

涡轮发动机热力循环与流路几何参数 耦合设计方法

王家俊^{1,2}, 刘传凯¹, 丁水汀¹, 魏志远¹, 张 凡¹, 郭佳凡¹, 杜慧鹏¹, 黄祥钦¹

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

2. 中国航空工业发展研究中心, 北京 102206)

摘 要: 针对未来先进发动机匹配机制复杂, 热力循环参数及部件性能与流路几何参数高度耦合, 且概念设计阶段输入参数较为欠缺的特点, 建立具有通用性的耦合仿真架构和流程; 基于经验关系式及部件耦合图, 形成热力循环参数与流路几何参数耦合设计方法, 可在不同的热力循环参数下预测部件效率水平, 并得到关键叶轮部件的进出口尺寸参数。利用上述方法, 对混排涡扇发动机、自适应变循环发动机、“双变”循环发动机模型开展仿真验证。结果表明: 本文方法得到的旋转部件流路几何参数估算值与实际设计值或文献设计值的误差可控制在 10% 以内, 达到美国 NASA 发动机流路尺寸预测精度, 可有效缩短方案迭代周期, 减小后期颠覆设计风险, 为发动机详细设计提供参考。

关 键 词: 涡轮发动机; 总体性能; 几何参数; 循环参数; 耦合设计

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Coupling design method for thermodynamic cycle and flow path geometric parameters of turbine engine

Wang Jiajun^{1,2}, Liu Chuankai¹, Ding Shuiting¹, Wei Zhiyuan¹, Zhang Fan¹,

Guo Jiafan¹, Du Huipeng¹, Huang Xiangqin¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Aviation Industry Development Research Center of China, Beijing 102206, China)

Abstract: Future advanced engines face challenges such as complex matching mechanisms, and a high degree of coupling between thermodynamic cycle parameters, component performance, and flow path geometry. Additionally, the conceptual design phase offer suffers from a lack of input parameters. To address these issues, a general-purpose coupled simulation architecture and process were established. Based on empirical correlations and component coupling diagrams, a coupled design method for thermodynamic cycle parameters and flow path geometric parameters was developed. This method enabled the prediction of component efficiency levels under different thermodynamic cycle parameters and yielded the inlet and outlet dimensions of key impeller components. Using the proposed method, simulation validations were carried out on three engine models: a mixed-flow turbofan engine, an adaptive variable-cycle engine, and a “dual variable” cycle engine. The results showed that the estimated flow path

收稿日期: 2025-11-11

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2021-A- I -001-001); 航空科学基金(2024L039051002);

北京航空航天大学博士研究生卓越学术基金

作者简介: 王家俊(1997—), 男, 博士, 研究方向为发动机总体性能与仿真、发动机系统科学。

通信作者: 刘传凯(1979—), 男, 副研究员、博士生导师, 博士, 研究方向为发动机空气系统总体性能与仿真。E-mail: liuchuankai@buaa.edu.cn

引用格式: 王家俊, 刘传凯, 丁水汀, 等. 涡轮发动机热力循环与流路几何参数耦合设计方法[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20250520. Wang Jiajun, Liu Chuankai, Ding Shuiting, et al. Coupling design method for thermodynamic cycle and flow path geometric parameters of turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20250520.

geometric parameters of rotating components obtained by this method had errors within 10% compared with actual design values or values reported in the literature, achieving a level of prediction accuracy for engine flow path dimensions comparable with that of NASA. This approach effectively shortens the iteration cycle in the scheme design phase, reduces the risk of major design changes in subsequent stages, and provides valuable reference for detailed engine design.

Keywords: turbine engine; overall performance; geometric parameters; cycle parameters; coupling design

在航空发动机正向设计阶段, 总体性能设计与结构流路设计决定了发动机的“基因”与“骨骼”, 两者的设计参数相互影响, 本质上具有强耦合、强整体特征^[1]。而未来发机构型变化丰富、设计参数众多, 性能与流路的耦合性也愈发增强^[2]。若在气动设计初期不考虑部件流路尺寸, 易在后期造成颠覆性设计。因此, 在未来先进发动机设计初期的概念设计阶段, 就需要考虑性能参数与流路几何之间的关联关系, 采用性能-流路一体化的综合设计方式, 综合评估气动热力参数优化的收益与结构参数的合理性, 以大幅减少详细设计阶段迭代的时间成本; 减小后期颠覆性变化的风险; 提升发动机的综合性能表现和可实现性。此外, 在针对于未来先进发动机概念方案的评估与设计中, 依据总体性能参数及结构参数的耦合规律合理预测部件设计水平, 对发动机综合设计优化具有良好的指导作用。

多年来, 针对传统构型发动机的热力循环与流路几何的耦合设计, 专家学者开展了持续研究。在 20 世纪 70 年代, 美国 Pera 等基于 29 款不同型号的航空发动机统计数据提出了适用于航空发动机设计阶段的质量估算方法^[3], 形成了 WATE (weight analysis of turbine engine) 程序, 并持续改进发展^[4-6]。樊巍等^[7]建立了一种涡轴发动机循环参数、部件效率和冷气量联合设计的方法, 并以 T700 发动机为基准发动机, 对不同热力循环参数设计方案进行了相应改型设计。此外, 樊巍等^[8]还建立了一种考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法, 可以获取更为准确的循环参数求解域, 减少总体论证阶段的迭代。张少锋等^[9-10]提出一种综合考虑涡轴发动机总体性能、总体结构、部件的气动/结构/强度/材料等的耦合评估方法, 并与 T700 与 GE3000 的文献数据进行了可靠性验证; 同时该团队还提出一种基于难度系数平衡的, 兼顾涡轴发动机总体性能与尺寸质量的总体设计方法, 取得了缩短设计时间, 提高设计效率

的收益。李瑞军等^[11]针对小涵道比涡扇发动机建立了一种热力循环参数与流路参数之间的迭代模型, 研究了气动热力参数变化对流路尺寸参数带来的影响。郑恒斌等^[12]基于 iSIGHT 平台, 针对大涵道比涡扇发动机, 以关键参数的设计准则为约束, 实现了热力循环参数和几何流路的优化。北京航空航天大学的唐海龙团队在总体设计软件中结合压气机一维设计方法实现了压气机流道的初步计算, 为后续详细设计阶段提供参考^[13]。

上述的热力循环与流路几何的耦合设计方法, 还是以先确定气动参数, 通过气动参数引入限制条件来计算结构参数为主, 适用于气动参数已知或容易获取和更为详细、精度要求较高的情况。然而, 在未来先进发动机初步设计阶段, 现有方法在耦合性和通用性方面存在难以直接运用的问题: 如前文提到的 WATE 程序中要想计算流道尺寸参数时需给定叶轮部件的结构形式(等某径设计), 文献 [9] 中即便针对结构较为简单的混排涡扇发动机, 估算模型也需要输入 11 个轴流压气机设计参数和 10 个涡轮设计参数。这对于未来先进发动机在总体方案论证和设计初期是难以直接获取或有明确输入的。且未来先进发动机型式多样, 方法需要具备一定的通用性, 能够适用于多转子、多外涵等各种变循环构型的快速预测计算。

因此, 本文探索一种气动-几何参数一体化设计方法, 充分利用经验式和关联关系, 强化参数间的耦合性, 减少输入需求, 并在一定精度范围内显著提升模型的通用性和便捷性, 极大提高了新方案的设计效率, 从而在发动机自主正向设计过程中显著缩短迭代周期, 防止后期颠覆, 为未来先进发动机的快速预研提供有力支持。本文主要内容安排如下: 文中第 1 章对主要叶轮部件提出一种基于经验关系式和部件耦合图的热力循环与流路几何参数耦合设计方法。文中第 2 章对 3 种不同发动机验证其预测精度, 从而证明所提方法的有效性工程适用性

1 热力循环与流路几何参数耦合设计方法

1.1 总体思路及流程

在涡轮发动机总体性能参数的设计中, 首先需要确定有多少个需要设计的参数, 以及多少个约束方程, 从而明确哪些参数是需要通过设计独立给出, 哪些参数是可以通过其余参数和约束方程自动平衡求解。

通常情况下, 在给定空气流量、高度和马赫数的条件下, 要想确定一台发动机的设计点性能, 有 i 个压缩部件, 就需要确定每一个压缩部件的压比和效率; 有 j 个燃烧室, 就需要确定每一个燃烧室的出口总温、效率和总压恢复系数; 有 k 个外涵道就需要确定每一个涵道的分流比和总压恢复系数; 有 m 个涡轮就需要确定每一个涡轮的效率(膨胀比无需单独确定, 由功平衡可自动求出)。

但是, 这些参数中, 有一部分参数由本身设计水平决定, 受发动机其余气动参数影响较小, 对整体方案的影响也较小, 因此可在确定设计点参数时视为一个已知的定值(初始定值参数), 这些参数包括各燃烧室的效率及总压恢复系数、外涵道的总压恢复系数、各转子功率传输效率等。

考虑到叶轮部件的效率对方案影响较大, 其数值的选择与气动参数耦合性较强, 不宜视为定值, 可考虑通过采用部件耦合图的方式依据设计参数联动确定, 因此可以视为非定值的已知量。通过上述分析, 对于一台涡轮发动机而言, 设计点未知的便是各压缩部件增压比、各涵道分流比、各燃烧室出口总温。但是这些参数往往也并非需要一一确定, 由于发动机在工作中存在平衡匹配机制, 各参数之间并非完全独立, 因此可以通过发动机工作时需要遵守的约束方程, 以此来减少需要确定的独立未知数个数。

通常情况下, 对于混排涵道而言, 每一个外涵道的气流最终都需要与其他流道气流掺混, 因此, 有一个涵道就会带来一个混合室的总压平衡方程。理论上, 为减小两股气流因存在总压差在掺混时带来的损失, 两股气流总压应保持近似相等的关系^[14]。

对于分排涵道, 虽然其不与其他涵道掺混, 没有总压关系的约束方程, 但是其存在内、外涵道之间循环功的最佳分配问题, 也可以构建诸如内、外涵排气速度等其他约束方程^[14], 使得各压缩部

件压比、涵道比等参数存在关联关系。因此在发动机参数确定中, 存在一个外涵道, 就会存在一个约束方程, 也就会减少一个需要独立给出的设计参数个数。通过上述思想形成的总体流程如图 1 所示。后文将详细介绍各叶轮部件气动热力参数匹配及流路几何参数耦合的具体计算方法。

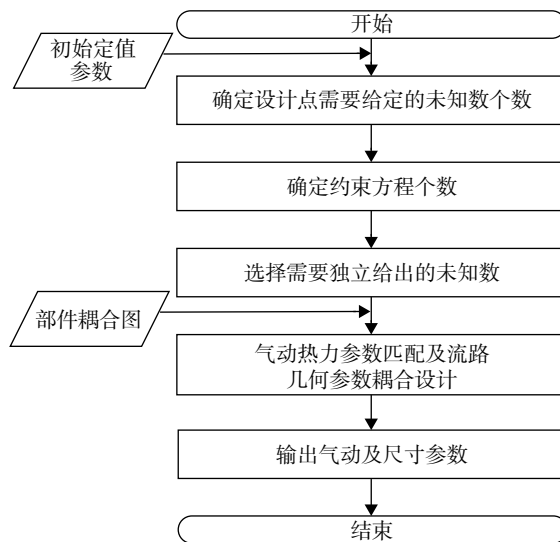


图 1 总体流程图

Fig. 1 Overall flow chart

1.2 压缩部件进出口半径及效率估算模型

1.2.1 (前) 风扇进出口半径估算方法

风扇设计中尺寸方面受叶片材料强度, 即能承受的最大切线速度限制, 气动方面受流量系数约束。因此在确定风扇尺寸时首先确定最大切线速度 $v_{f,ta,max}$ 以及对应的马赫数 Ma_{max} 、进口流量系数 Φ_f 。

设计点进口叶尖切线速度 $v_{f,ta,d}$ 由下式求得:

$$v_{f,ta,d} = v_{f,ta,max} \sqrt{\frac{T_d^*}{T_{f,max}^*}} \quad (1)$$

其中 T_d^* 为设计点进口总温, 最大切线速度达到时发动机通常工作于平流层, 对应的总温 $T_{f,max}^*$ 根据下式求得, 式中 k 为比热比:

$$T_{f,max}^* = 216.5 \times \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_{max}^2 \right) \quad (2)$$

设计点进口轴向速度 $v_{f,ax,d}$ 可根据流量系数按下式得出:

$$v_{f,ax,d} = v_{f,ta,d} \times \Phi_f \quad (3)$$

得到进口轴向速度后, 进一步可得到进口密流函数 $q(\lambda_f)$, 根据流量公式可计算出进口面积。

其中 w_f 为进口流量, p_f 为进口总压, K 为与气体种类和比热比有关的常数。

$$A_{f, \text{in}} = \frac{w_f \sqrt{T_d^*}}{p_f K q(\lambda_f)} \quad (4)$$

进口轮毂比 $h_{f, \text{in}}$ 按文献[15]给出的与涵道比 B 建立的统计学关系式估算:

$$h_{f, \text{in}} = 0.35 B^{-0.106} \quad (5)$$

在得到进口轮毂比 $h_{f, \text{in}}$ 后, 可按下式求得进口叶尖半径:

$$r_{f, \text{in}, \text{tip}} = \sqrt{\frac{A_{f, \text{in}}}{\pi(1 - h_{f, \text{in}}^2)}} \quad (6)$$

根据轮毂比, 继而求得进口叶根半径:

$$r_{f, \text{in}, \text{root}} = r_{f, \text{in}, \text{tip}} h_{f, \text{in}} \quad (7)$$

根据设计点进口切线速度和进口叶尖半径, 可求得转速:

$$n_l = \frac{V_{f, \text{ta}, d}}{2\pi r_{f, \text{in}, \text{tip}}} \quad (8)$$

在风扇中, 进、出口轴向速度可视为近似相等[16], 以减少叶片表面边界层分离风险, 提升压缩部件效率。风扇出口总温、总压根据压比和效率即可求出, 进一步可得到出口密流函数, 根据流量公式可计算出出口面积 $A_{f, \text{out}}$ 。

风扇出口叶尖半径与增压比有关, 考虑到增

压比越大, 风扇流道收缩越严重, 出口叶尖半径往往会更低, 可根据统计学规律建立如下关系式, 其中 π_f 为风扇增压比:

$$r_{f, \text{out}, \text{tip}} = r_{f, \text{in}, \text{tip}} \left(1 - \frac{0.05 \pi_f}{1.7}\right) \quad (9)$$

依据出口叶尖半径和出口面积可计算得到出口叶根半径 $r_{f, \text{out}, \text{root}}$ 及出口轮毂比 $h_{f, \text{out}}$ 。

本节为各类风扇的尺寸初步估算提供了一个通用的流程方法, 对于涡轮发动机而言, 可能存在多个风扇。如对于变循环发动机而言, 低压转子上的风扇通常分为独立的前、后两级, 分别称为前风扇、后风扇。若高压压气机前端安装有额外一级叶片, 且与高压压气机之间形成一个独立的涵道, 则称其为核心机驱动风扇(简称核心风扇)。为明晰其位置, 图2给出了两种典型的变循环发动机各风扇的标识[17]。当涡轮发动机包含前风扇、后风扇、核心风扇等多个风扇部件时, 前风扇等同于上述方法中的风扇; 后风扇、核心风扇的估算思路仍可按照本节风扇的流程。但在初步设计阶段, 能直接确定的输入参数较少, 期望进口流量系数、进口轮毂比等参数不需要单独给出, 而是建立与前置部件已知参数的关联关系, 实现仅依靠最前端压缩部件的参数完成整个压缩系统的顺次计算。

1.2.2 后风扇进出口半径估算方法

后风扇进口轮毂比通常比前风扇出口轮毂比

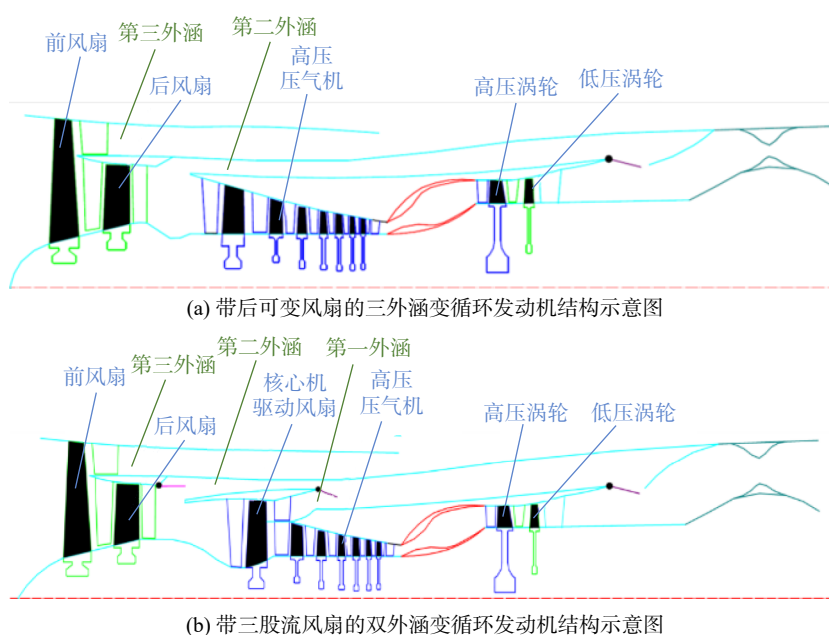


图2 不同变循环发动机各风扇位置标识[17]

Fig. 2 Fan station designations in different variable cycle engine configurations [17]

略大, 考虑到流道的收缩, 叶尖半径通常也会略低, 根据统计学数据, 后风扇轮毂比和叶尖半径可由前风扇相关值初步估算:

$$h_{rf,in} = 1.07h_{ff,out} \quad (10)$$

$$r_{rf,in,tip} = 0.95r_{ff,in,tip} \quad (11)$$

前、后风扇流量系数之比可以表示为:

$$\frac{\Phi_{ff}}{\Phi_{rf}} = \frac{v_{ff,ax,d}/v_{ff,ta,d}}{v_{rf,ax,d}/v_{rf,ta,d}} = \frac{v_{ff,ax,d}/\omega_{ff}r_{ff,in,tip}}{v_{rf,ax,d}/\omega_{rf}r_{rf,in,tip}} \quad (12)$$

前、后风扇通常处于同一转子, 角速度 ω_{ff} 和 ω_{rf} 相等。根据发动机设计前、后风扇设计需要遵循一定的气动连续和匹配条件防止突变, 初步估算时可近似认为前、后风扇保持相同的轴向速度, 因此 $v_{ff,ax,d}$ 和 $v_{rf,ax,d}$ 也视为相等。上式简化为:

$$\frac{\Phi_{ff}}{\Phi_{rf}} = \frac{r_{ff,in,tip}}{r_{rf,in,tip}} \quad (13)$$

由于轮毂比代表流道几何约束, 流量系数代表气动约束, 两者存在天然耦合关系, 因此将上式中的叶尖半径转化为轮毂比会更为合理。考虑到风扇级间流道应平顺过渡, 且叶中半径处的气动负荷水平相当会更有利于匹配设计(叶中处往往可以代表叶高方向的气动平均状态), 因此初步估算时前、后风扇进口的叶中半径视为相等, 即:

$$\frac{r_{ff,in,tip}(1+h_{ff,in})}{2} = \frac{r_{rf,in,tip}(1+h_{rf,in})}{2} \quad (14)$$

将式(14)代入式(13)可得:

$$\Phi_{rf} = \Phi_{ff} \frac{1+h_{rf,in}}{1+h_{ff,in}} \quad (15)$$

依据前风扇参数估算后风扇的上述参数后, 按文中第1.2.1节流程便可完成后风扇其余进出口尺寸的计算。

1.2.3 核心风扇进出口半径估算方法

核心风扇尺寸参数由统计学规律结合部件工程设计经验修正的方法获得。首先进口轮毂比根据后风扇进口叶中半径、后风扇出口面积按下式求得:

$$h_{cf,in} = 0.8 \frac{4\pi r_{rf,in,mid}^2 - A_{rf,out}}{4\pi r_{rf,in,mid}^2 + A_{rf,out}} \quad (16)$$

式中 $4\pi r_{rf,in,mid}^2$ 可看作以后风扇叶中半径为基准的参考圆面积, 一定程度表征上游部件的特征尺度。上式也符合后风扇出口面积增大, 核心风扇进口需相应扩张, 轮毂比减小, 符合级间流动能力匹

配, 避免流动堵塞的设计原则。

核心风扇进口流量系数根据后风扇进口流量系数、后风扇进口轮毂比和核心风扇进口轮毂比估算, 形式与文中第1.2.2节一致:

$$\Phi_{cf} = \Phi_{rf} \frac{1+h_{rf,in}}{1+h_{cf,in}} \quad (17)$$

核心风扇设计点进口叶尖切线速度 $v_{cf,ta,d}$ 根据后风扇设计点进口叶尖切线速度、后风扇进口轮毂比、核心风扇进口轮毂比估算:

$$v_{cf,ta,d} = v_{rf,ta,d} \left(\frac{1+h_{rf,in}}{1+h_{cf,in}} \right)^{0.5} \quad (18)$$

在获取上述参数后, 核心风扇进出口半径的计算同前文。

1.2.4 高压压气机进出口半径估算方法

高压压气机进出口半径估算方法分两种情况。当构型中不包含后风扇、核心风扇等部件, 如双转子混排涡扇发动机, 此类构型下, 高压压气机相关参数根据风扇参数估算。当构型中含有后风扇、核心风扇等部件, 如三外涵自适应变循环发动机, 此类构型下, 高压压气机相关参数根据核心风扇参数估算。由于不同布局下均要保证整个压缩系统子午流道的平滑连续和前后匹配, 因此两种情况下高压压气机进口轮毂比及最大切线速度估算的统计学拟合方程有所区别。

当高压压气机前置压缩部件为风扇时, 进口轮毂比根据风扇参数按如下统计学经验式估算:

$$h_{hc,in} = \frac{4\pi r_{f,in,mid}^2 - A_{f,out}}{4\pi r_{f,in,mid}^2 + A_{f,out}} \quad (19)$$

高压压气机进口叶尖切线速度 $v_{hc,ta,d}$ 可根据风扇参数按如下统计学经验式估算:

$$v_{hc,ta,d} = v_{f,ta,d} \left(\frac{1+h_{f,in}}{1+h_{hc,in}} \right)^{0.5} \quad (20)$$

高压压气机进口流量系数可按如下经验式估算:

$$\Phi_{hc} = \Phi_f \frac{1+h_{hc,in}}{1+h_{f,in}} \quad (21)$$

当高压压气机前置压缩部件为核心风扇时, 进口叶尖切线速度和进口流量系数均可按式(19)和式(20)的形式, 将风扇参数更换为核心风扇参数即可。但进口轮毂比需根据核心风扇参数按如下统计学经验式估算:

$$h_{hc,in} = 1.15h_{cf,out} \quad (22)$$

获取上述参数后,参照前文风扇的流程即可得到高压压气机其余进口尺寸参数。

以上两种情况的出口尺寸计算方法相同,高压压气机出口面积根据文献 [18] 的关系式计算:

$$A_{hc,out} = \frac{A_{hc,in}}{0.6 \times \pi_{hc}^{5/6}} \quad (23)$$

高压压气机出口轮毂比可按如下统计学经验式估算:

$$h_{hc,out} = \frac{4\pi r_{hc,in,mid}^2 - A_{hc,out}}{4\pi r_{hc,in,mid}^2 + A_{hc,out}} \quad (24)$$

得到压气机出口面积和轮毂比后即可求得出口叶尖、叶根半径。

1.2.5 压缩部件效率耦合模型

耦合图是连接不同参数之间的纽带^[19]。通过耦合图可以在发动机不同参数之间建立起关联关系,通过已知或可求解参数得到未知及不可求解参数。压缩部件的耦合图来自文献 [20],如图 3 所示,该图将能够反映压缩部件设计水平的多变效率 η_p 与压缩部件出口标况换算流量 W_{cor} 建立起关联关系,并且分别给出了当下设计水平和可预期的未来设计水平。用压缩部件先进指数 μ_c 代表压缩部件设计水平,在设计过程中可给定不同压缩部件先进指数按如下插值函数进行插值计算。在本文中该值置为 0 代表图 3 中的当前水平曲线,置为 1 代表图 3 中的未来水平曲线,置为负数代表低于当前设计水平。

$$\eta_p = f(W_{cor}, \mu_c) \quad (25)$$

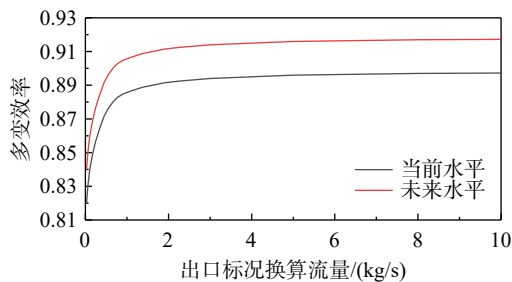


图 3 不同技术水平下压缩部件多变效率曲线

Fig. 3 Polytopic efficiency characteristics of compression components at different technology levels

但是在气动热力计算时,往往采用等熵效率,因此在图中读出多变效率后按照下式转化为等熵效率^[21]。其中 η_a 为等熵效率, η_p 为多变效率, π 为增压比, k 为比热比。

$$\eta_a = \pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 / \pi^{\frac{k-1}{k} \eta_p} - 1 \quad (26)$$

由于在插值时采用的压缩部件出口标况换算流量是压缩部件出口总温的函数,而出口总温的计算需要已知等熵效率,因此首先试给等熵效率,并计算由耦合图插值并转化得到的等熵效率,通过迭代求解直至残差方程收敛,得到最终的压缩部件效率。在这个过程中,压缩部件效率会不断迭代,进而影响匹配出的压比参数,从而影响部件流路尺寸。综上所述,压缩部件效率及进出口半径的计算流程如图 4 所示。 η_i 和 η'_i 分别代表连续两次循环得到的压缩部件效率值。

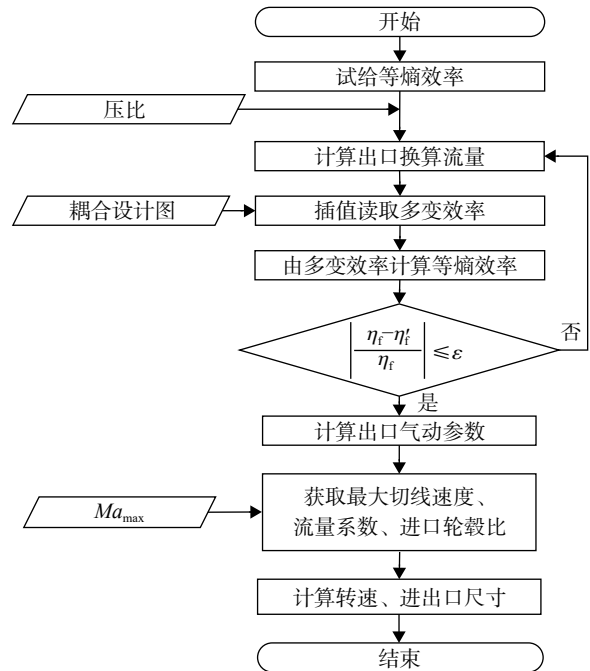


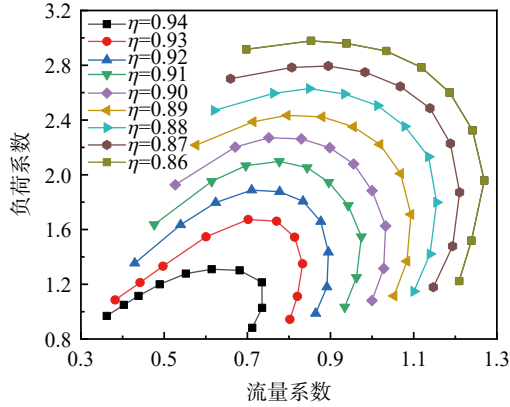
图 4 压缩部件迭代流程

Fig. 4 Compression components iteration process

1.3 涡轮部件进出口半径及效率耦合计算模型

涡轮部件的耦合图选用文献 [22] 中 Smith 总结的涡轮效率经验关联式,也称史密斯图,如图 5 所示。该图通过试验建立了涡轮部件速度系数、负荷系数、等熵效率之间的关联关系,并指出随着载荷系数或者流量系数的提高,涡轮的效率会降低。其中流量系数代表了涡轮级的流通能力,负荷系数代表了涡轮做功的能力。

由于 Smith 图中负荷系数和流量系数并非单值对应关系,因此既无法通过负荷系数插值流量系数,也无法通过流量系数插值负荷系数,鉴于此,本文引入插值辅助变量 β ,用 β 值表示数据在等效率线上的位置,具体插值方法参见文献 [23]。

图 5 涡轮史密斯图^[22]Fig. 5 Turbine Smith chart^[22]

同时对于涡轮部件也引入反映涡轮设计水平的涡轮先进指数 μ_t 对涡轮效率按下式进行一定修正。其中, η_{smith} 是直接由史密斯图中插值得到的效率。在本文中 μ_t 为 0 时代表史密斯图的水平,置于正数代表超过史密斯图的水平,置于负数代表低于史密斯图的水平。

$$\eta_{\text{ta}} = \eta_{\text{smith}} + \mu_t / 100 \quad (27)$$

史密斯图的效率是理想设计状态下得到的效率,在通过史密斯图获取的效率基础之上,依据文献 [22] 给出的方法进一步考虑叶尖间隙和低雷诺数效应对涡轮实际效率的影响。

间隙效率修正系数 ζ 可以看作涡轮特征尺寸的函数,此处特征尺寸的定义如式(28)所示。其中 $r_{\text{in,root}}$ 、 $r_{\text{out,root}}$ 、 $r_{\text{in,tip}}$ 、 $r_{\text{out,tip}}$ 分别为涡轮进口叶根半径、出口叶根半径、进口叶尖半径、出口叶尖半径。图 6 给出了 ζ 与特征尺寸的函数关系^[22]。

$$\delta = \frac{r_{\text{in,root}} + r_{\text{out,root}}}{r_{\text{in,tip}} + r_{\text{out,tip}}} \quad (28)$$

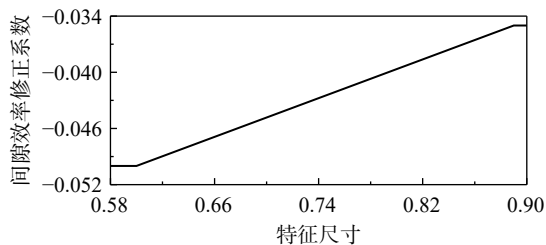


图 6 考虑间隙影响的涡轮效率修正

Fig. 6 Turbine efficiency correction considering tip clearance effects

低雷诺数效率修正系数 ξ 可以看作进口雷诺数的函数,其函数关系如图 7 所示^[22]。

最终得到经过上述修正后的涡轮效率为:

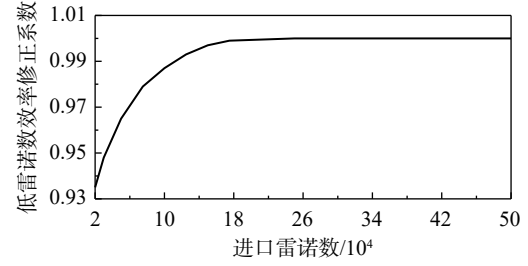


图 7 考虑低雷诺数影响的涡轮效率修正

Fig. 7 Turbine efficiency correction considering low Reynolds number effects

$$\eta_t = (\eta_{\text{ta}} + \xi) \zeta \quad (29)$$

在上述获取涡轮效率的过程中,无论是计算流量系数、负荷系数还是进行间隙修正,都会用到涡轮进出口高低半径,但初始设计阶段涡轮具体尺寸参数尚未确定,因此涡轮进出口半径及效率就需要耦合迭代求解。涡轮效率与尺寸的迭代流程如图 8 所示。该流程中不需要已知涡轮任何参数,只需要给出气流角 θ 和等熵效率的迭代初始值,其中气流角初值可根据文献 [24] 中给出的涡轮设计原则在 $18^\circ \sim 25^\circ$ 之间选取,虽然初值的

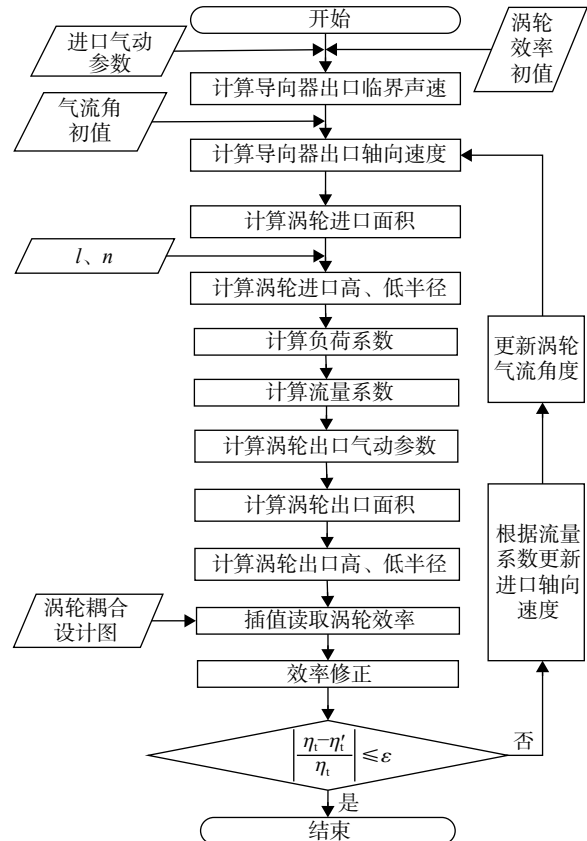


图 8 涡轮效率及尺寸耦合计算流程

Fig. 8 Turbine efficiency and dimension coupled calculation process

选取不影响最终的迭代结果,但若初值接近实际值,可有效避免求解发散。具体迭代流程如下。

由于涡轮导向器出口通常为临界状态,其绝对速度可视为临界声速,可按下式求出,其中 R 为气体常数, T_{td}^* 为涡轮导向器出口气流总温:

$$v_{cr} = \sqrt{\frac{2kRT_{td}^*}{k+1}} \quad (30)$$

若忽略壁面摩擦、激波等微小损失,涡轮动叶进口气流绝对速度可看作与导向器出口绝对速度相等。根据速度三角形,如图 9 所示,可根据气流角初值计算涡轮进口轴向速度。

$$v_{in,ax} = v_{cr} \sin \theta \quad (31)$$

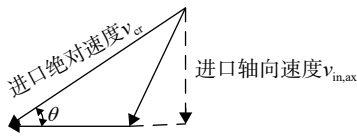


图 9 涡轮进口速度三角形

Fig. 9 Turbine inlet velocity triangle

进而根据涡轮进口气动参数由密流函数可计算涡轮进口面积 A_{in} 。涡轮进口叶根半径可根据涡轮进口面积按下式估算:

$$r_{in,root} = \sqrt{\frac{A_{in}}{0.6\pi}} \quad (32)$$

涡轮进口叶根半径的最小值可根据叶根最大负荷系数 ψ_{max} 按式(33)估算校核。若按上式计算的涡轮叶根半径低于最小值,则以计算的最小值替代。其中 l 为比功, n 为物理转速(r/min)。进而根据进口面积和进口叶根半径计算进口叶尖半径。

$$r_{in,root,min} = \sqrt{\frac{l}{\psi_{max}}} \frac{n\pi}{30} \quad (33)$$

接下来根据涡轮进口叶尖、叶根半径计算进口叶中半径 $r_{in,mid}$ 。并按下式计算涡轮负荷系数 ψ :

$$\psi = \frac{30l}{\pi r_{in,mid} n} \quad (34)$$

得到负荷系数后,根据文献 [25] 给出的最佳效率曲线关系确定流量系数 Φ 。

$$\Phi = 0.3215\psi + 0.2788 \quad (35)$$

此时得到流量系数和负荷系数后可以根据史密斯图得到新的涡轮效率,但是效率修正中需要

涡轮出口尺寸参数,因此还需先计算涡轮出口尺寸参数。

根据试给的效率及涡轮功 l 计算出口气动参数,涡轮出口轴向速度 $v_{out,ax}$ 同样视为与进口轴向速度 $v_{in,ax}$ 近似相等。进一步得出涡轮出口密流函数及面积 A_{out} 。

当涡轮的设计形式未知时可初步按等中径折衷设计,依据出口中径和面积可求得出叶尖、叶根半径。若涡轮的设计形式已知,则按照确定的等外径或等内径的方式计算叶尖、叶根半径。在得到涡轮出口几何参数后便可通过史密斯图插值得到涡轮效率并进行修正,进而得到效率的更新值。比较得到的效率更新值和试给的效率之差是否达到收敛精度。若未达到收敛精度,则保留当前得到的效率开始进入迭代计算。

在得到涡轮出口几何参数后便可通过史密斯图插值得到涡轮效率并进行修正,并得到效率的更新值。比较得到的效率更新值和试给的效率之差是否达到收敛精度。若未达到收敛精度,则保留当前得到的效率开始进入迭代计算。

迭代时首先根据此时的流量系数更新进口轴向速度

$$v_{in,ax} = \frac{n\pi(r_{in,tip} + r_{in,root})}{60} \Phi \quad (36)$$

再根据更新的进口轴向速度更新气流角参数

$$\theta = \arcsin \frac{v_{in,ax}}{v_{cr}} \quad (37)$$

当有了新的气流角后重复式(31)~式(37)的步骤,直至相邻两次计算得到的效率之差满足收敛残差。

$$\frac{\eta_t - \eta_t'}{\eta_t} \leq \varepsilon \quad (38)$$

式中 η_t 和 η_t' 分别代表连续两次计算分别得到的涡轮效率值。

2 方法对比及验证

2.1 变效率和定效率的对比

本节利用部件耦合图为发动机设计中旋转部件的效率取值给出了设计依据,既能避免效率指标取值偏低难以发挥性能潜力,又能避免效率指标取值偏高使得方案可行性降低,使得叶轮部件效率能与循环参数合理匹配。图 10 对比了采用固定效率方法与本文提出的变效率方法,在相同

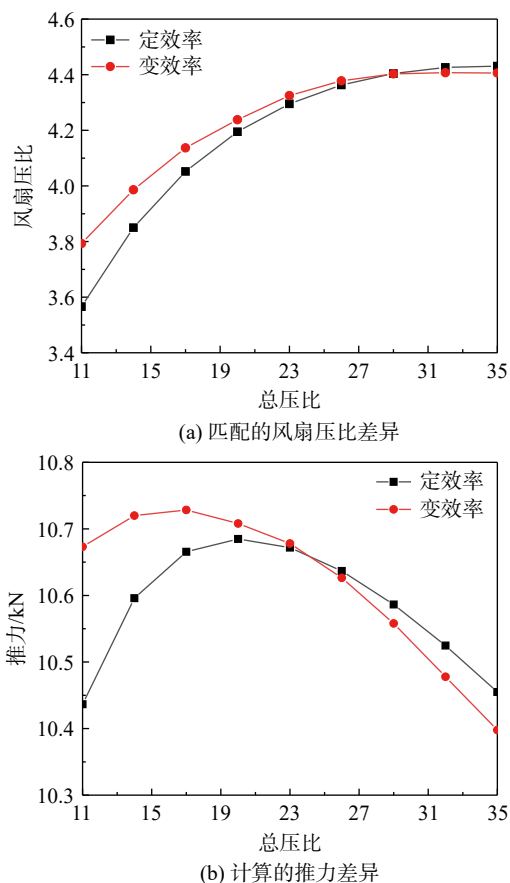


图 10 变效率和定效率的对比

Fig. 10 Comparison between variable efficiency and fixed efficiency

总体参数(总增压比、涵道比、涡轮前温度)下,依据混合室压力平衡关系进行匹配所得到的设计参数差异。其中定效率方法中旋转部件的等熵效率采用文献[26]中给出的目前典型成熟发动机设计水平下的部件效率参考值(风扇为 0.86, 高压压气机为 0.88, 涡轮为 0.87)。

可以看出,当总增压比在 25 左右时(约为目前典型小涵道比混排涡扇发动机压比值附近),两者设计数值较为接近,证明了本方案的正确性,但从适中压比向两端变化时,由于不同压比但相同等熵效率的压气机并不能代表相同设计水平,因此在不同应用场景下当压比存在较大范围变化可能时,旋转部件效率的合理取值范围也随之变化,定等熵效率的误差会愈发增大,本方法将更为合理有依据。

2.2 验证算例 1: 中涵道比涡扇发动机模型验证

为验证本文方法对已有发动机的兼容性和适用性,选取 20 世纪 70 年代初定型的某具备超声速巡航能力的典型中涵道比混排涡扇发动机作为验证对象。

由文中第 1.1 节可知,对于混排涡扇发动机而言,在不开加力的条件下,其需要给出的设计参数包括风扇压比、高压压气机压比、主燃烧室出口总温、涵道比共计 4 个参数,存在一个混合室的约束方程,因此上述 4 个参数中只要确定 3 个参数便可进行计算,本文采用给定总增压比的方式进行模型匹配。其总体参数如表 1 所示。

表 1 中涵道比涡扇发动机总体循环参数

Table 1 Overall cycle parameters of a medium-bypass-ratio turbofan engine

空气流量/(kg/s)	总增压比	涵道比	涡轮前温度/K
101.1	25.0	0.7	1 672

风扇最大切线速度依据文献[27]中给出的当时年代的设计水平选取 485 m/s,切线速度达到最大值的马赫数均选取最大超巡马赫数 1.5。依据第 1 章的算法流程编写程序,输入总体参数后可以一键计算气动热力及流路几何参数并同时生成发动机基本流路简图,如图 11 所示。

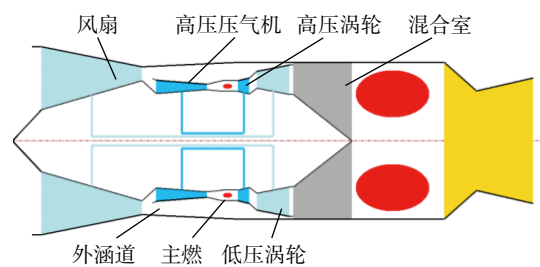


图 11 生成的涡扇发动机流路简图

Fig. 11 Generated turbofan engine flow path schematic

考虑到该发动机的研制与涡轮 Smith 图的诞生基本处于同一时期,而当时压缩部件的设计水平低于本文压缩部件耦合图中的当前水平线,因此涡轮效率先进指数取 0 而压缩部件先进指数取-1 来表征当时部件效率水平。

为了对比不同的部件设计水平对流路尺寸的影响,用以体现前文中运用部件耦合图的效果和作用,设计按当下部件效率水平进行匹配的对照。其中涡轮先进指数取 1,压缩部件先进指数取 0 来表征当下部件效率水平。在两种不同部件设计水平下对该发动机流路尺寸进行耦合设计。同时,为体现涡轮在史密斯图基础上进行效率修正的作用,设计直接采用史密斯图而不做修正的对照。以各截面叶尖半径为例,计算尺寸及与实际值的误差如图 12 和图 13 所示。

需要说明的是,预测的误差来源一方面源自

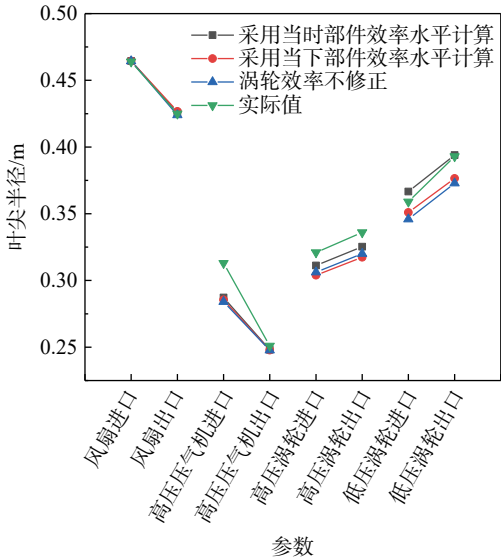


图 12 叶尖半径数值对比
Fig. 12 Tip radius value comparison

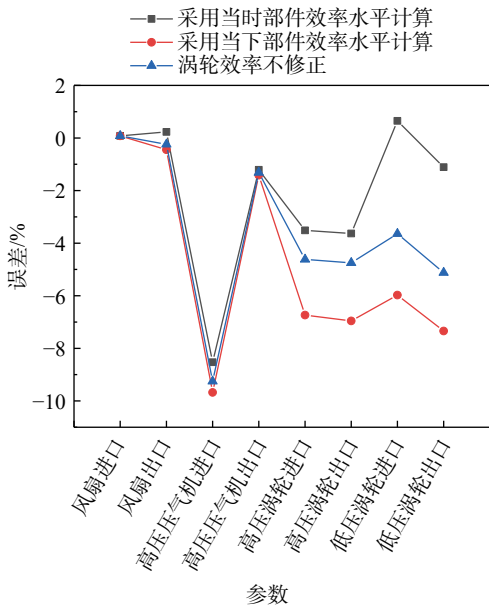


图 13 叶尖半径误差对比
Fig. 13 Tip radius error comparison

经验关系式的通用程度, 另一方面也源于部分输入参数并非为实际发动机的真实值, 如风扇最大切线速度、部件先进指数等。这些参数的选取虽然遵照了一定依据, 但与真实值可能并不完全一致, 也会对预测结果带来部分影响。即便如此, 仍可以看出, 采用本文的计算方法所得的流路尺寸与实际发动机尺寸的误差最大为 8.5%, 优于美国国家航空航天局(NASA)刘易斯研究中心通过统计学建立的轴流部件尺寸估算方法 10% 的精度^[28]。同时可以看出, 采用当时部件效率水平的设计结果与实际结果更接近, 除高压压气机进口

外, 其余截面叶尖半径与实际值的误差最大为 3.6%。相较于采用当下部件效率的设计结果, 估算精度最大可提升近 7%。体现出本文采用耦合图的方式预测和统一部件效率水平的作用。此外, 采用了涡轮效率修正的预测值也更接近于实际值, 最高可将精度提升 4%, 体现了效率修正的效果。

2.3 验证算例 2: 小涵道比涡扇发动机模型验证

以上选取了某小涵道比涡扇发动机进行了方法验证, 进一步, 以某小涵道比混排发动机进行验证, 其总体参数如表 2 所示。考虑到该发动机研制时间晚于文中第 2.2 节提到的中涵道比涡扇发动机, 设计水平较之前验证的中涵道比涡扇发动机有所提升, 因此, 涡轮效率先进度由 0 提升至 0.5 而压气机先进度由 -1 提升至 -0.5。对尺寸的预测结果与实际值的对比如图 14 所示。误差范围也均处于 10% 以内。

表 2 小涵道比涡扇发动机总体循环参数			
Table 2 Overall cycle parameters of a low-bypass-ratio turbofan engine			
空气流量/(kg/s)	总增压比	涵道比	涡轮前温度/K
110	25.0	0.3	1 860

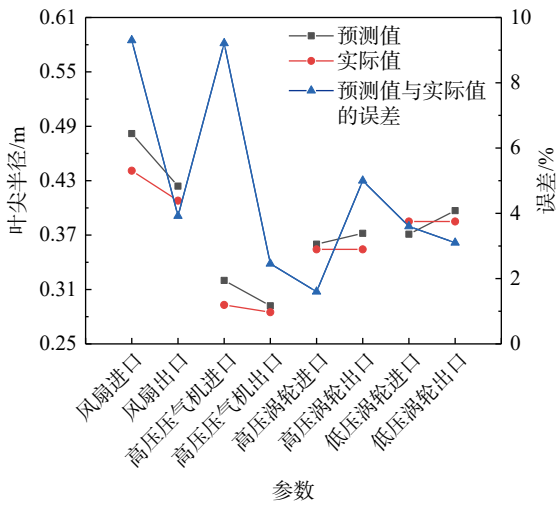


图 14 小涵道比涡扇发动机叶尖半径误差对比
Fig. 14 Comparison of blade tip radius errors for a low-bypass-ratio turbofan engine

以上两个实际涡扇发动机算例的验证结果表明, 本文所建立的融合统计数据拟合、工程经验修正、部件耦合关系图与设计准则的流道尺寸预测方法具有良好的工程可行性。文中第 2.4 节将针对先进的变循环发动机进行适用范围的进一步验证。

2.4 验证算例 3: 自适应变循环发动机模型验证

变循环发动机是一种极具发展潜力的未来发
动机构型。从 20 世纪 80 年代起,基本与第四代
混排涡扇发动机的研制同步,美国率先正式启动
了高经济性变循环发动机的研发工作。其主要技
术途径包括:通过核心机驱动风扇增强核心机通
流能力与气动稳定性,从而提升超声速加力推力,
实现高速大推力;借助涵道引射器、可调涡轮导
向器等调节机构扩大涵道比可变范围,以降低高
亚声速巡航油耗,提升低速经济性,并且从双外
涵逐步发展出三外涵的自适应变循环发动机,其
原理构型如图 15 所示。

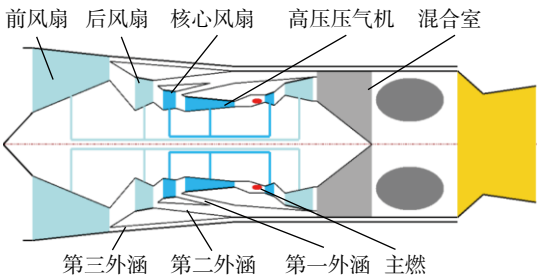


图 15 生成的自适应变循环流路简图

Fig. 15 Generated adaptive variable cycle flow path schematic

对于该构型而言,在不开加力的条件下,设计
点未知数包括 4 个压缩部件的增压比、3 个涵道
的涵道比,以及 1 个燃烧室的出口总温共计 8 个
参数。本文建立了 1 个混合室总压平衡方程,并
选择减少后风扇增压比这一未知数。

文献 [29] 提出一种基于中线模型的多组件协
同优化设计方法,并对自适应变循环发动机流路
参数开展了详细设计,其中每一个压缩部件和涡
轮部件需要输入负荷系数、轮毂比等 15 个参数。
依据该文献中给定的发动机循环参数(见表 3),
采用本文的快速估算方法对自适应循环发动机开
展初步几何流路估算,部件效率采用当下水平。

仍以旋转部件进、出口截面叶尖半径为例与

表 3 自适应循环发动机总体循环参数

Table 3 Overall cycle parameters of adaptive variable cycle engine			
参数	数值	参数	数值
高度/km	11	马赫数	1.5
前风扇压比	1.8	核心风扇压比	1.37
高压压气机压比	4.65	第一涵道比	0.2
第二涵道比	0.25	第三涵道比	0.15
涡轮前温度/K	1 833		

文献数据进行对比,结果如图 16 所示,其中 2/3
的数据与文献值的差距小于 5%,仅高压涡轮进口
误差超过 10%,误差为 12.4%,此处误差稍大的原
因在于文献中高压涡轮的设计选择了气动负荷最
大的状态 11 km, $Ma=1.2$, 而并非设计点 11 km,
 $Ma=1.5$, 因此气动参数会有所偏差。而误差仅次
于高压涡轮的核心风扇,其参数设计同样选在了
11 km, $Ma=1.2$ 的最大气动负荷状态,设计状态的
选取不同是造成这两个部件尺寸误差超过 5% 的
主要原因。

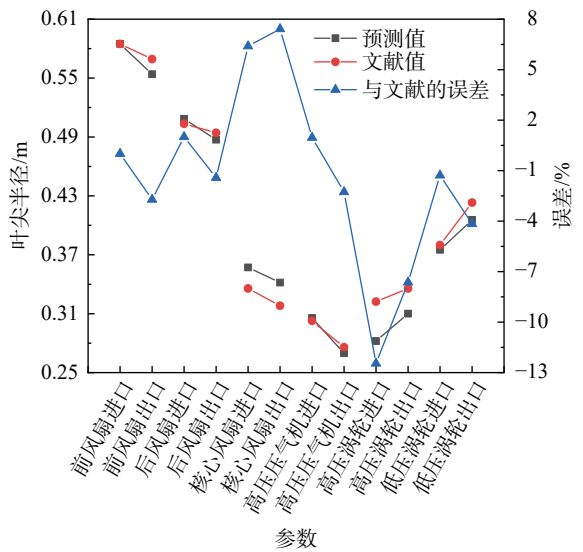


图 16 自适应循环发动机叶尖半径误差对比

Fig. 16 Adaptive cycle engine tip radius error comparison

2.5 验证算例 4: “双变”循环发动机模型验证

除了美国自适应变循环构型,我国于 2021 年,
依托工信部两机基础科学中心,正式启动了国内
首个未来航空发动机及燃气轮机创新计划 FA-
TIP(future aeroengine & turbine innovation project)。
该项目提出一种“双变”循环发动机原理构型^[30]
并作为牵引方案开展了详细设计,大幅提升了涵
道比、增压比变化范围及速域范围,其原理构型
如图 17 所示。

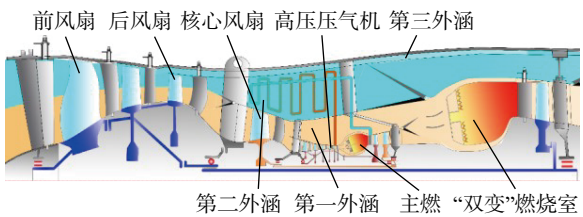


图 17 “双变”循环发动机原理构型

Fig. 17 Principle-based configuration of dual-variable cycle engine

对于该构型发动机,需要确定的未知数包括 4 个压缩部件的增压比、3 个涵道的涵道比,以及 2 个燃烧室的出口总温共 9 个参数。建立核心机流路与第一外涵、第二外涵与主流道掺混的总压平衡方程,因此,选择将前风扇、高压压气机增压比不作为独立变量单独给出。设计参数如表 4 所示。

表 4 “双变”循环发动机总体循环参数
Table 4 Overall cycle parameters of dual-variable cycle engine

参数	数值	参数	数值
高度/km	0	马赫数	0
流量/(kg/s)	125	后风扇压比	1.28
高压压气机压比	4.33	第一涵道比	1.44
第二涵道比	0.22	第三涵道比	0.06
主燃温度/K	1 600	双变温度/K	1 473

采用本文的方法对该发动机流道尺寸进行预估,考虑到“双变”循环发动机是一款面向未来探索、牵引部件技术发展的先进航空动力装置,因此部件效率高于当下水平,叶轮部件先进指数均取 1。其中部件效率采用未来先进水平。将所得气动参数及尺寸预估参数交由相关部件设计团队开始详细设计。叶轮部件进、出口截面叶尖半径的初始估算值与部件详细设计后给出的设计值^[31]对比如图 18 所示。可见部件设计后的尺寸参数与初始估算值误差不超过 8%,5/7 的数据误差小于 5%。有效避免了大幅度迭代,加速了方案设计收敛,进一步验证了本文方法在设计未来先进构型发动机中的可行性和优势。

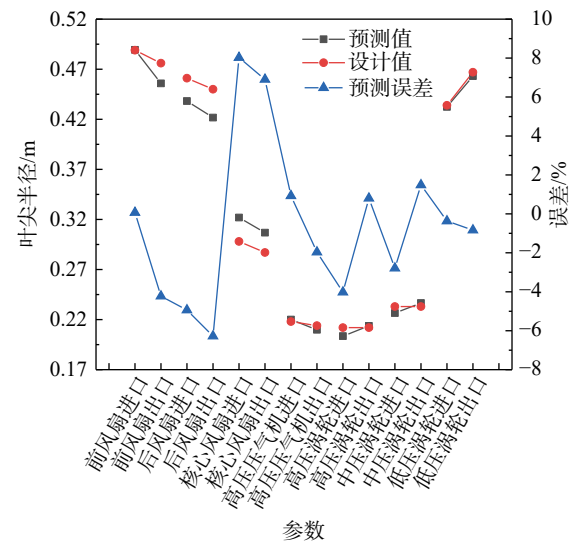


图 18 “双变”循环发动机叶尖半径误差对比
Fig. 18 Dual-variable cycle engine tip radius error comparison

3 结 论

本文通过部件耦合图和经验关系式建立了一种具有通用性的热力循环-流路尺寸耦合设计方法,快速对不同构型的发动机进行了参数设计和估算,并验证了方法的精度,得到结论如下:

- 1) 建立了基于压缩部件效率曲线图和涡轮 Smith 图的部件效率耦合计算插值方法和流程。实现了发动机设计中叶轮部件效率与部件设计水平的匹配,可以减小涡轮发动机性能参数设计时部件效率预估偏离带来的影响。
- 2) 基于部件耦合图及经验关联式,建立了具有通用性和快速性的叶轮部件流路尺寸参数与循环参数耦合的估算流程和方法,适用于未来先进发动机概念设计初期,已知参数较少的阶段。
- 3) 基于上述流程和方法开发了仿真程序。经中涵道比混排涡扇、小涵道比混排涡扇、自适应变循环和“双变”循环发动机四种发动机流路尺寸的算例验证,与实际值或文献值的误差优于 10%,达到 NASA 的预测精度。体现出较强的通用性,可以有效缩短部件迭代周期,降低后期颠覆风险,有利于提升涡轮发动机方案确定的设计效率。
- 4) 由于流道尺寸会制约发动机通流能力等性能指标,因此,两者的耦合设计可对未来航空发动机气动热力原理构型发展方向和总体设计提供技术参考。依据更多的发动机性能和尺寸参数的数据库,可在此基础上进一步修订完善部件算法,拓展仿真程序的灵活性,使得初步设计结果与最终设计方案更为接近。

5) 本方法适用于空中优势战斗机推进系统概念设计阶段、输入参数少、需要快速迭代的场景,为详细设计提供更为合理的基础和参考。本文聚焦常规的轴流涡扇构型,针对离心压气机、爆震发动机等非常规的轴流涡扇构型发动机耦合设计方法可在之后的工作中进一步研究。

参考文献:

[1] Halliwell L. Exoskeletal Engine Concept: Feasibility Studies for Medium and Small Thrust Engines[R]. Washington DC: NASA, 2001.

[2] 王占学,刘增文,蔡元虎,等. 推重比 15 一级发动机关键技术及分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 58-62.
Wang Zhanxue, Liu Zengwen, Cai Yuanhu, et al. Key technologies and analysis of aeroengine with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 58-62. (in Chinese)

[3] Pera R J, Onat E, Klees G W, et al. A Method to Estimate Weight

- and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines[R]. Washington DC: NASA, 1977.
- [4] Onet E, Kless G W. A Method to Estimate Weight And Dimensions of Large and Small Gasturbine Engines[R]. Washington DC: NASA, 1979.
- [5] Hale P L. A Method to Estimate Weight And Dimensions of Small Aircraft Propulsion Gasturbine Engines[R]. Washington: NASA, 1982.
- [6] Tong M T, Halliwell I, Ghosn L J. A Computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(2): 265-270.
- [7] 樊巍, 陈玉春, 杨龙龙, 等. 基于综合设计的涡轴发动机热力循环方案研究[J]. *航空工程进展*, 2014, 5(2): 175-181.
Fan Wei, Chen Yuchun, Yang Longlong, et al. Study on cycle design projects of turbo-shaft engine based on integration design method[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2014, 5(2): 175-181. (in Chinese)
- [8] 樊巍, 黄红超, 曹铭栋, 等. 考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(6): 200907.
Fan Wei, Huang Hongchao, Cao Mingdong, et al. A method for analyzing cycle parameters of turbofan engine with component constraints[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(6): 200907. (in Chinese)
- [9] 张少锋, 陈玉春, 李夏鑫, 等. 基于涡轴发动机性能与尺寸重量的耦合评估方法[J]. *推进技术*, 2018, 39(12): 2670-2678.
Zhang Shaofeng, Chen Yuchun, Li Xiaxin, et al. A coupling assessment method based on turboshaft engine performance and size-weight[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2670-2678. (in Chinese)
- [10] 张少锋, 陈玉春, 甘晓华, 等. 基于难度系数平衡的涡轴发动机总体设计方法[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(10): 2465-2475.
Zhang Shaofeng, Chen Yuchun, Gan Xiaohua, et al. Turboshaft engine overall design method based on balance of components' difficulty coefficients[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(10): 2465-2475. (in Chinese)
- [11] 李瑞军, 计自飞. 发动机热力循环参数对流路参数的影响[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2022, 39(5): 30-36.
Li Ruijun, Ji Zifei. Influence of engine thermodynamic cycle parameters on flow path parameters[J]. *Journal of Shenyang Aerospace Ace University*, 2022, 39(5): 30-36. (in Chinese)
- [12] 郑恒斌, 王占学, 蔡元虎. 大涵道比涡扇发动机循环参数和几何流路优化设计[J]. *机械设计与制造*, 2010(12): 15-17.
Zheng Hengbin, Wang Zhanxue, Cai Yuanhu. Optimization of cycle parameters and gas path design for high bypass ratio turbofan engine[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2010(12): 15-17. (in Chinese)
- [13] 同王刚, 唐海龙, 陈敏, 等. 轴流压气机流道设计方法研究[J]. *航空发动机*, 2015, 41(5): 53-57.
Tong Wanggang, Tang Hailong, Chen Min, et al. Investigation on axial compressor flow path design methods[J]. *Aeroengine*, 2015, 41(5): 53-57. (in Chinese)
- [14] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
Lian Xiaochun, Wu Hu. *Aeroengine principle*[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [15] 焦玉莹. 基于二维流道下的航空发动机重量预估技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
Jiao Yuying. Weight estimation of aero engine based on the 2D flowpath[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [16] Farokhi S. *Aircraft propulsion*[M]. 2nd ed. Hoboken, US: Wiley, 2014. *Aeroengine*.
- [17] 徐义皓, 郑俊超, 张纪元, 等. 三种自适应循环发动机总体性能优化对比[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(9): 20230425.
Xu Yihao, Zheng Junchao, Zhang Jiyuan, et al. Comparison of overall performance optimization for three adaptive cycle engines[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(9): 20230425. (in Chinese)
- [18] 肖国树. 航空发动机设计手册(第5册): 涡喷及涡扇发动机总体[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Xiao Guoshu. *Aircraft engine design manual (the fifth volumes): turbojet and turbofan engine overall* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [19] Walsh P P, Paul F P. *Gas turbine performance*[M]. 2nd ed. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2004.
- [20] Gerard E W, Michael D H, Gary J S. Rotary-wing relevant compressor aero research and technology development activities at glenn research center[R]. Cleveland: NASA, 2012.
- [21] 强艳, 陈云永, 李游, 等. 压气机效率计算方法的探讨[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2019, 32(6): 26-30.
Qiang Yan, Chen Yunyong, Li You, et al. Calculation methodology of compressor efficiency[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2019, 32(6): 26-30. (in Chinese)
- [22] Smith S F. A simple correlation of turbine efficiency[J]. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1965, 69(655): 467-470.
- [23] Gerard E W, Michael D H, Gary J S. Rotary-wing relevant compressor aero research and technology development activities at glenn research center[R]. Cleveland: NASA, 2012.
- [24] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [25] Eshati S. *An Evaluation of Operation and Creep Life of Stationary Gas Turbine Engine*[D]. Bedfordshire: Cranfield University, 2012.
- [26] Bruno F. Performance of modern unmixed turbofan engines: model simulation, analysis and optimization using gasturb software[D]. Padua: University of Padua, 2019.
- [27] Biollo R, Benini E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 56: 1-18.
- [28] 李定乃, 蔡建兵. 航空发动机尺寸和质量估算技术[J]. *航空动力*, 2022(3): 33-36.
Li Dingnai, Cai Jianbing. Estimating technology of aero engine dimensions and mass[J]. *Aerospace Power*, 2022(3): 33-36. (in Chinese)
- [29] Xu Zhewen, Liu Xin, Chen Min, et al. Comprehensive flow path design method for the adaptive cycle engine considering the coupling relation of multiple components[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2024, 146(9): 091017.
- [30] Liu Chuankai, Wang Jiajun, Ding Shuiting, et al. Research on the principle configuration and performance of a wide-speed-range, high-throughflow "dual-variable" cycle engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2026, 177: 112325.
- [31] 马艳红. 与气动热力方案匹配的新一代航空发动机总体结构布局设计报告[R]. 北京: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心, 2024.
Ma Yanhong. Research report on the overall structural layout design of the new generation of aero-engines matching the aerodynamic and thermodynamic scheme[R]. Beijing: Basic Science Center for Aero-Engines and Gas Turbines, 2024.

(编辑: 张 雪)