

# 管翅式换热器预冷TBCC发动机总体性能分析

## Performance Analysis of Precooled TBCC Engine with Tube-Fin Heat Exchanger

■ 吕雅 郑思行 徐雪睿 / 中国运载火箭技术研究院

随着高速飞行器对宽速域、广空域推进系统的性能需求的提高，涡轮基组合循环（TBCC）发动机成为实现这一需求的重要技术途径。然而，TBCC发动机的“推力鸿沟”问题，成为制约涡轮基组合动力飞行器发展的关键。

各自国自21世纪以来对全球范围高速运输的追求，使得重复使用高速飞行器技术的研究需求日益增加。TBCC发动机将传统的涡轮发动机与冲压发动机技术有机结合，在宽速域、广空域范围内获得突出的综合性能，是未来实现大气层内高速飞行的重要技术途径。然而，动力系统的“推力鸿沟”问题（即现有的涡喷发动机一般在马赫数（ $Ma$ ）2.5以下可以稳定工作，而冲压发动机/超燃冲压发动机正常工作的飞行速度至少在 $Ma$ 3.5~4.0范围内，二者之间存在一个 $Ma$ 3左右的速度区域），成为制约涡轮基组合动力飞行器发展的“心脏病”。本文研究的管翅式换热器预冷TBCC发动机，通过在涡轮发动机入口处装有管翅式换热器，利用中间换热介质，在不影响涡轮发动机来流空气组分的前提下，降低进口空气总温，拓宽涡轮发动机工作包线，改善涡轮发动机与冲压发动机模态转换点工作性能，解决“推力鸿沟”问题。

### 拓宽工作马赫数范围工作原理

随着来流 $Ma$ 的增大，涡轮发动机进

口总温增加，受涡轮叶片使用温度上限的影响，燃烧室出口总温受限，随着发动机入口总温增加，燃烧室入口总温增加，燃烧室加热量减小，燃气做功能力降低，发动机性能降低。如图1所示， $T_{10}$ 为涡轮发动机入口总温， $T_{13}$ 为燃烧室入口总温， $T_{14}$ 为燃烧室出口总温， $T_{19}$ 为喷管出口总温；随着飞行马赫数增大，涡轮发动机入口总温增大至 $T_{10}^*$ ，燃烧室入口总温增大至 $T_{13}^*$ ，燃气做功能力降低，发动机性能降低，涡轮发动机最大工作马赫数不大于3。

因此，亟须采取措施，通过冷

却涡轮发动机来流空气总温 $T_{10}^*$ ，进而降低燃烧室入口总温 $T_{13}^*$ ，增大燃气做功能力，改善模态转换点性能参数，拓宽涡轮发动机工作马赫数范围，实现涡轮冲压组合发动机全包线内满足性能指标约束，充分发挥动力系统性能优势。通过计算不同高度下、不同马赫数范围内，涡轮发动机速度、高度特性，分析发动机性能降低的趋势。基于飞行器总体方案对动力系统性能指标的约束，进而得到换热器开始工作的工作点，考虑换热器压力损失及换热介质的流量约束，获得满足总体方案指标约束的动力系统方案。

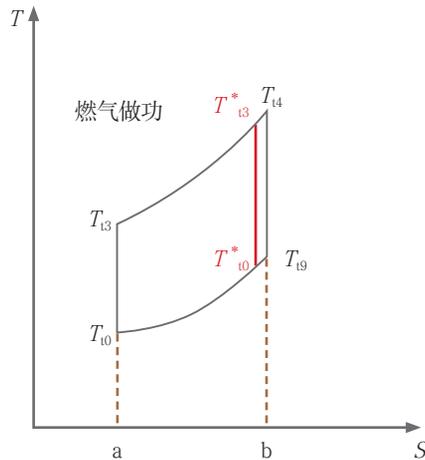


图1 涡轮发动机热力循环图

### TBCC发动机总体性能建模

并联式TBCC发动机结构形式为涡轮发动机位于上流道，冲压发动机位于下流道。起飞、降落、低速巡航等工作马赫数较低时，使用涡轮发动机工作模式，来流空气经进气道进入风扇流道，经风扇压缩后分为3股气流，一大股气流流入风扇后经压气机进行进一步压缩，另一股气流流入外涵道，一小股气流作为冷却空气，冷却低压涡轮。经压气机进一步压缩后的高压空气，分为

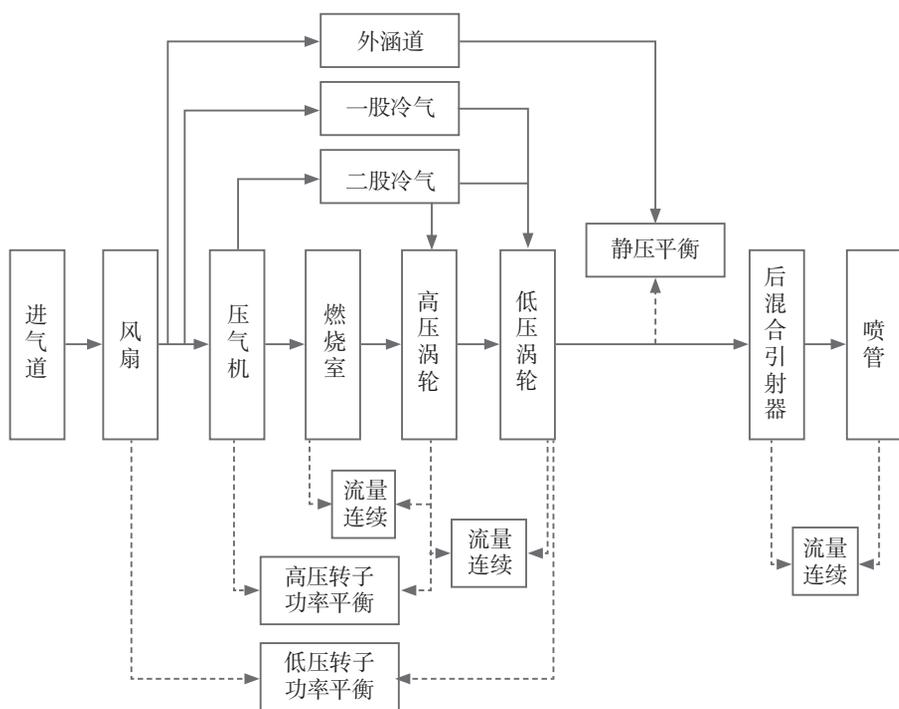


图2 涡扇模式工作原理

两股气流，一大股进入燃烧室高效燃烧，另一小股作为冷却空气，冷却高压涡轮及低压涡轮导向器。流入高压涡轮的高温燃气膨胀做功驱动压气机，而后进入低压涡轮继续做功驱动风扇，在后混合器处与风扇外涵道空气混合后，经喷管膨胀排出。工作过程中，须满足风扇与低压涡轮功率平衡，压气机与高压涡轮功率平衡，燃烧室与高压涡轮、高压涡轮与低压涡轮流量连续，后混合器处静压平衡，后混合器与喷管流量连续。涡轮发动机工作模式原理如图2所示。

高速巡航工作过程中，涡轮发动机流道关闭，冲压发动机流道开启，来流空气经进气道进入冲压燃烧室组织燃烧，经喷管膨胀排出，工作原理如图3所示。

新型换热器的仿真模块包括换热器的传热计算方法和质量、尺寸

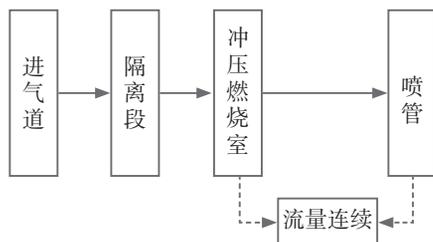


图3 冲压模式工作原理

的估算。常用的换热器性能计算方法有平均温差（LTMD）法和效率-传热单元数（NTU）法两种。当仅仅已知进口温度时可以应用NTU法。本文将氦气作为冷却介质，由于已知来流空气及换热器冷却介质进口温度，采用NTU法较为合适。

## TBCC 发动机设计点循环参数

### 飞行器总体指标需求

TBCC 发动机应用于高速飞行器，可实现由起飞状态至Ma3状态

下，采用涡轮发动机进行加速爬升；到达Ma3、高度21000m后，进行模态转换，冲压发动机工作，加速爬升至Ma5、高度25000m时，进行高速巡航；完成指定任务后，再以高速巡航模式返回，随后滑翔、减速，涡轮发动机再次启动，返回原发射场。其中，动力系统采用2台TBCC发动机。参考SR-72飞行器总体指标，起飞总质量80t，基于常规TBCC发动机燃油消耗量估算出随着飞行时间的进行，不同飞行模式下飞行器的总质量。

飞行器飞行过程中，须满足推力与阻力平衡、升力与重力平衡，基于飞行器气动性能，计算得到飞行过程中各特征点的发动机推力需求，如表1所示。

表1 TBCC 发动机性能需求指标

飞行状态	Ma	高度/m	推力/kN
起飞	0.3	0	200
模态转换	3.0	21000	150
巡航	5.0	25000	100

### 发动机设计点参数

基于飞行器总体对TBCC发动机特征点推力需求，开展发动机设计点循环参数分析。TBCC发动机涡扇模态设计点循环参数，基于先进涡扇发动机性能及未来技术发展水平，其中，空气流量结合飞行器总体性能指标需求，如表2所示。

### 换热器参数

常规射流预冷TBCC发动机采取进气道喷水预冷方案，作为拓宽涡轮发动机工作马赫数范围的方式，计算结果表明，15000m、Ma2.25条件下，喷水预冷仅能实现发动机进

表2 涡扇发动机设计点循环参数

参数	设计点参数值
高度 ( $H$ ) /m	0
$Ma$	0
空气流量 ( $W_a$ ) / (kg/s)	270
引气量 ( $\delta$ ) /%	25
风扇压比 ( $\pi_f$ )	4
高压压气机压比 ( $\pi_c$ )	8.75
涡轮前温度 ( $T_{t4}$ ) /K	1950
高压压气机效率 ( $\eta_{HPC}$ )	0.87
风扇效率 ( $\eta_{fan}$ )	0.92
高压涡轮效率 ( $\eta_{HPT}$ )	0.93
低压涡轮效率 ( $\eta_{LPC}$ )	0.94
涵道比 ( $B$ )	0.45

口空气总温降低40K。约束因素在于，喷水量太小影响换热量、喷水量太大影响燃烧室油气比，且发动机携带的喷水量算作“燃料”，喷水量太大使得发动机比冲急剧下降。本文采用的管翅式换热器结构特点为两侧流体的传热表面积较大，适用于气-气换热器，由于具有较大的换热系数和比较高的热导率，因此传热效率比较高，具有轻巧、紧凑、适用性强等特点。相比喷水预冷方案，

采用管翅式换热器，利用中间冷却介质降低涡轮发动机来流空气总温，将不会影响来流空气组分；选用换热效果好、质量轻的换热介质将大幅改善预冷过程对发动机比冲带来的影响。

管翅式换热器外形设计为圆环形，放置于涡扇发动机入口处。基于起飞状态空气流量需求，计算得到发动机迎风环面积为 $0.71m^2$ 。涡扇发动机风扇轮毂比取为0.35，计算得到风扇直径为1.1m。截取管翅式换热器周向一小段进行分析，如图4所示：流体流动方向的管排数 $n_2$ ，流体流动方向的管间距 $s_2$ ，非流体流动方向的管排数 $n_1$ ，非流体流动方向的管间距 $s_1$ ，翅片个数 $n_3$ ，翅片间距 $s_3$ 。综合考虑涡扇发动机进口尺寸约束、发动机进口空气温度要求、冷却介质氦气的流量约束及发动机入口空气压力损失的约束，分析得到换热器尺寸参数，如表3所示。

**预冷循环工况的选取**

计算不同高度下、不同马赫数范围内涡轮发动机速度高度特性，分析发动机推力变化情况，进而获得发动机需启动换热器进行来流空气预冷的起始工况点。典型飞行高

表3 换热器尺寸参数

参数	数值
$n_1$	6
$n_2$	368
$n_3$	738
$s_1$ /m	0.012
$s_2$ /m	0.0009
$s_3$ /m	0.004

度包括：起飞爬升点5000m、巡航机动爬升点9000m、亚声速巡航点11000m、超声速巡航点15000m和模态转换点21000m。量纲一（旧称无量纲）化推力性能曲线如图5所示：随着马赫数的增大，不同高度下对应的推力性能出现下降的趋势。结合飞行器工作包线需求，存在如下问题：21000m高度下， $Ma2.5 \sim 3.0$ 速度范围内的推力性能难以满足飞行任务需求。由此，基于飞行器总体指标需求，对21000m高度下的发动机性能开展分析。

**计算结果分析**

**TBCC 发动机性能分析**

基于TBCC发动机总体性能建

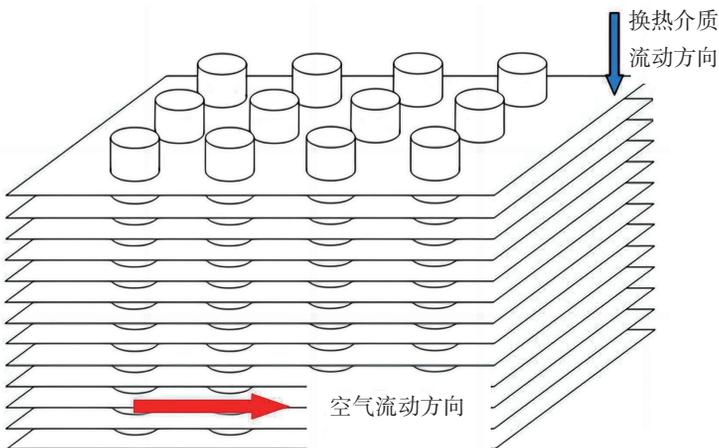


图4 换热器工作示意

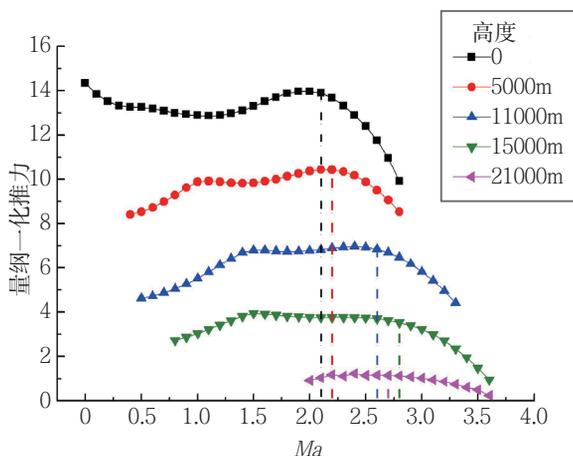


图5 速度高度特性曲线

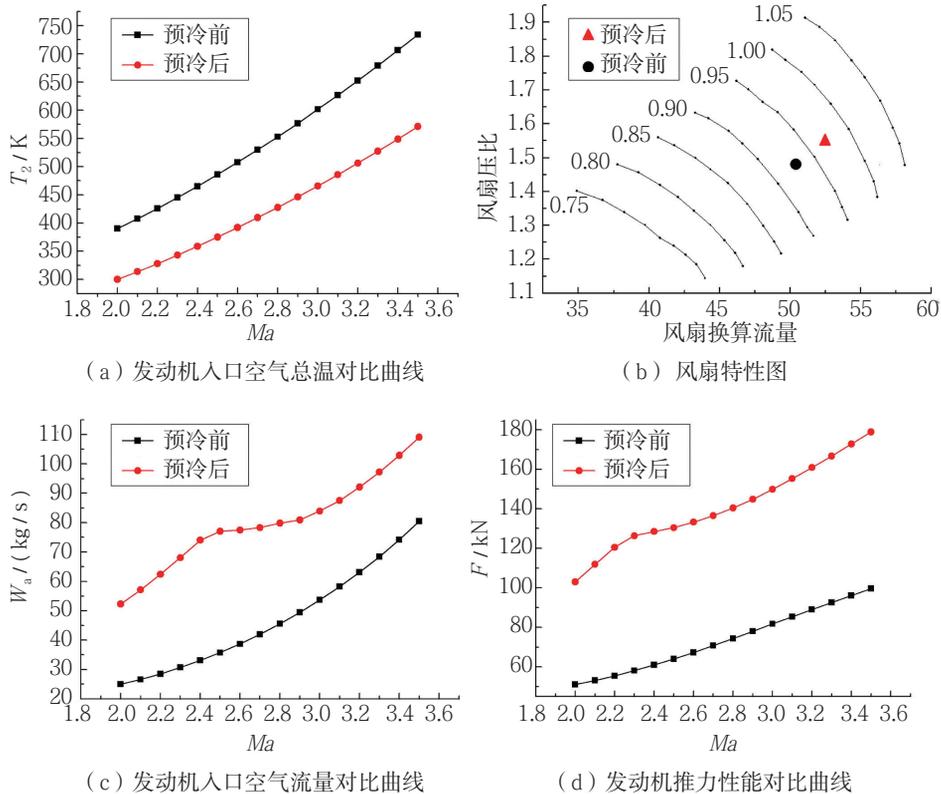


图6 性能参数对比

模方法，分析获得21000m高度、 $Ma2.5 \sim 3.0$ 工况下TBCC发动机性能难以满足飞行器总体指标约束，分析该工况下采用管翅式换热器预冷的方式对发动机性能的影响。

假设随着马赫数的变化，发动

机进口空气温降相同，均降低135K，发动机进行预冷换热前后，性能参数对比如图6所示。采用预冷换热器，不同马赫数下来流空气总温降低135K，控制燃烧室出口温度满足涡轮叶片材料限制，燃烧室加热量增

大，燃气做功能力增强，高、低压转子转速增大，风扇入口空气流量增大，空气流量最大增加了124%。由风扇特性图可知，风扇入口总温降低、转速增大，换算转速增大，风扇共同工作点沿共同工作线向上移，风扇流量与压比增大，同理，压气机流量与压比增大。发动机入口流量增大，高压压气机入口流量增大，涵道比减小，更多的气体参与燃烧室燃烧并具有做功能力，发动机总增压比增大。综上，发动机推力最大增加了163%。

### 飞行器性能分析

采用管翅式换热器预冷方式，降低TBCC发动机入口空气来流温度，获得预冷后的TBCC发动机性能。基于此，开展飞行轨迹分析，验证TBCC发动机性能参数是否满足指标要求，如图7所示。飞行器可实现水平起飞、水平降落和25000m、 $Ma5$ 等高等速巡航，满足飞行任务要求。

### 结束语

开展TBCC发动机基本工作原理分析，可作为高速状态下发动机性能提升的有效途径，考虑工程应用的匹配关系，获得基于管翅式换热器的预冷TBCC发动机方案，通过飞行轨迹计算结果验证表明，发动机性能可满足飞行任务指标约束，方法可行。TBCC发动机作为高速巡航飞行器的有效动力形式之一，利用预冷措施解决模态转换时“推力鸿沟”问题，将为后续工程应用提供合理可行的技术支撑。

航空动力

(吕雅，中国运载火箭技术研究院，工程师，主要从事动力总体设计工作)

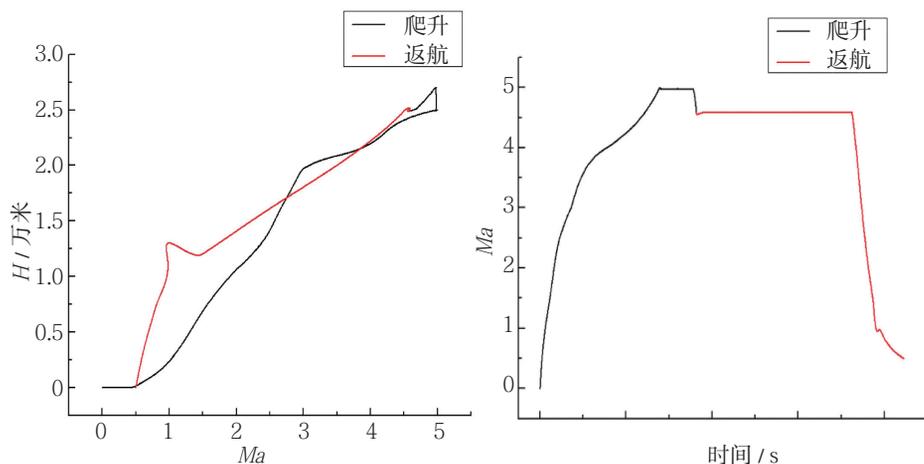


图7 飞行轨迹分析示意