

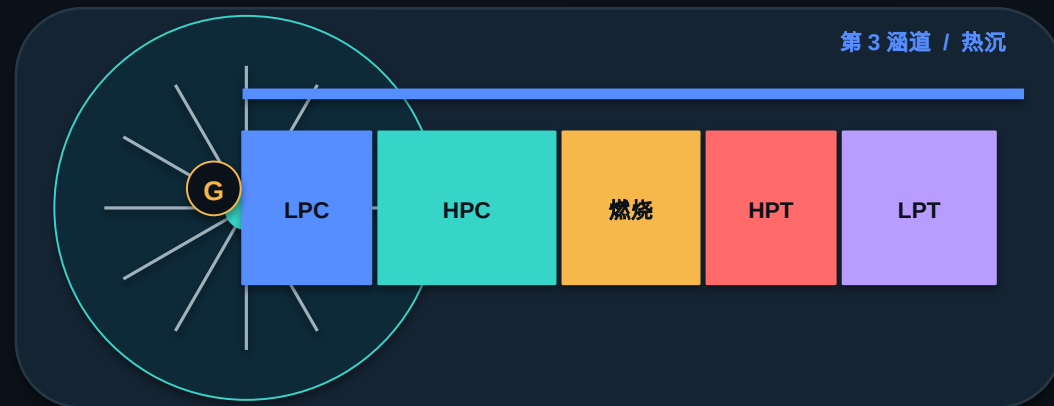
前沿涡轮发动机 技术分析

从高效核心机，走向“推力 × 电功率 × 热沉 × 数据”的一体化推进系统

工程师普及

专家深挖

路线推演



未来发动机的竞争单位，正在从“部件”升级为“系统能力”

核心判断

最先进的发动机不再只追求更高 T_4 或 OPR，而要在任务中同时交付可用推力、可抽取电功率、可承受热负荷与可证明寿命。

对团队的直接含义

- 把“安装后任务收益”设为一级指标，而非只看部件峰值效率
- 同步建设热管理、控制 /HIL 与寿命证据链
- 用可证伪假设管理 2035+ 高不确定路线

● 架构分速01

齿轮 / 开式风扇让风扇与涡轮各自在高效转速工作；代价转向直径、安装、声学与机械完整性。

● 功能分流02

第三涵道、双转子电机与热沉让推力、功率和散热可按任务重构；控制与热管理成为主设计变量。

● 证据闭环03

CMC/EBC、增材和数字孪生的价值，取决于寿命离散性、工艺可重复性与适航证据，而非峰值性能。

一句话 发动机 = 推进器 + 发电机 + 散热器 + 可更新的数字资产

阅读方法：同一页，分成共同语言、专家问题与决策证据

● 基础层



先理解能量、流量、压力、温度和裕度之间的关系

● 专家层



关注尺度效应、耦合失效、控制可观测性与寿命离散

● 决策层



用证据等级、集成风险和可逆性决定投入节奏

● 证据阶梯 | 本报告如何措辞

E4	已完成整机 / 飞行验证	
E3	子系统 / 核心机相关环境验证	
E2	部件 / 台架结果或公开项目目标	
E1	系统分析与工程推论	
H	可证伪假设	

● 范围与边界

- 主线：航空燃气涡轮；军民用架构均涉及
- 可迁移到工业燃机：热端、燃烧、增材、数字孪生
- 不展开：具体型号敏感参数、供应链与成本数据
- 厂商数字 = 公开声明；不等同独立验证

发动机 101：两股流、两根功轴、六个关键界面

旁通流：大流量 / 小速度增量 → 主要推力



核心流：压缩 → 加热 → 膨胀 → 为压气机与风扇供功

- 0

自由来流
- 2

风扇 / 进口
- 3

压气机出口
- 4

涡轮前
- 5

涡轮后
- 9/19

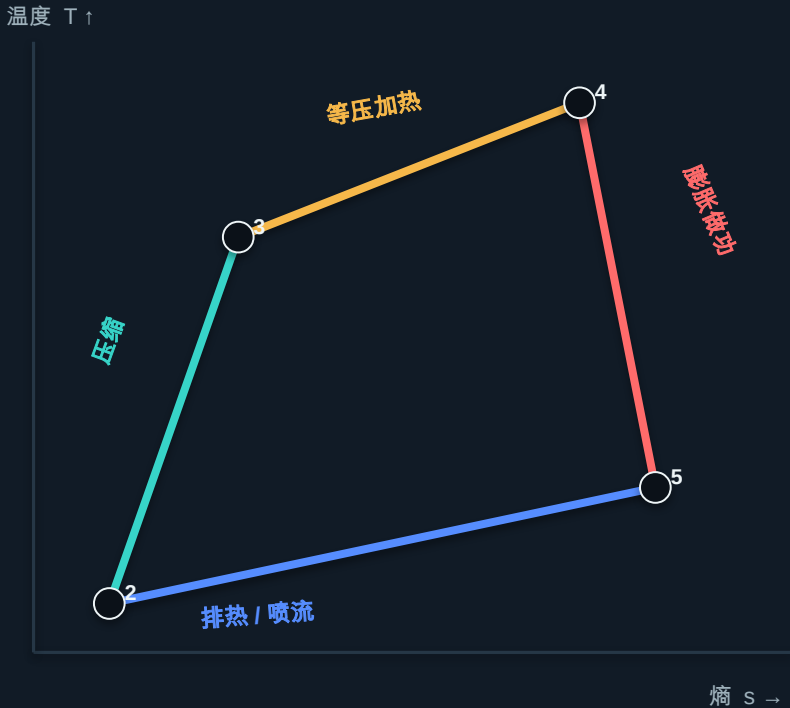
喷口

● 专家镜头

每个界面都要同时守住：修正流量连续性 | 轴功平衡 | 总压损失 | 温度 / 应力上限 | 喘振与熄火裕度。

布雷顿循环：压比抬高理想热效率， T_4 抬高比功

T-s 图 | 理想化骨架



从理想到发动机 | 每一步都产生二阶耦合

过程	一级收益	真实代价
2→3 压缩	OPR↑ → 理想热效率↑	压气机级数、后级尺度、喘振裕度
3→4 加热	T_4 ↑ → 比功↑	NOx、冷却流量、材料寿命
4→5 膨胀	涡轮取功 → 驱动转子	冷却混合损失、叶尖泄漏、应力
5→2 喷射	剩余焓 → 射流动能	推进效率、噪声、安装损失

设计本质：把熵增放到“任务最不敏感”的地方

指标地图：不要让单个漂亮数字掩盖任务级损失

F

净推力

飞行状态下可用的动量 / 压强推力

TSFC

推力耗油率

 $\dot{m}_f / F$; 越低通常越好**BPR**

涵道比

旁通流量 / 核心流量

OPR

总压比

压气系统总压提升

T₄

涡轮前温度

比功、NOx 与热端寿命的交点

SM

喘振裕度

稳态 / 瞬态 / 畸变下的可用距离

EGT

排温裕度

margin

老化、修理和在翼时间的健康货币

 $\dot{Q} / P_e$

热 / 电容量

未来任务的第二输出轴

● 任务级判据 | 从部件到运营

部件效率

整机循环

安装性能

任务燃油

全寿命成本

一级评审问题：这个增益经过质量、阻力、冷却、抽功、裕度和退化后，还剩多少？

三条公式，把局部技术映射到任务价值

01 动量

$$F \approx \dot{m}_c(V_9 - V_0) + \dot{m}_b(V_{19} - V_0) + \text{压强推力}$$

同样推力：更大流量、更小速度增量 → 推进效率更高

02 耗油

$$\text{TSFC} = \dot{m}_f / F = f / F_s$$

燃油 / 推力；受热效率与单位流量推力共同决定

03 航程

$$R = (V / c) \cdot (L/D) \cdot \ln(W_i/W_f)$$

在其余项不变时，c 降低直接放大航程或减小燃油

● 敏感性示例 | 只做量纲直觉

若 TSFC 降低 10%

$$c_1 = 0.9 c_0$$



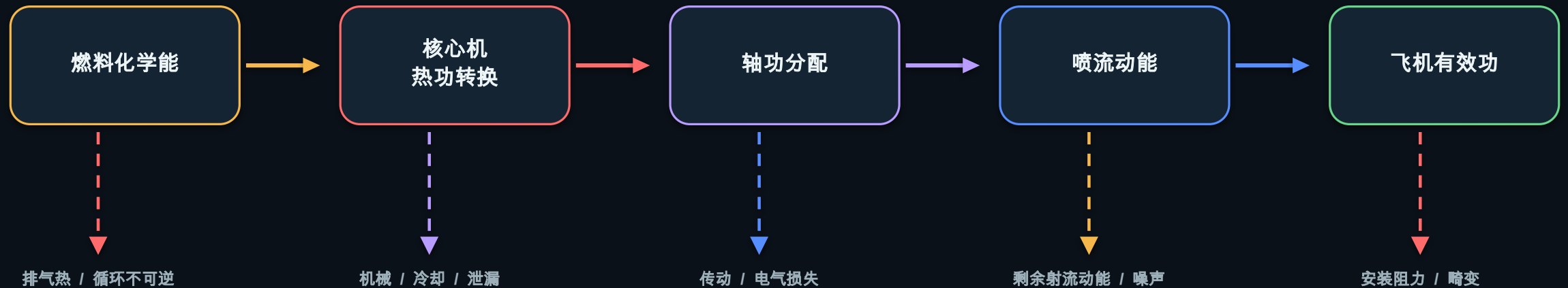
$$R_1/R_0 = 1/0.9 = 1.111$$

→ 理想化航程敏感度 +11.1%

不是任务预测：实际还受空重、油量、阻力与推力需求耦合

专家检查：所有“百分比收益”必须写清基准、飞行点、安装边界和是否包含质量 / 阻力 / 寿命。

把发动机画成能量网络，技术耦合会变得可见

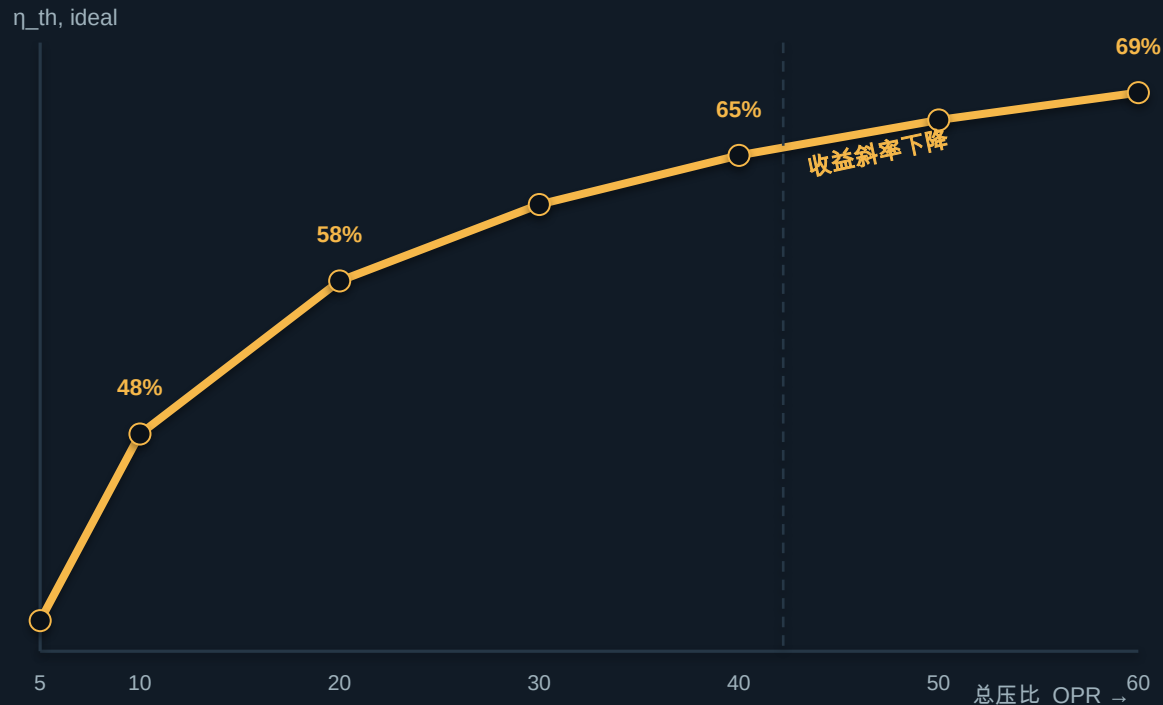


- 边界移动：下一代发动机把“轴功分配”变成主动控制量

风扇 / 压气机 / 发电机 / 泵 / 飞机系统共享同一能量池；热沉不足时，电功率并非“免费抽取”。

更高 OPR：理想热效率继续上升，真实收益却逐渐变贵

理想布雷顿效率 | $\gamma = 1.4$ ，未计 T_4 与部件损失



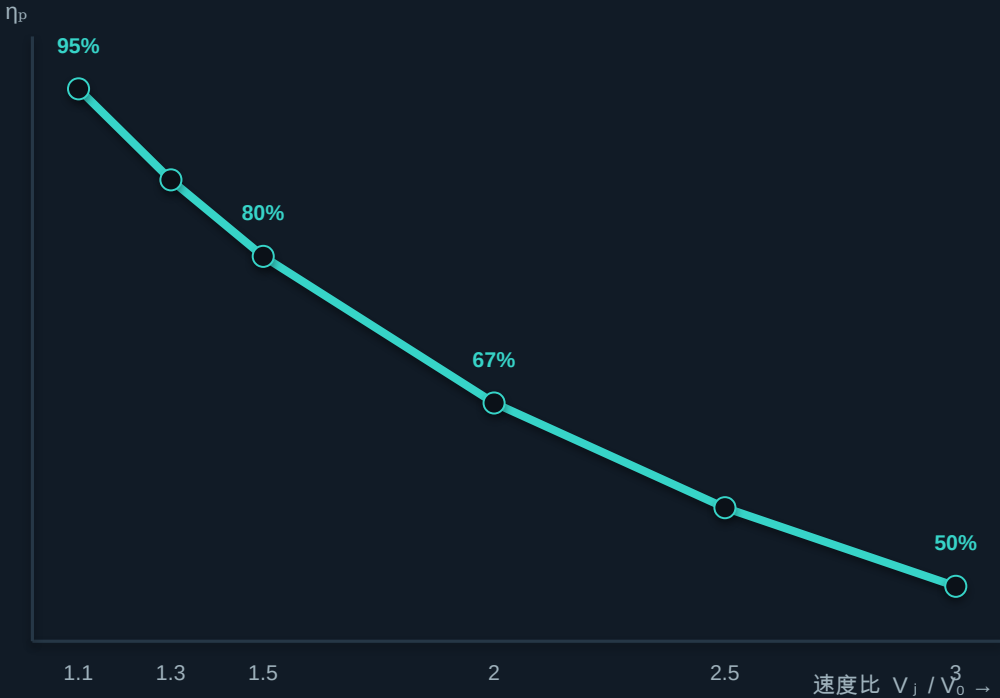
真实发动机的四个“反作用力”

- 后级叶高缩小：Reynolds 数、间隙比和制造公差恶化
- 压气机出口温度升高：燃烧稳定、冷却与材料窗口变窄
- 级数 / 重量 / 长度增加：转子动力学与机匣控制更难
- 最优 OPR 随飞行点、 T_4 、部件效率和寿命约束移动

HyTEC 公开全成功目标：
单通道级 OPR > 50 (目标值，不是通用最优)

更高推进效率：让更多空气“慢一点”加速

● 理想单流推进效率 | $\eta_p = 2 / (1 + V_j/V_o)$



● “大流量、低喷速”的代价表

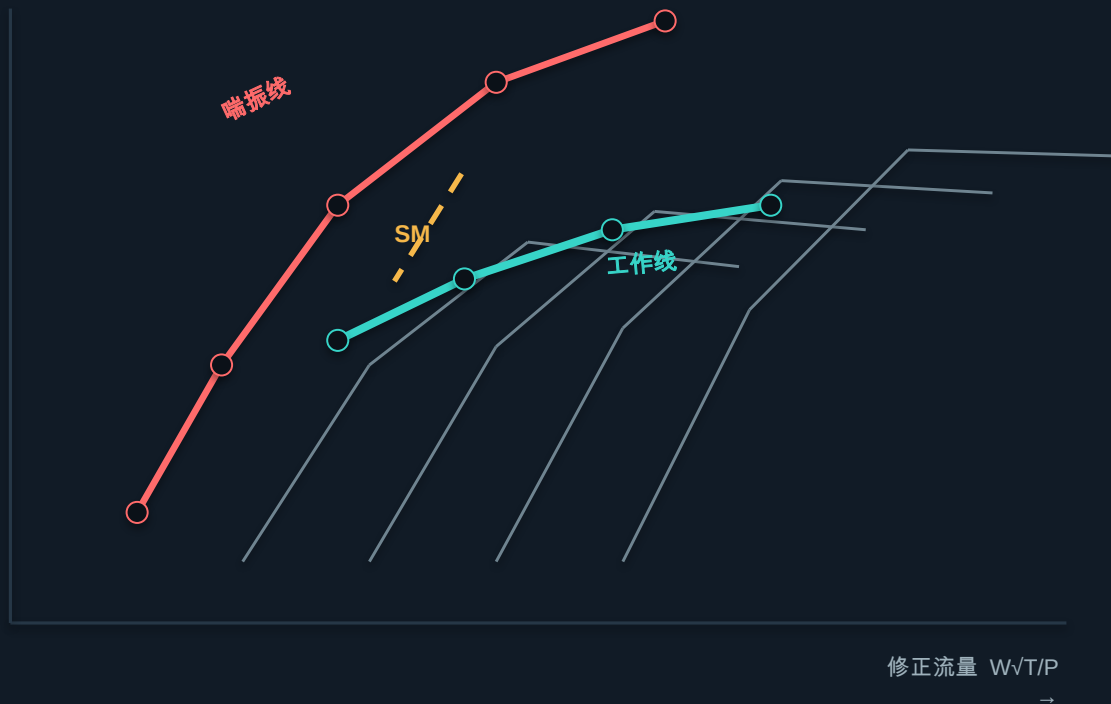
风扇直径	短舱阻力 / 离地间隙 / 重量
叶尖速度	噪声 / 激波 / 强度
低比推力	喷口面积 / 安装 / 反推
齿轮或开式	传动损失 / 完整性 / 声学
机匣与支撑	畸变 / 颤振 / 鸟撞 / 包容

结论：推进效率的最后一公里在飞机安装上

裕度不是浪费：它是发动机穿越瞬态、畸变与退化的通行证

● 压气机特性图 | 示意

总压比 PR



● 裕度被谁消耗？

- 1 瞬态 加减速转子功率不匹配
- 2 进口畸变 机动 / 侧风 / BLI / 短舱
- 3 抽功 / 引气 电系统、环境控制、除冰
- 4 退化 粗糙、间隙、污损、损伤
- 5 制造离散 几何、装配、传感偏差

前沿方向：用感知 + 电机补能，把静态裕度变成动态裕度

技术全景：三条效率主线，四个共同闸门

A 热效率 / 比功

紧凑核心机

高 OPR

CMC / EBC

先进冷却

低排放燃烧

B 推进 / 安装

齿轮 UHBPR

开式风扇

BLI / 分布推进

轻质短舱

C 功率 / 智能

第三涵道

双转子电机

TEEM 控制

数字孪生

PHM

共同闸门

耐久 / 寿命

材料与统计

可制造 / 可修

过程能力

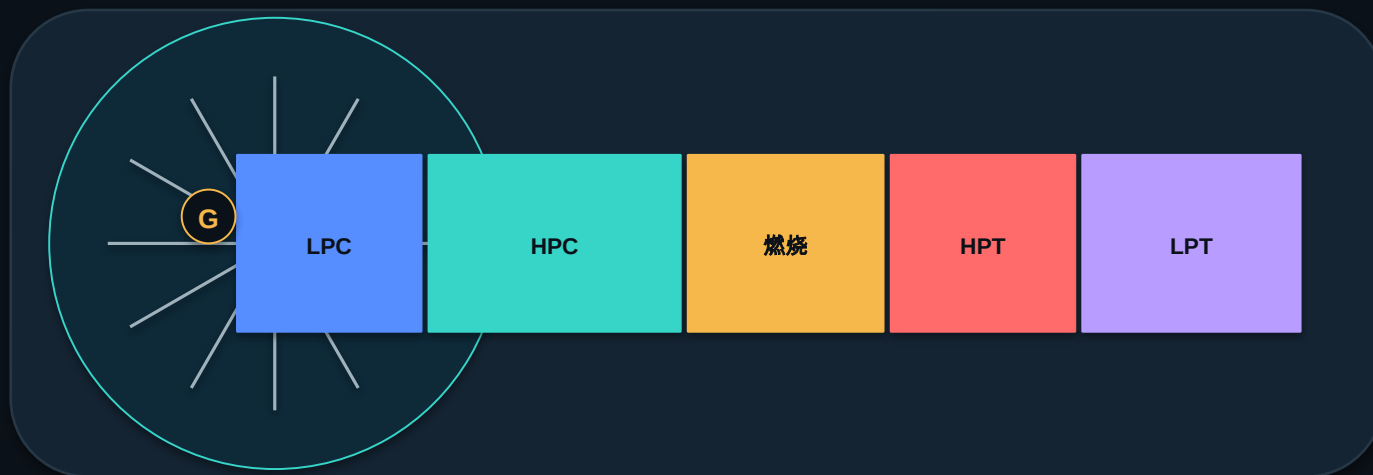
适航 / 安全

故障闭环

安装 / 任务

净收益

齿轮超高涵道比：用“分速”同时释放风扇与低压涡轮



厂商口径：P&W GTF 官方页称“GTF 动力飞机每航次可节油最高约 20%”。
这是飞机级‘up to’主张；比较时必须保留具体机型与基准。

● 一级收益

- 降低风扇叶尖速度与风扇压比
- 提高低压涡轮转速，减少级数 / 尺寸
- 为更大直径、更低比推力提供架构空间

● 闸门

功率密度 | 效率与热 | 扭转动力学 | 轴承 / 润滑 | 失效包容 | 在翼维护

开式风扇：移除短舱损失，也把推进与飞机重新绑在一起



大盘面载荷↓ | 无外涵短舱 | 同等巡航速度目标至 M0.8

关键转变：发动机厂不再能独立优化。
桨叶相位、机翼位置、机体遮蔽与客舱声学必须联合求解。

● CFM RISE 公开目标（机构页面）

+20%

推进效率改善目标

相对当今最高效架构；非整机燃油承诺

M 0.8

单通道巡航速度

页面描述‘up to’

● 决定能否上机的四个问题

声学

调性噪声、相互作用

完整性

叶片释放、鸟撞、冰

安装

机翼 / 机身 / 尾翼干扰

适航

包容理念与地面安全

紧凑高功率密度核心机：尺寸缩小，物理难度反而放大

>15

涵道比

NASA HyTEC full-success KPP

>50

总压比

NASA HyTEC full-success KPP

10%

核心机归因燃油收益目标

NASA HyTEC full-success KPP

20%

高空功率抽取目标

NASA HyTEC full-success KPP

<3 lbm/s

HPC 出口修正流量

NASA HyTEC full-success KPP

● 小尺度的四个陷阱

- 间隙比 ↑

相同绝对间隙占叶高比例更大
- Re ↓

附面层与损失机理改变
- 表面积 / 体积 ↑

冷却、热浸与机匣控制更敏感
- 后级温度 ↑

燃烧、涡轮冷却和材料窗口耦合

● 证据口径与状态

- KPP 是项目成功目标，不是已实现产品性能
- NASA 页面于 2026-02 标注 HyTEC 项目已结束
- 2023 合同原计划：2028-09 前完成核心机地面演示
- 仍具价值：KPP 可作为下一代核心机设计标尺

先进压气机：效率只是半场，畸变与瞬态决定能否用上

● 三维叶型 / 端壁

控制二次流与激波

● 整体叶盘 / 轻量转子

减重与气动一致性

● 机匣处理

扩展近失速稳定性

● 主动间隙控制

降低叶尖泄漏

● 可调静子 / 放气

移动工作线

● 畸变容限设计

面向 BLI / 机动进口

● 专家评审：把“效率地图”升级为“概率化可用地图”

名义效率

制造散差

进气畸变

粗糙 / 污损

瞬态轨迹

控制可观测

输出不应只有 η 峰值；应给出 P (喘振)、裕度分布、退化后效率与控制器可恢复域。

热端材料：CMC 的真正价值，是减冷却与减重；EBC 决定寿命

● 能力阶梯 | 示意，不按单一温度排序



材料温度能力 

● EBC-CMC 失效链 | 任何一环都可能主导

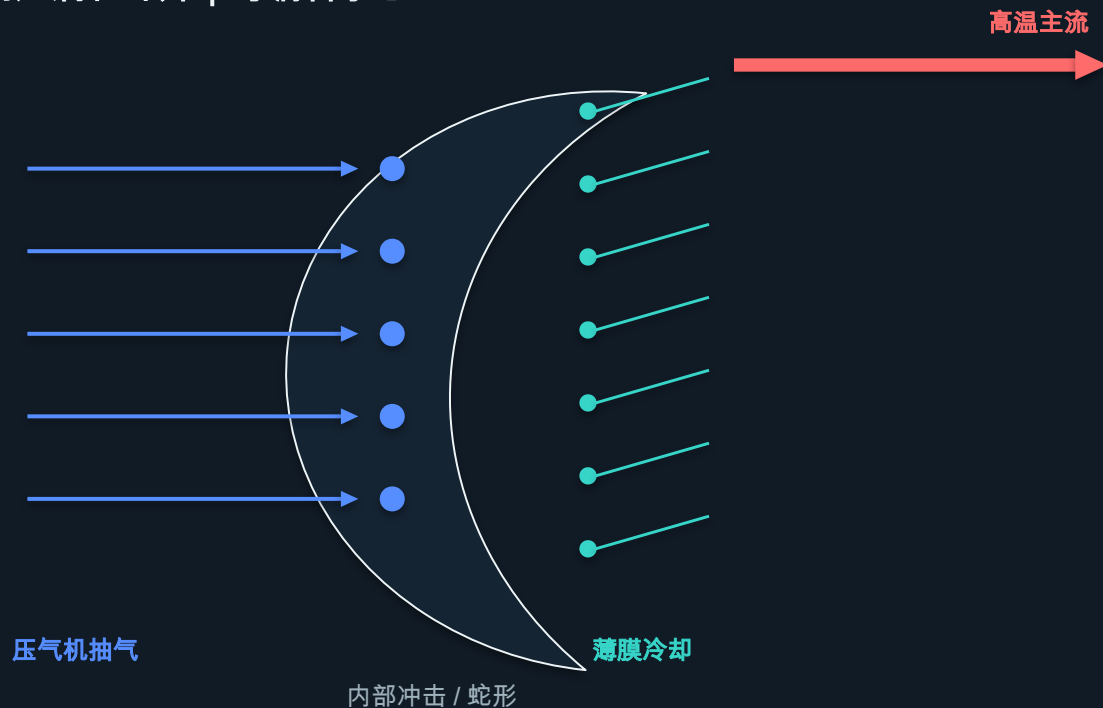


设计对象 = 材料 + 涂层 + 制程 + 环境 + 修理

NASA 公开研究指出：SiC 基 CMC 轻质且高温稳定，但高温水汽会导致快速氧化 / 退蚀，因此 EBC 是使能技术。

冷却与间隙：省下的每一份冷气，既是效率也是寿命

● 高压涡轮叶片 | 可编辑示意



● 冷却的系统账

收益	允许更高气流温度 保护基材 延长寿命
代价	压气功白花 混合损失 主流气动受扰
目标	用更少冷气获得可证明寿命

● 主动间隙控制 | 小变量，大收益

- 冷态避免刮碰；热态收紧叶尖间隙
- 需要机匣热惯性模型与瞬态可观测性
- 风险：热翘曲、擦碰、传感漂移、控制失配

低排放燃烧：NOx、稳定性与燃料适应性构成“不可能三角”

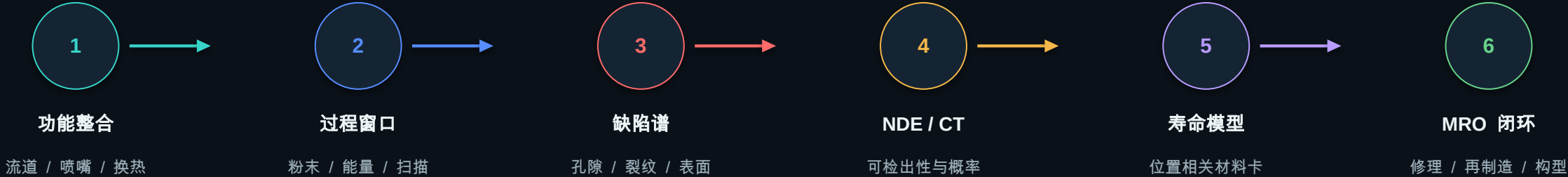


● 两条主路线 | 不是二选一，而是工作域分配

路线	机理	优势	主要风险
LDI / 多点贫油直喷	快速雾化与混合，减少局部热点	低 NOx 潜力；避免长预混管	贫油熄火、热声振荡、喷嘴复杂管
RQL / 分级燃烧	富油起燃→快速淬熄→贫油燃尽	宽工况与高压适应	淬熄混合、烟粒、局部热点
主动 / 被动控制	分级供油、声学阻尼、可调几何	扩展工作域	传感 / 执行器可靠性与认证

NASA 第三代 SV-LDI 试验公开估算 NOx 降低 85–90%，但低功率性能未优于前型；说明单点纪录不等于全包线胜出。

增材制造：几何复杂度下降，过程与寿命复杂度上升



● 已规模化的证据

30,000

LEAP 增材燃油喷嘴里程碑

GE Aerospace 官方制造里程碑

价值不止减件数：可把以前无法加工的内部流道、混合与换热几何合并；但量产一致性比‘打印出一个样件’更难。

● 专家必须追问

材料卡是否绑定机器 / 粉末 / 方向？
缺陷检出率如何进入寿命？
参数、后处理和修理如何保持构型？

燃料路线：SAF 主要改“碳来源”，氢则重写“飞机与发动机边界”

维度	Jet-A / A-1	合格 drop-in SAF	液氢 (LH ₂)
质量能量密度	约 42.8 MJ/kg	规格兼容后接近航煤	约 120 MJ/kg
体积能量密度	约 32–34 MJ/L	与组分 / 掺混相关	约 8 MJ/L
飞行段 CO ₂	有	有；碳来自可持续 / 循环来源	无 CO ₂ ；仍产生 H ₂ O / NOx 风险
发动机改动	成熟基准	按 ASTM 重识别后通常无需硬件改动	喷注、密封、控制、热管理重构
系统闸门	效率 / 排放	原料、成本、全生命周期碳、芳烃	低温储罐、体积、机场、泄漏与安全

● SAF：drop-in 不是“零影响”
需验证密封溶胀、芳烃、雾化、点火、贫油熄火与排放；生命周期减排取决于路径。

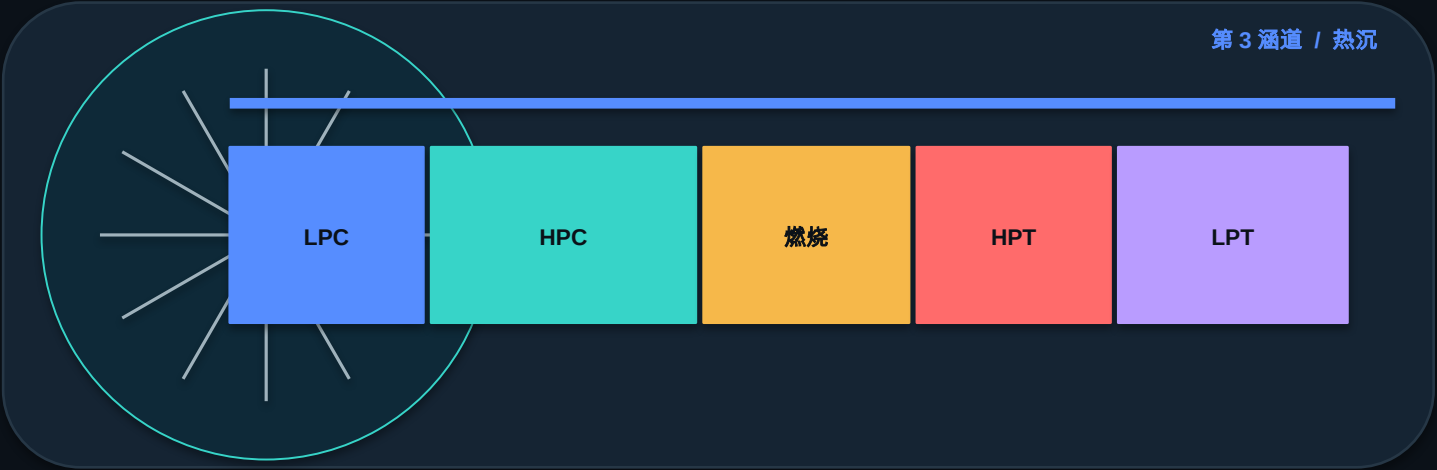
● 氢：高质量比能，低体积能量
储罐体积与 20 K 低温系统驱动机体布局；燃烧要防回火、热声与 NOx。

热管理：未来发动机的隐形推力上限



设计闸门：最坏任务段若 $\dot{Q}_{in} > \dot{Q}_{out}$ ，可用电功率 / 推力必须降额；‘峰值能力’会被热浸与冷源温度重写。

自适应三涵道：用可变流路在“航程—推力—散热”之间切换



GE XA100 | 厂商公开声明

+10% 推力 声明	+25% 燃油效率 声明	+30% 航程 声明
--	--	--

2024 厂商称完成新一轮测试；具体任务与基准决定可兑现收益。

● 高效巡航

更多流量进入旁通 / 第三流

低比推力 | 低 TSFC | 冷源充足

● 高推力任务

流量与压比重分配至核心

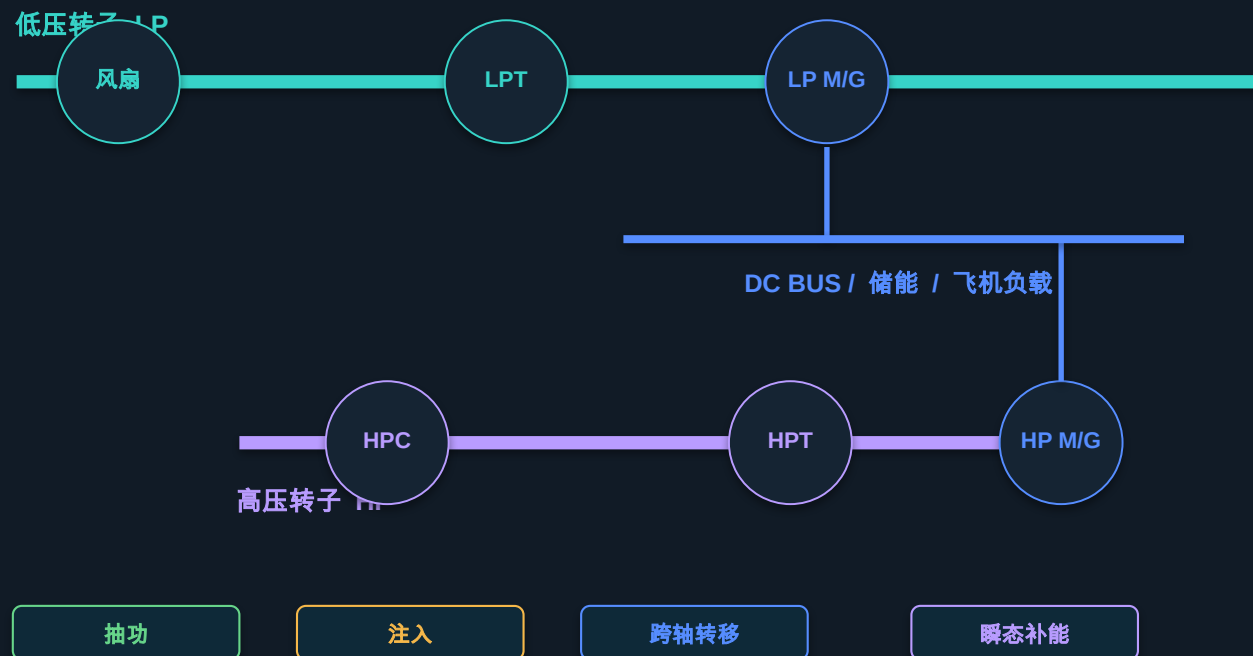
高比推力 | 加速 | 热负荷上升

● 系统难点

- 可变几何与多转子匹配
- 模式切换的稳定性与控制认证
- 第三流短舱 / 喷口 / 热管理集成
- 更多部件带来的重量与维护

双转子电气化：电机不只“推飞机”，还可以管理发动机裕度

功率流 | 抽取、注入、转移



NASA TEEM 的核心逻辑

用电机改变转子瞬态功率平衡，
减少为最坏瞬态预留的气动裕度。

但系统损失必须逐项支付

- 电机 / 变流器效率与质量
- 高压绝缘、局放与故障隔离
- 热管理和冷却流量
- 多能源控制的稳定性与适航

电气化程度 ≠ 电池占比；关键是功率在何时、何轴、向何处流。

推进—机体一体化：摄入“坏空气”，换取飞机级净收益

● BLI 概念 | 尾部风扇摄入低动量边界层



7–12%

NASA STARC-ABL 概念燃油潜力

概念级；同等航程 / 速度 / 机场基础设施

收益来自减少机体尾迹动能损失；不是风扇孤立效率。

● 耦合收益与耦合风险

收益

再能化尾迹 / 减少推进功

气动

畸变、旋流、非定常负荷

结构

机身 / 尾翼 / 短舱共同承载

控制

发动机—电网—飞控耦合

适航

多发失效、碎片与疏散

必须用飞机级推进功，而非孤立风扇 η 做决策

压力增益燃烧 / RDE : 把“燃烧压损”变成“总压增益”

● 传统 vs 压力增益 | 总压方向

传统燃烧室

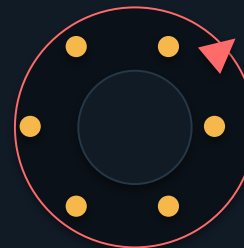


PGC / RDE



关键是严格定义并测量质量平均总压；非定常、非均匀出口会让‘压力增益’口径困难。

● RDE 环形燃烧室 | 旋转爆轰波



连续周向波

高频非定常燃烧
与涡轮入口耦合

● 为何仍属高风险

- 喷注与回压下的稳定波模态
- 高热流 / 高频疲劳 / 密封
- 出口畸变与涡轮非定常损失
- 排放、噪声、起动与全包线控制
- 性能测量口径与模型验证

数字主线：让设计、制造、试验与在役数据共享同一“构型真相”



可认证智能：边界清楚、状态可观、故障可恢复



● NASA 2026 EAP 数字孪生示例

非线性模型 + Kalman 滤波
用正常数据更新模型，用偏离行为识别部件退化 / 异常。

● 认证友好的四条护栏

有界

输入 / 输出域

可观

健康状态与置信度

可退

故障回退逻辑

可审

数据 / 模型 / 更新记录

不要让 AI 直接替代物理边界；先让它缩小不确定度、提高可观测性、建议可验证动作。

公开项目横向：目标数字可比，证据成熟度不可混写

项目 / 架构	公开指标（原口径）	证据 / 状态口径	主要闸门
P&W GTF 齿轮涡扇	GTF 动力飞机每航次 节油最高约 20%	已商业运行；厂商飞机级主张	齿轮 / 热端耐久、在翼时间
CFM RISE 开式风扇	推进效率 +20% ； M0.8	技术验证 / 飞行试验计划；机构目标	声学、完整性、飞机安装
RR UltraFan 80 齿轮 UHBPR	相对首代 Trent +25% ； 相对 Trent XWB +10%	2023 全功率 85 klbf ； 2026 再测试为公开计划	产品时机、耐久、规模适配
NASA HyTEC 紧凑核心机	核心机归因 10% ； BPR>15 ； OPR>50 ；高空抽功 20%	项目页 2026 标注结束 ； KPP/ 原合同目标	小尺度效率、冷却、集成演示
GE XA100 自适应三流	推力 +10% ；燃油效率 +25% ； 航程 +30%	厂商测试声明；任务依赖	变几何 / 控制、热管理、量产

比较纪律：①保留基准 ②区分部件 / 发动机 / 飞机 ③区分目标 / 测试 / 服役 ④保留‘最高 / 可达 / 概念潜力’限定。

成熟度 × 集成风险：最有潜力的技术，未必最先进入产品



● 口径

这是团队分析用的相对位置，不是正式 TRL。

横轴：公开可见的服役 / 整机 / 子系统证据

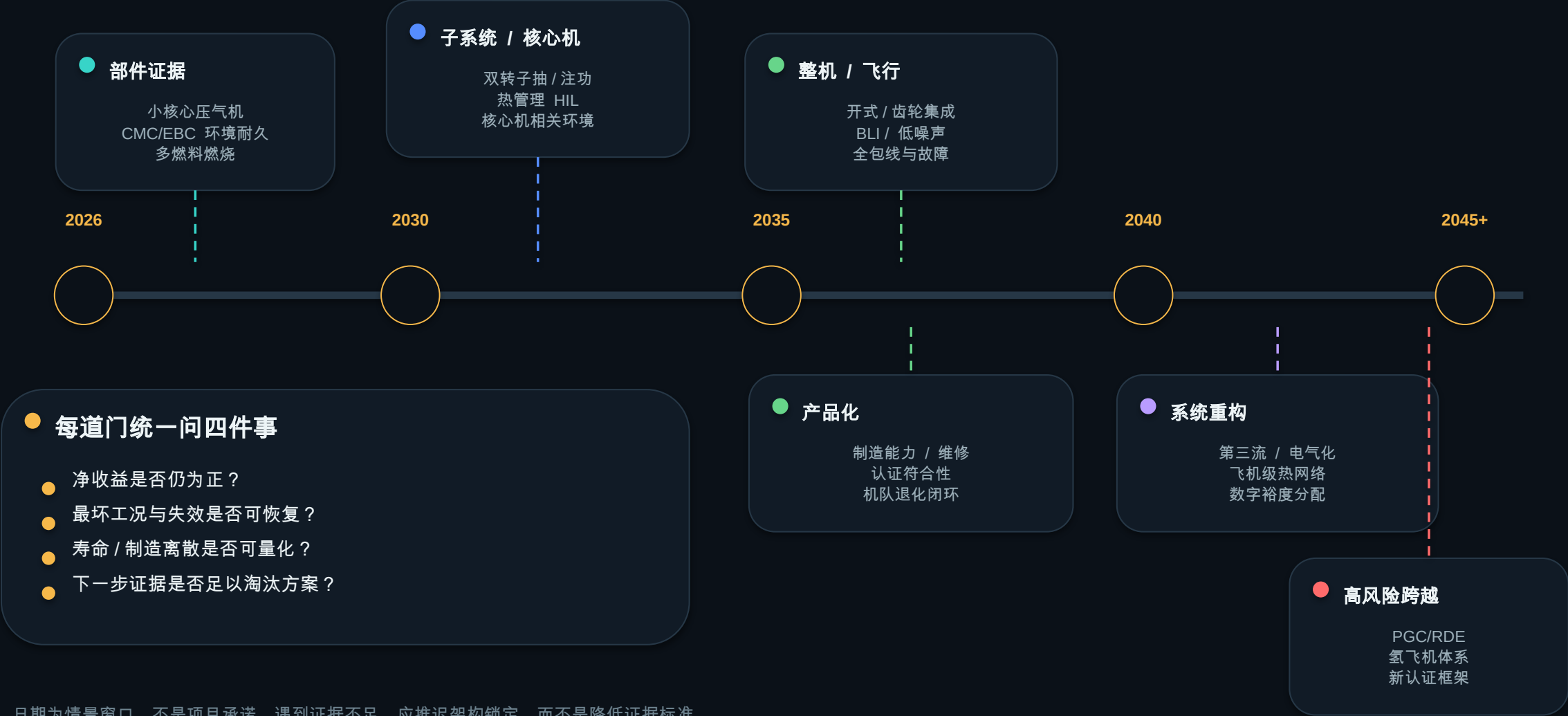
纵轴：跨发动机—飞机—适航边界的耦合程度

没有“通用最先进发动机”：任务决定最优架构

任务族	优先架构	关键使能	一票否决项
单通道 / 2035	齿轮 UHBPR 或开式风扇 + 紧凑核心机	低比推力、CMC/EBC 、 SAF 、集成声学	安装净收益、噪声、耐久 / 成本
宽体远程	齿轮大涵道 + 高效核心机 + 强热管理	复合材料、低冷却、数字寿命	重量 / 直径、在翼时间、推力级扩展
支线 / 短程	高效涡桨 / 开式 + 部分混动	分布推进、功率电子、低噪声	电系统重量、机场 / 周转
高速 / 军用	低涵道自适应三流 + 高功率热管理	变循环、耐温、红外 / 电功率	体积、瞬态、任务可靠性
工业 / 舰用	高循环效率 + 多燃料 + 数字运维	回热 / 联合循环、氢 / 氨燃烧、 PHM	排放、燃料供应、可用率

架构评审先问五件事：巡航速度 | 推力级 | 任务瞬态 | 热 / 电负载 | 适航 / 基础设施边界。

路线图不是日期表，而是一串必须关闭的证据门



日期为情景窗口，不是项目承诺。遇到证据不足，应推迟架构锁定，而不是降低证据标准。

四个可证伪假设：用反证条件管理未来，而不是押注故事

H1

热 / 电容量与推力同级

信心 中高

推论

未来任务首先受冷源与供电约束，第三流和电机成为主架构。

反证

若任务电热需求平台化，或系统质量 / 损失长期大于任务收益。

H2

单通道架构将分叉

信心 中

推论

齿轮涵道与开式风扇并存，飞机安装与噪声决定胜者。

反证

若开放式完整性 / 声学无法适航，或涵道安装损失被新短舱消除。

H3

赢家最大化“耐久效率”

信心 高

推论

热端竞争从峰值 T_4 转向低冷却、低离散、可修理的全寿命效率。

反证

若耐久 / 修理证据相当，峰值温度路线仍持续获得更高全寿命净收益。

H4

数字孪生进入裕度分配

信心 中

推论

个体化健康估计逐步回馈控制与维护，而非只做报表。

反证

若构型 / 数据 / 适航限制长期使其只能离线建议。

管理方式：为每个假设指定领先指标、数据所有者、复盘节奏与退出条件。

建议技术组合：70% 兑现、20% 保留选项、10% 探索跨越

70% 兑现效率与耐久

20% 架构选项

10% 高风险探索

● 兑现 / SCALE

- 紧凑核心机效率地图
- 热端冷却与 EBC 寿命
- 低排放 /SAF 全包线
- 增材过程与 NDE
- PHM 支撑在翼时间

● 选项 / OPTION

- 齿轮 / 开式安装研究
- 双转子电机 + 热管理 HIL
- 畸变容限风扇 / 压气机
- 氢燃烧与低温系统接口

● 探索 / EXPLORE

- PGC/RDE 质量平均压增
- 主动流动 / 燃烧控制
- 新型热沉与高温传感

资金比例不是固定规则；每季按证据门迁移：满足规模化条件 → 加码，触发反证 → 停止或降级为观察。

未来 12-24 个月：用五个最小实验关闭最大不确定性

工作流	最小相关环境证据	核心判据（示例）	决策产物
小核心压气机	畸变 + 间隙 + 粗糙 / 退化联合扫图	η 、SM 与 P(喘振) 的置信区间	概率化特性图 + 缩放律
燃烧 / 多燃料	高压扇区；Jet-A/SAF 性质包络；点火 / LBO / 动态	NOx、CO、nvPM、 ΔP 、动态压力、出口温度场	全包线燃料适应矩阵
CMC/EBC 热端	水汽 + CMAS + 热机械循环 + 冲蚀序列	强度 / 退蚀 / 剥落分布与可检出性	寿命模型 + 检修阈值
双转子电气化	发动机 / 电网 / 热网络 HIL；注功 / 抽功 / 故障	瞬态裕度收益 - 电热质量惩罚	功率流控制律 + 回退域
数字孪生 / PHM	台架→机队→拆检同构型闭环	提前量、误报 / 漏报、RUL 校准、维护收益	可审计模型卡 + 决策规则

统一停机门：若安装后收益的 $P_{10} \leq 0$ ，或失效 / 寿命证据无法在下一阶段收敛，则停止放大试验。

设计评审一页纸：九项指标必须同时过关



● 共同词汇

BPR 涵道比 | OPR 总压比 | T₄ 涡轮前温度 | TSFC 推力耗油率 | SM 喘振裕度 | CMC 陶瓷基复材 | EBC 环境障涂层 | BLI 边界层摄入 | PGC 压力增益燃烧 | PHM 预测与健康管理 | HIL 硬件在环

评审原则：没有边界条件、基准、置信度和失效模式的“收益”，一律视为尚未形成证据。

主要来源 1 / 2 | 点击标题打开原始页面

S01 Turbofan Thrust NASA Glenn 2021-05-13 www.grc.nasa.gov	S02 Specific Fuel Consumption NASA Glenn 2021-05-13 www.grc.nasa.gov
S03 NASA Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) Project Overview NASA NTRS ICAS 2024 ntrs.nasa.gov	S04 NASA Awards Turboprop Engine Core Technology Demonstration Contract NASA 2023-12-14 www.nasa.gov
S05 HyTEC Technical Portfolio NASA 页面更新 2026-06-22 www.nasa.gov	S06 GTF Engine Pratt & Whitney / RTX 访问 2026-08 www.rtx.com
S07 RISE Engine Architecture — Open Fan CFM International 访问 2026-08 www.cfm aeroengines.com	S08 UltraFan: The next evolution of aviation Rolls-Royce 页面 2026 www.rolls-royce.com
S09 XA100 passes final rigorous test: thrust, efficiency and range claims GE Aerospace 2022-09-13 www.geaerospace.com	S10 Advanced Environmental Barrier Coating Testing and Development NASA NTRS 2024-11-07 ntrs.nasa.gov
S11 Third-Generation SV-LDI Combustor with Prefilming Pilot NASA NTRS 2019 ntrs.nasa.gov	S12 Manufacturing Milestone: 30,000 Additive Fuel Nozzles GE Aerospace 官方制造里程碑 www.geaerospace.com

检索原则：优先 NASA/NTRS、ICAO、DOE 与厂商官方页面；厂商数据保留原始限定词；资料访问截止 2026-08-15。

主要来源 2 / 2 | 点击标题打开原始页面

S13 Sustainable Aviation Fuel Guide, Edition II ICAO 2025 版本页面 www.icao.int	S14 Hydrogen Storage: mass and volume energy density U.S. DOE 访问 2026-08 www.energy.gov
S15 Turbine Electrified Energy Management (TEEM) NASA 页面更新 2026-05-05 www.nasa.gov	S16 STARC-ABL concept aircraft NASA 页面更新 2026-03-12 www.nasa.gov
S17 Rotating Detonation Research at NASA NASA NTRS AIAA overview ntrs.nasa.gov	S18 Defining and Measuring Pressure Gain NASA NTRS 2019 ntrs.nasa.gov
S19 Electrified Aircraft Propulsion configurations NASA 访问 2026-08 www.nasa.gov	S20 Digital Twin / IntelligentEngine Rolls-Royce 访问 2026-08 www.rolls-royce.com
S21 Digital Twin for Electrified Aircraft Powertrain Health Management NASA NTRS 2026 ntrs.nasa.gov	S22 Systematic Sensor Selection for Aircraft Engine Health Estimation NASA NTRS 2009 ntrs.nasa.gov
S23 XA100 completes next series of testing GE Aerospace 2024-05-08 www.geaerospace.com	S24 HyTEC Project status page NASA 2026-02 标注项目结束 www.nasa.gov

检索原则：优先 NASA/NTRS、ICAO、DOE 与厂商官方页面；厂商数据保留原始限定词；资料访问截止 2026-08-15。

讨论不从“哪项技术最先进”开始，
而从“哪项不确定性最值得先关闭”开始。

01 任务边界

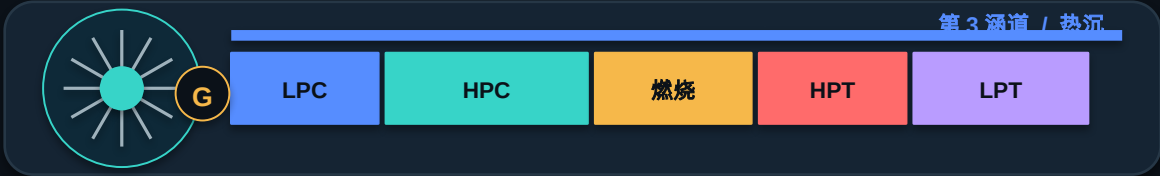
我们未来平台最稀缺的是推力、冷源、电功率，还是在翼时间？

02 架构分叉

哪条路线一旦晚两年验证，就会失去保留选项的窗口？

03 证据缺口

哪个高收益主张对基准、安装或寿命最敏感？



NEXT: 选择 1 个任务族 × 2 个竞争架构 × 5 个证据门，启动 90 天预研。