \quad (12)$$

根据光滑管湍流传热 Dittus - Boelter 公式

$$Nu_{wf} = \frac{h_{wf}}{k_f D} = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (13)$$

冷却槽道热阻 R_{wf} 与冷却油流量 $q_{m,f}$ 和尺寸 D 的关系如下

$$R_{wf} = \frac{1}{h_{wf}} \propto \frac{D}{Nu_{wf}} \propto D^{2.8} q_{m,f}^{-0.8} \quad (14)$$

在假设材料热阻可忽略的前提下，假设绝热壁温 $T_{aw}=2800K$ 、碳氢燃料入口温度 $15^\circ C$ ，低动压工况出口温度 $700^\circ C$ ，并且

根据不同的设计条件可计算得到表 3:

1. 对比低动压工况和高动压工况 1 可知，如冷却槽道的尺寸 D 不变，压降会高达 48.7 倍，这是不可承受的，并且此时壁温偏高；

2. 对比低动压工况和高动压工况 2，要保持压降不变冷却槽道尺寸应调整为低动压工况的 365.2%，过大的冷却槽道还可能“掏空”结构导致强度不足，并且此时热壁温度过高，远超过高温合金极限壁温 1200K；

3. 对比低动压工况和高动压工况 3，尽管不顾压降强行减小冷却槽道尺寸至壁面热阻 R_w 接近 0，但由于导热热阻的存在，要保持高温合金极限壁温 1200K 是不可实现的；

4. 对比低动压工况和高动压工况 4，如果采用铜合金壁，为保持铜合金壁温为 750K，需将槽道减小至 44.8%，但此时出口油温超过绝热壁温，说明采用高动压工况采用铜合金是不可实现的。

5. 对比低动压工况和高动压工况 5，如果采用 TZM 壁并保持 TZM 极限壁温为 1090℃，需将槽道扩大为低动压工况的 130.8%，此时压降为低动压工况的 21.75 倍。

综上所述，在冷却槽道基本拓扑结构不变的前提下，高动压超燃冷却应选择在高温下具有更高热应力屈服性能指数 Q_{efm} 的材料（如 TZM），并大幅度增加泵功率才可能实现。

表 3 高低动压超燃冷却设计对比

设定	单位	低压	高压 1	高压 2	高压 3	高压 4	高压 5	备注 1
		高温合金材料	高合壁，槽道不变	高合壁，压降不变	高合壁，保持极限壁温	铜壁，极限壁温	TZM 壁，极限壁温	假设流动拓扑结构不变
材料热导率	W/m/K	12	12	12	12	350	100	典型值
燃烧场静压	相对比例	100%	866%	866%	866%	866%	866%	和来流总压成正比
气壁对流换热系数	相对比例	100%	562%	562%	562%	562%	562%	
总冷却油流量 qmf	相对比例	100%	866%	866%	866%	866%	866%	当量比不变
入口油温 Tfi	K	288	288	288	288	288	288	入口油温假设不变
出口油温 Tfo	K	973	580	295	688	1028	620	超过壁温不可实现
绝热壁温 Taw	K	2800	2800	2800	2800	2800	2800	假设不变
气壁热阻 Rgw	相对比例	100%	17.8%	17.8%	17.8%	17.8%	17.8%	$R_{gw} \sim p^{-0.8}$
导热热阻 Rw	相对比例	100%	100.0%	100.0%	100.0%	3.4%	12.0%	壁厚不变，与热导率成反比
油壁热阻 Rwf	相对比例	100%	17.8%	668.4%	0.0%	1.9%	37.7%	$R_{wf} \sim D^{1.8} \cdot qmf^{-0.8}$
平均燃料吸热温度 Tf	K	631	434	291	488	658	454	
总热阻(Rwf+Rw+Rgw)	相对比例	100%	23%	153%	19%	14%	21%	
热阻分数 Rgw/(Rwf+Rw+Rgw)	分数	73.7%	57%	9%	68%	96%	61%	气壁热阻占主导
热阻分数 Rw/(Rwf+Rw+Rgw)	分数	6.3%	27%	4%	32%	2%	4%	
热阻分数 Rwf/(Rwf+Rw+Rgw)	分数	20.0%	16%	87%	0%	3%	35%	
油流道尺寸	相对比例	100.0%	100.0%	365.2%	10.0%	44.8%	130.8%	最小 10%
油流道压降 deltaP	相对比例	100%	4870%	100%	4870036%	54114%	2175%	
主动冷却驱动温差 Taw-Tf	K	2170	2366	2509	2312	2142	2346	
热壁温度 Tw	K	1200	1446	2585	1235	750	1363	
热壁极限温度 Twmax	K	1200	1200	1200	1200	750	1363	
平均热流密度	相对比例	100%	369%	9%	505%	935%	419%	根据温差和热阻相对比例计算
油温升	K	685	292	7	400	740	332	根据热流和油流量相对比例计算
备注 2		热阻比例为估计	保持壁温略降低，但压降过大	保持压降不变，尺寸过大，壁温过高，出口油温过低	壁温极限不可实现	出口油温高于壁温，不可实现	压降偏大	求解迭代至油温能量平衡

2.3 冷却流动结构优化

从前面的讨论可以看出，壁材耐温和压降是限制高动压超燃主动冷却的主要因素。其中压降是主要的可设计因素。为了降低压降，从压降表达式可以看出，除了改变截面尺寸外，对油流量有影响的还有冷却槽道的长度 L 以及冷却油流量 q_{mf} 。

一方面可以考虑控制冷却油流量 q_{mf} 占燃烧油流量 q_{mf0} 的比例 η ，降低冷却油流量 q_{mf} 来控制压降。

$$q_{mf} = q_{mf0} \times \eta \quad (15)$$

如表 4 所示：

1. 对比高压 1 和高压 1-2 算例，保持通道尺寸不变，当高动压工况冷却油流量降至燃烧

油的 19%时，实际冷却油流量为低动压工况的 167%，压降为低动压时的 251%，泵功率为低动压工况的 4.2 倍，但此时壁温高达 1928K，远大于高温合金的最高使用温度；

2. 对比高压 5 和高压 5-2 算例，对于 TZM 壁面发动机的高动压工况，可以采用 52%的燃烧油用于冷却，此时出口油温达到极限，壁温也达到极限，压降为低动压工况的 15.29 倍，泵功率为 69.4 倍；

3. 对比高压 5-2 和高压 6、高压 7 算例，假设采用新型材料能够使极限壁温增加至 1400℃ 和 1600℃，并保持热导率必变，在保持极限油温和极限壁温的情况下，可大幅度减少冷却油流量和压降，泵功率更是可以大幅度下降。在 1600℃壁温条件下，冷却油占比为 22%，泵功率仅为 4.1 倍；

表 4 高低动压部分油冷却设计对比

	单位	低压	高压 1	高压 1-2	高压 5	高压 5-2	高压 6	高压 7	备注 1
设定		高温合金材料	高合金壁，槽道不变	高合金壁，槽道不变，极限油温	TZM 壁，极限壁温	TZM 壁，极限油温+极限壁温	假设极限壁温 1400℃，极限油温	假设壁温 1600℃，极限油温	假设流动拓扑结构不变
材料热导率	W/m/K	12	12	12	100	100	100	100	典型值
燃烧场静压	相对比例	100%	866%	866%	866%	866%	866%	866%	
气壁对流换热系数	相对比例	100%	562%	562%	562%	562%	562%	562%	
燃烧油流量 q_{mf0}	相对比例	100%	866%	866%	866%	866%	866%	866%	
冷却油分数 η	分数	100%	100%	19%	100%	52%	32%	22%	
冷却油流量 q_{mf}	相对比例	100%	866%	167%	866%	454%	279%	189%	当量比不变
入口油温 T_{fi}	K	288	288	288	288	288	288	288	入口油温假设不变
出口油温 T_{fo}	K	973	580	973	620	973	973	973	
绝热壁温 T_{aw}	K	2800	2800	2800	2800	2800	2800	2800	假设不变
气壁热阻 R_{gw}	相对比例	100%	17.8%	17.8%	17.8%	17.8%	17.8%	17.8%	
导热热阻 R_w	相对比例	100%	100.0%	100.0%	12.0%	12.0%	12.0%	12.0%	壁厚不变，与热导率成反比
油壁热阻 R_{wf}	相对比例	100%	17.8%	66.4%	37.7%	29.7%	56.9%	84.1%	
平均燃料吸热温度 T_f	K	631	434	631	454	631	631	631	
热阻($R_{wf}+R_w+R_{gw}$)	相对比例	100%	23%	33%	21%	20%	25%	31%	
热阻分数 $R_{gw}/(R_{wf}+R_w+R_{gw})$	分数	73.7%	57%	40%	61%	66%	52%	43%	气壁热阻占主导
热阻分数 $R_w/(R_{wf}+R_w+R_{gw})$	分数	6.3%	27%	19%	4%	4%	3%	2%	
热阻分数 $R_{wf}/(R_{wf}+R_w+R_{gw})$	分数	20.0%	16%	41%	35%	30%	45%	55%	
油流道尺寸	相对比例	100.0%	100.0%	100.0%	130.8%	99.8%	109.6%	112.7%	最小 10%
油流道压降 ΔP	相对比例	100%	4870%	251%	2175%	1529%	481%	219%	
泵功率	相对比例	1.0	421.7	4.2	188.4	69.4	13.4	4.1	不宜超过 10 倍
主动冷却驱动温差 $T_{aw}-T_f$	K	2170	2366	2170	2346	2170	2170	2170	

热壁温度 T_w	K	1200	1446	1928	1363	1363	1673	1873	
热壁极限温度 T_{wmax}	K	1200	1200	1200	1363	1363	1673	1873	
平均热流密度	相对比例	100%	369%	167%	419%	454%	279%	189%	根据温差和热阻相对比例计算
油温升	K	685	292	685	332	685	685	685	根据热流和油流量相对比例计算
备注 2		热阻比例为估计	热壁温度略降低，但压降过大	压降稍大，壁温过高	压降偏大	压降依然偏大	假设 W 合金高温压降依然偏大	假设 W 合金高温压降依然偏大	求解迭代至能量平衡，出口油温和温升匹配

另一方面可以考虑采用新的流动结构来控制冷却槽道的长度 L 。

如图 9 所示，虽然低动压超燃通常采用(a)顺流或(b)逆流方式设计即可满足要求，但是其流道长细比过大，在高动压超燃中压降过大。如果采用(c)横流结构或(d)分段折流结构，则有可能在保证冷却能力的前提下减少压降，但是可能付出冷却不均匀和结构复杂的代价。

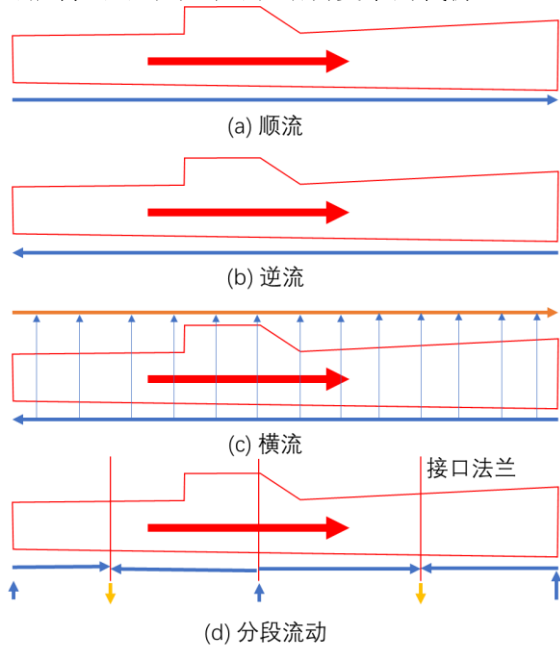


图 9 可能的冷却槽道流动拓扑结构示意图

如图 10 所示，1990 年 JAXA 的 A. Kumakawa 等人设计的横向冷却喷管，大幅度增加了流动有效截面积并减小了压降^[17]。

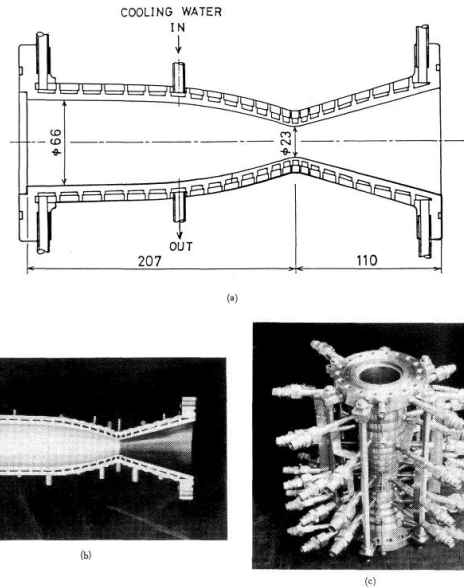


图 10 JAXA 研制的横向流动水冷喷管^[17]

此外，随着近年来增材制造技术和多物理仿真技术的发展，结构复杂不再是工程设计的绝对障碍，冷却流动结构优化在冷却减阻方面有较大潜力。

3 总结和展望

低空高超飞行有独特的优势，根据对高压工况和低动压工况的尺度分析，再生主动冷却的超燃发动机作为其动力在热防护方面是可行的，但是需要选择更合适的耐高温、高导热的壁面材料并对流动结构进行优化设计，发展低流阻且低热阻的“双低”主动冷却热防护技术，否则可能存在压降过高的问题。

上述基于理论的尺度分析还不够精细，并且还缺乏高动压条件的试验验证，未来还需要发展高压压地面试验设备，在更宽的压力变化范围内开展超燃发动机试验以确认相关规律。

4 致谢

本研究得到了广东省高水平创新研究院项目（No.2020B0909010003）资助。

参考文献

- [1] MILITARY EXCURSIONS. USS Philippine Sea (CG 58) and USS Mason (DDG 87) engage a supersonic target launched by NASA[Z/OL]. (2023-04-04)[2023-07-21]. <https://www.youtube.com/watch?v=n6171Y8F15I>.
- [2] BILLIG F S. TACTICAL MISSILE DESIGN CONCEPTS[J]. JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, 1983, 4(3): 139-154.
- [3] 孙宗祥, 罗月培, 李文佳, 等. 美国高超声速武器发展路线简析[J/OL]. 战术导弹技术, 2023(3): 1-10. DOI:10.16358/j.issn.1009-1300.20220227.
- [4] U.S. Hypersonic Weapons and Alternatives: 58255[R/OL]. Congressional Budget Office, 2023. <https://www.cbo.gov/system/files/2023-01/58255-hypersonic.pdf>.
- [5] CORINNE KRAMER. U.S. Hypersonic Weapons and Alternatives[Z/OL]. (2023-02-28). <https://www.cbo.gov/system/files/2023-02/58929-Hypersonic.pdf>.
- [6] STAFF N N. US Navy moves forward with HALO hypersonic carrier-based weapon[EB/OL]//Naval News. (2023-03-29)[2023-08-07]. <https://www.navalnews.com/event-news/sea-air-space-2023/2023/03/us-navy-moves-forward-with-halo-hypersonic-carrier-based-weapon/>.
- [7] BARENBLATT G. The Mathematical Theory of Combustion and Explosions[M/OL]. Springer US, 1985[2018-10-10]. <http://www.springer.com/us/book/9781461294399>.
- [8] SHAN S, QIAN B, ZHOU Z, 等. New pressurized WSGG model and the effect of pressure on the radiation heat transfer of H₂O/CO₂ gas mixtures[J/OL]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 121: 999-1010. DOI:10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.01.079.
- [9] HE R, WU J, JIA W, 等. Experimental Study on the Pyrolysis and Soot Formation Characteristics of JP-10 Jet Fuel[J/OL]. Energies, 2022, 15(3): 938. DOI:10.3390/en15030938.
- [10] J. H. LIENHARD, D. S. NAPOLITANO. Yield Limits of Plates at Extremely High Heat Flux[J/OL]. Journal of Heat Transfer, 1998, 120(1): 253-258. DOI:10.1115/1.2830050.
- [11] FIEDLER T, RÖSLER J, BÄKER M. A new Metallic Thermal Barrier Coating System for Rocket Engines: Failure Mechanisms and Design Guidelines[J/OL]. Journal of Thermal Spray Technology, 2019, 28(7): 1402-1419. DOI:10.1007/s11666-019-00900-1.
- [12] M. POPP, G. SCHMIDT. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life[C/OL]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Lake Buena Vista, FL, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996[2023-04-04]. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1996-3303>. DOI:10.2514/6.1996-3303.
- [13] 王学成. 推力室内壁隔热、防冲刷镀覆层工艺研究[D/OL]. 西安电子科技大学, 2007[2023-05-06]. https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=3uoqIhG8C475K0m_zrgu4lQARvpe2SAkkyu7xrzFWuJw0nJja43C731LIB4fZ1blwJbulFXE8yzXhnFDabxLJj0gBlmiCcO&uniplatform=NZKPT.
- [14] VLADIMIR FEDOROV, CHVANOV V, CHELKIS F, 等. The Chamber Cooling System of RD-170 Engine Family: Design, Parameters, and Hardware Investigation Data[C/OL]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006[2023-04-04]. <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2006-4363>. DOI:10.2514/6.2006-4363.
- [15] FANG X, XU Y, ZHOU Z. New correlations of single-phase friction factor for turbulent pipe flow and evaluation of existing single-phase friction factor correlations[J/OL]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(3): 897-902. DOI:10.1016/j.nucengdes.2010.12.019.
- [16] W. C. REYNOLDS, W. M. KAYS, S. J. KLINE. Heat Transfer in the Turbulent Incompressible Boundary Layer: NASA-MEMO-12-1-58W/PT1[R/OL]. (1958-12-01)[2023-09-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19980228020>.
- [17] A. KUMAKAWA, SASAKI M, KAZUO SATO, 等. Hot Gas Side Heat Transfer Characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC Type Propellants[J/OL]. 1990, 1062T[2023-06-15]. https://jaxa.repo.nii.ac.jp/?action=pages_view_main&active_action=repository_view_main_item_detail&item_id=45321&item_no=1&page_id=13&block_id=21.

PRELIMINARY ANALYSIS OF THERMAL PROTECTION OF HIGH PRESSURE SUPERSONIC COMBUSTOR

Di CHENG^{1,2}, Yang LU^{1,2}, Xuejun FAN^{1,2}

1 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

2 School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract Taking the combustion chamber with the same total temperature and Mach number in the isolator as an example, the similarities and differences between the thermal protection design of the engine under high pressure and low pressure are estimated by scale analysis. The main conclusions include: 1) active regenerative cooling under high-pressure conditions has lower requirements for heat sink, 2) hot wall materials should be selected with higher thermal stress yield performance index, and 3) cooling flow topology can be adjusted and optimized to reduce pressure drop.

Keywords Supersonic combustion, high pressure, thermal protection