

文章编号:1674-8190(2014)02-175-07

基于综合设计的涡轴发动机热力循环方案研究

樊巍¹, 陈玉春¹, 杨龙龙¹, 李维², 张鑫²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

(2. 中国航空工业集团公司 航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘要: 为了对比研究不同热力循环参数的涡轴发动机方案, 建立集总体性能设计、尺寸流路设计、部件初步气动设计和重量估算的总体/部件为一体的综合设计模型, 利用部件效率/气动负荷耦合设计和涡轮冷气量计算模型, 实现发动机总体/部件的耦合设计。结果表明: 在现有的设计技术水平下, 低压比方案、高涡轮进口总温方案以及低压比和高涡轮进口总温的组合方案各具优势; 高热参数方案的设计必须以技术的进步为前提; 未来涡轴发动机的总体设计将会沿着高热循环参数和低热循环参数两种方向发展。

关键词: 涡轴发动机; 循环参数; 综合设计; 耦合设计图; 涡轮冷却

中图分类号: V231

文献标识码: A

Study on Cycle Design Projects of Turbo-shaft Engine Based on Integration Design Method

Fan Wei¹, Chen Yuchun¹, Yang Longlong¹, Li Wei², Zhang Xin²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study on cycle design projects with different cycle parameters of turbo-shaft engine, the engine/components integration design model which includes performance calculation, gas-flow-path size estimation, preliminary aerodynamic design of components and weight estimation is set up. The engine/components coupling design method which combines the engine/components integration design model, coupling design maps of components efficiencies and aerodynamic loadings and turbine cooling flow estimation model is set up. The results show that firstly, low pressure ratio design project, high turbine inlet temperature design project and combined design project with low pressure ratio and high turbine inlet temperature have their own advantages in actual technology level. Secondly, high cycle design projects must be based on the advancement of technology level. Finally, the engine integration design directions of advanced turbo-shaft engine will develop towards high cycle design projects and low cycle design projects in the future.

Key words: turbo-shaft engine; cycle parameters; integration design; coupling design maps; turbine cooling

0 引言

国外涡轴发动机经过 40 多年的发展, 技术水平有了很大的提高, 主要表现在耗油率降低、单位功率增加、寿命期费用降低、安全性增强等方面。

进入 21 世纪后, 随着技术的进步, 涡轴发动机将会沿着两个途径发展: 一是继续提高涡轴发动机循环参数和部件效率, 研制性能更好的发动机, 二是发展高速旋翼推进技术^[1]。根据国内现有的技术水平和工程需要, 如何通过提高涡轴发动机循环参数和部件效率, 以设计出高性能涡轴发动机, 成为重要的研究内容。

从发动机的热力循环来看, 认为选取高的循环参数可满足高单位功率或(和)最低耗油率的设计

收稿日期: 2013-09-02; 修回日期: 2013-10-30

通信作者: 樊巍, fanwei479@163.com

要求。但是,实际的循环参数选择并非如此,因为高的热力循环参数需要有各方面的技术进步为支撑,且会导致结构复杂、不可靠因素增加等,尤其对于小流量涡轴发动机“比例尺效应”的影响加剧,使流路尺寸减小,静子和转子相对间隙增大,气动负荷增加,部件效率降低,轴系复杂,用于热部件冷却和发动机封严的空气相对增加而降低实际效果^[2],故针对不同热力循环参数方案,需经过综合分析后才能获得最佳方案。

赵强等^[8]研究了涡轴发动机总体性能设计相关的技术问题,P. L. Hale 等^[4]研究了与涡轴发动机尺寸与重量计算方法相关的技术问题。国外已经开展了总体综合设计的相关研究^[5],但是均未有公开的较为详细的总体/部件耦合设计相关内容。本文所采用的总体/部件耦合计算方法考虑到部件气动负荷和涡轮冷气量变化对于总体性能设计结果的影响,可以快速地完成总体方案设计工作,计算结果更加合理。

本文从总体综合设计的角度出发,以 T700-701 为基准发动机,研究不同设计方案下涡轮冷气量和部件气动负荷的变化对于部件效率的影响,对比不同的压比和涡轮进口总温的改型设计方案,分析不同设计方案的可行性和优劣势,为未来先进涡轴发动机的设计提供参考。

1 计算模型和方法

1.1 发动机性能计算与尺寸、重量计算模型

以自由涡轮式涡轴发动机为研究对象,分别建立总体性能设计、尺寸流路设计、部件气动初步设计和重量估算的数学模型,并开发相应的计算程序。

根据赵强等^[3]建立的涡轴发动机总体性能计算模型,发动机部件包括进气道、压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和尾喷管。给定设计点飞行和大气条件,选定发动机循环参数和部件效率或损失系数,进行设计点性能计算和循环分析,获得发动机重要截面气动热力参数和发动机性能参数,为部件气动初步设计、整机尺寸流路设计和重量估算提供相应的输入。

根据文献[4-8]建立涡轴发动机尺寸与重量计算模型,包括进气道(含粒子分离器)、轴流/离心压气机、直流/回流/折流燃烧室、燃气/动力涡轮、尾

喷管、次减速器、高/低压轴、支承结构等零部件和附件系统。根据总体性能计算获得气动热力参数,确定发动机总体结构形式,合理选择各部件结构、气动、强度、材料参数,并考虑各部件的结构参数、气动参数、强度参数等限制因素,完成涡轴发动机部件和整机的尺寸与重量计算,并获得发动机功重比。

1.2 总体/部件耦合计算方法

在计算模型的基础上,考虑部件耦合设计图和冷气量计算模型,实现涡轴发动机总体/部件综合设计,以完成高、低热力循环参数方案的对比研究。所谓耦合设计图,是将压气机和涡轮部件效率和气动负荷(由循环参数和级数决定)联系起来的关系图。通过采用这些耦合设计图,以及涡轮冷气量计算模型,可以将循环设计、尺寸与重量设计以及部件设计综合起来考虑,从而实现涡轴发动机总体/部件综合设计。综合设计的设计流程图如图 1 所示。

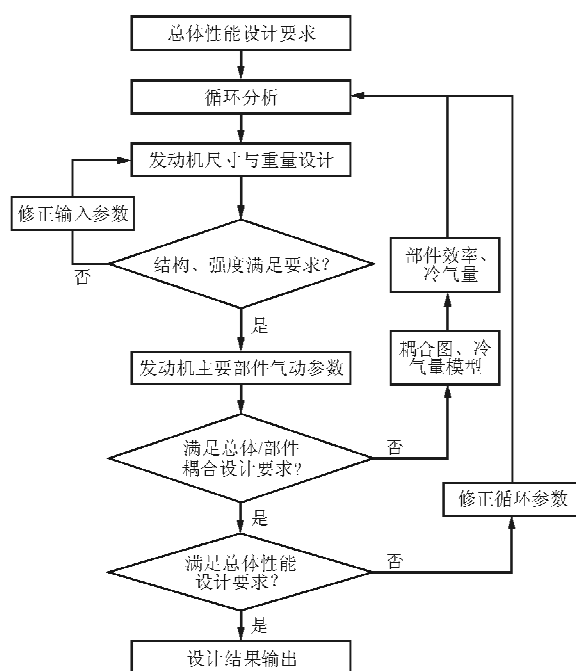


图 1 涡轴发动机总体/部件综合设计流程

Fig. 1 Flow chart of engine/components integration design of turboshaft engine

从图 1 可以看出,在综合考虑总体性能设计、总体结构设计和部件设计的情况下,循环参数、部件效率和冷气量将不再是相互独立的,三者之间的关系将取决于总体性能、尺寸与重量和部件联合选

代设计所获得的结果。

本文采用的耦合设计图有轴流压气机气动负荷(W^*)与多变效率(η_p)的变化关系图,离心压气机比转速(n_s)与多变效率(η_p)的变化关系图,燃气/动力涡轮气动负荷(Y^*)与速度系数(Ca/U)变化关系图^[9],如图 2~图 5 所示。

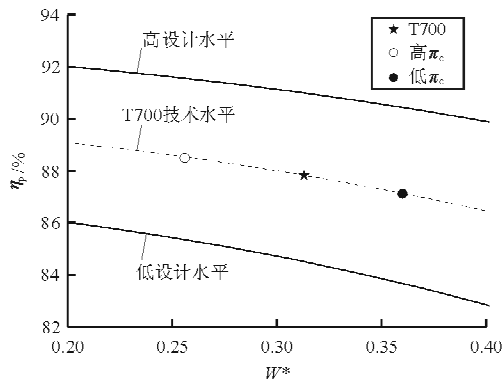


图 2 轴流压气机耦合设计图

Fig. 2 Coupling map of axial compressor

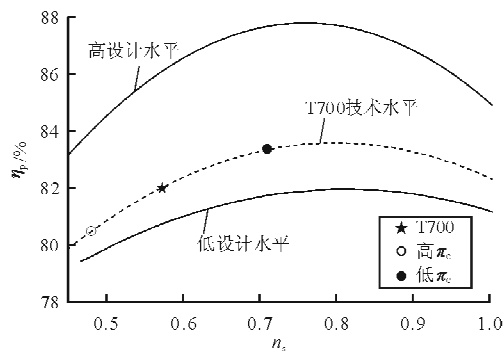


图 3 离心压气机耦合设计图

Fig. 3 Coupling map of centrifugal compressor

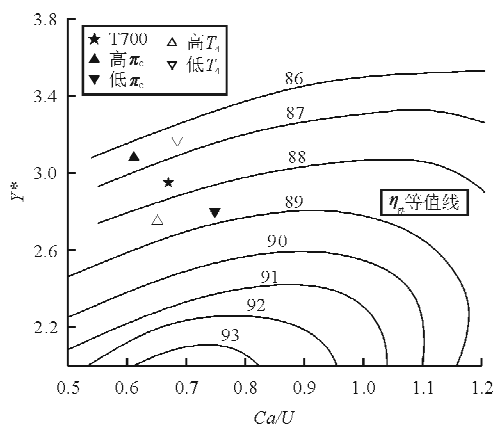


图 4 燃气涡轮耦合设计图

Fig. 4 Coupling map of gas turbine

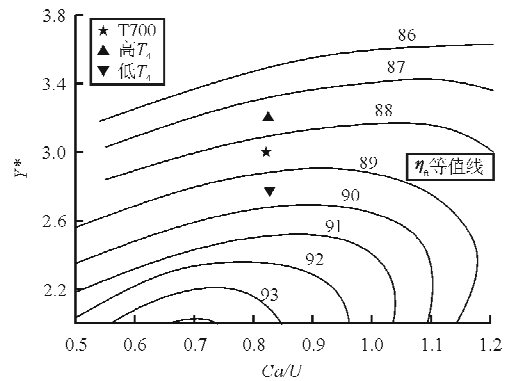


图 5 动力涡轮耦合设计图

Fig. 5 Coupling map of power turbine

涡轮冷气量($PCBLC$)的计算模型为^[10]

$$PCBLC = f(E, fat, N, k)$$

式中: E 为冷效因子(与涡轮进口总温、压气机出口总温、材料耐热特性有关); fat 为冷却结构因子(取决于涡轮叶片的冷却方式),由试验数据获得; N 为需要冷却的涡轮级数; k 为修正因子,考虑了涡轮盘冷却和漏气量等因素的影响。

2 算例与分析

以 T700-701 为基准发动机(以下简称 T700),并按照 T700 的设计方案和技术水平对不同热力循环参数设计方案进行相应的改型设计。为保证计算结果的可靠性,改型机与 T700 流量相同,总体结构型式不变。尺寸与重量设计中满足涡轴发动机的各种结构设计准则、气动设计准则和强度设计准则。T700 涡轴发动机的压比(π_c)为 17.0,涡轮进口总温(T_4)为 1 563 K, $PCBLC$ 为 14.8%,单位功率(P_s)为 268.8 kW/(kg·s),单位耗油率(sfc)为 0.286 4 kg/(kW·h),功重比(P/W)为 8.227 hp/kg^[11-12]。

2.1 循环分析与敏感性分析

传统的涡轴发动机循环分析是在选定的部件参数和涡轮冷气量的情况下进行的,分析单位功率(P_s)和 sfc 随 π_c 和 T_4 的变化关系(如图 6 所示),与涡喷、涡扇发动机不同的是,提高 T_4 ,能够同时提高涡轴发动机 P_s 和降低 sfc 。但从综合设计的角度来看,在发动机部件设计水平保持不变或变化不大的情况下,发动机循环参数(π_c 、 T_4 和

PCBLC)的变化会造成各部件气动负荷的变化,从而影响发动机各部件效率(压气机效率(η_c)、燃气涡轮效率(η_{gt})、动力涡轮效率(η_{ft})),并最终对 P_s 、 sfc 和 P/W 产生显著影响,如表 1 所示。因此,需要通过综合设计来加以考虑。

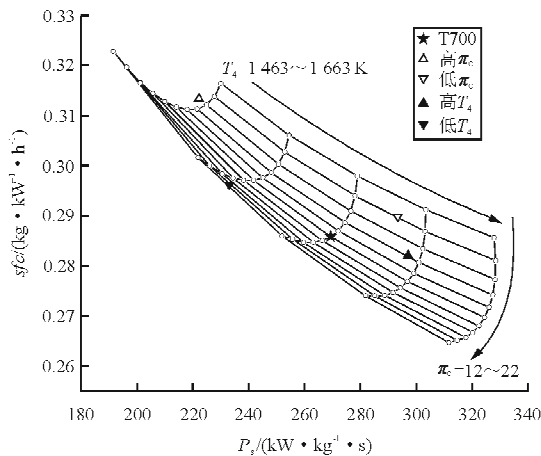


图 6 不同设计方案下的循环分析结果对比

Fig. 6 Comparisons of cycle analysis results in different design projects

表 1 T700 发动机设计参数变化(+1%)对性能的影响
Table 1 Effect of design parameters on performance of T700 engine(+1%)

类 型	设计参数	发动机性能计算结果参数		
		$P_s/\%$	$sfc/\%$	$(P/W)/\%$
循环参数	$\Delta\pi_c$	-0.180 2	-0.058 1	-0.112 6
	ΔT_4	3.200 2	-1.056 6	2.644 1
	$\Delta PCBLC$	-0.399 8	0.226 9	-0.316 1
部件参数	$\Delta\eta_c$	1.895 1	-1.403 3	2.211 1
	$\Delta\eta_{gt}$	1.538 7	-1.515 4	1.565 3
	$\Delta\eta_{ft}$	0.989 2	-0.979 5	0.881 0

2.2 高、低热力循环参数方案对比

在 T700 发动机的基础上,定义高、低压比方案分别为 $\pi_c=22.0$ 和 $\pi_c=12.0$,高、低压涡轮进口总温方案为 $T_4=1663\text{ K}$ 和 $T_4=1463\text{ K}$,并分别对上述四种方案进行改型设计。在进行不同 π_c 方案计算时, T_4 为 T700 的值;在进行不同 T_4 方案计算时, π_c 为 T700 的值。

2.2.1 不同 π_c 的设计方案

当 π_c 为 12.0 时, W^* 较 T700 低, n_s 升高,根据 W^*/η_p 和 n_s/η_p 的耦合关系可知,轴流压气机

机和离心压气机 η_p 会升高,通过迭代计算获得最终的设计结果,同时满足轴流压气机和离心压气机的耦合关系(如图 2 和图 3 所示),高设计技术水平代表目前技术所能达到的上限,低设计技术水平代表目前技术的最低水平。可以得出压气机等熵效率 η_c 较 T700 上升 1.90%。 π_c 降低会使燃气涡轮落压比降低,在同样的设计水平下,其 Y^* 降低, Ca/U 变化,通过燃气涡轮的耦合关系(如图 4 所示),迭代计算可得 η_{gt} 较 T700 上升 1.14%。此外,在 T700 的技术水平下, $PCBLC$ 随 π_c 的变化关系如图 7 所示,低 π_c 的 $PCBLC$ 较 T700 下降 10.34%。相反,当 π_c 为 22.0 时, η_c 较 T700 下降 1.90%, η_{gt} 较 T700 下降 1.14%, $PCBLC$ 较 T700 上升 13.79%。 η_c 的变化对于动力涡轮的影响甚微。

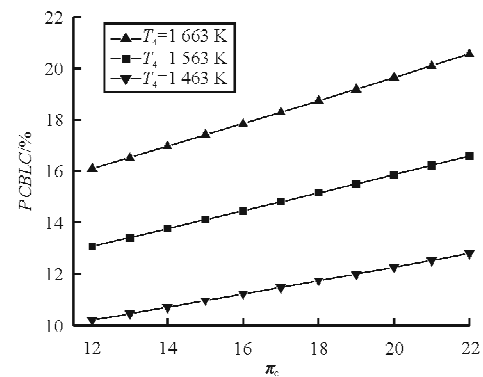


图 7 $PCBLC$ 随 π_c 的变化

Fig. 7 $PCBLC$ vs. π_c

2.2.2 不同 T_4 的设计方案

T_4 的变化对压气机的负荷几乎没有影响,故压气机效率不变。当 T_4 为 1463 K 时,燃气涡轮落压比上升, Y^* 升高,通过燃气涡轮的耦合关系(如图 4 所示), η_{gt} 较 T700 下降 1.14%。同时, T_4 的变化同样会对动力涡轮的落压比产生影响,当 T_4 为 1463 K 时,动力涡轮落压比降低, Y^* 降低,通过动力涡轮的耦合关系(如图 5 所示),动力涡轮效率 η_{ft} 较 T700 上升 1.13%。在 T700 的技术水平下, T_4 与 $PCBLC$ 的变化关系如图 8 所示, $PCBLC$ 较 T700 下降 22.30%。相反,当 T_4 为 1663 K 的时候, η_{gt} 较 T700 上升 1.14%, η_{ft} 较 T700 下降 1.13%, $PCBLC$ 较 T700 上升 21.62%。

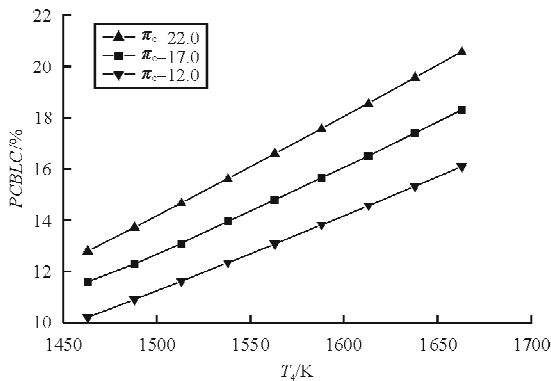


图 8 PCBLC 随 T_4 的变化
Fig. 8 PCBLC vs. T_4

2.2.3 不同设计方案的对比

考虑上述因素,发动机不同 π_c 和 T_4 设计方案的总体设计结果对比,如表 2 所示。

表 2 不同设计方案下的总体设计结果对比
Table 2 Comparisons of design results in different design projects

方 案	$P_s/$ (kW · kg ⁻¹ · s)	$sfc/$ (kg · kW ⁻¹ · h ⁻¹)	$(P/W)/$ (hp · kg ⁻¹)
T700	268.8	0.286 4	8.227
高 π_c	222.2	0.313 1	6.811
低 π_c	293.4	0.290 1	8.434
高 T_4	297.7	0.281 8	8.773
低 T_4	233.0	0.296 5	7.415

将表 2 中的设计结果放置在 T700 循环分析图中(如图 6 所示)可见,综合设计获得的发动机 P_s 和 sfc 与孤立的循环分析所获得的结果差异十分明显,原因是综合设计中考虑了循环参数变化对部件效率和冷气量的影响,而部件效率和冷气量对 P_s 和 sfc 产生了影响。在发动机技术水平保持不变的前提下,高 π_c 方案会使得发动机性能大幅度减弱,低 π_c 方案则会使得发动机单位功率和功重比提升,但是低 π_c 方案的耗油率较 T700 来说偏高;高 T_4 方案会对发动机性能产生明显的收益,低 T_4 方案则会使发动机性能减弱。

(1) 不同 π_c 的设计方案

低 π_c 的设计方案虽然会对单位功率和功重比带来可观的收益,但是其 π_c 降低带来的耗油率的损失明显,这会降低直升机的经济性和续航能力。高 π_c 的设计方案在同样的技术水平下,会因为气

动负荷的升高、部件效率的下降和 PCBLC 的升高而造成发动机性能的损失。因此,为了保证发动机性能的提升,高 π_c 的设计方案必须以部件气动设计水平提升和涡轮冷却技术提升为前提。

(2) 不同 T_4 的设计方案

高 T_4 的设计方案会对发动机性能带来可观的收益,但是该方案受到涡轮冷却技术和材料耐热性能的限制,所以高 T_4 方案的实现必须以与其相匹配的涡轮冷却技术和材料耐热性能为前提。低 T_4 的设计方案会造成发动机性能的衰减,但是对于小流量涡轴发动机来说,涡轮叶片小而薄,难以设计冷却通道,随着新型高温材料的应用,小冷气量的低 T_4 设计方案可能成为此类发动机的首选。

在发动机的实际设计中,不同的 π_c 需要与相匹配的 T_4 组合才可以得到理想的设计结果,所以,本文对不同的组合设计方案进行计算和对比,其结果如表 3 所示。

表 3 不同组合设计方案下的总体设计结果对比
Table 3 Comparisons of design results in different combined design projects

方 案	$P_s/$ (kW · kg ⁻¹ · s)	$sfc/$ (kg · kW ⁻¹ · h ⁻¹)	$(P/W)/$ (hp · kg ⁻¹)
T700	268.8	0.286 4	8.227
高 π_c 高 T_4	246.0	0.304 9	7.279
高 π_c + 低 T_4	196.3	0.317 2	6.260
低 π_c + 高 T_4	319.3	0.281 5	9.457
低 π_c + 低 T_4	262.1	0.294 0	8.152

从表 3 可以看出,在与 T700 同样的技术水平下,低 π_c 和高 T_4 相匹配的方案得到的结果最优,并已经超出 T700 的设计结果,而高 π_c 和低 T_4 的组合方案性能衰减最为严重。

同时从表 3 可以看出:

(1) 高 π_c 和高 T_4 的组合方案:压气机效率下降,动力涡轮效率下降,燃气涡轮的效率几乎不变,涡轮冷气量较大幅度的提高; T_4 升高带来的收益不足以弥补 π_c 升高带来的效率损失和 PCBLC 带来的性能衰减。

(2) 高 π_c 和低 T_4 的组合方案:压气机效率下降,动力涡轮效率上升,燃气涡轮效率下降,PCBLC 下降;但是该方案的设计结果衰减最为严重,这是由于动力涡轮效率的上升和 PCBLC 的下

降不足以弥补 T_4 下降对发动机热力循环带来的不利影响。

(3) 低 π_c 和高 T_4 的组合方案: 压气机效率上升, 动力涡轮效率下降, 燃气涡轮效率上升, 涡轮冷气量略微上升; 该方案的设计结果最有优势, 这主要得益于 π_c 降低带来的效率的上升和 T_4 升高对发动机热力循环的有利影响。

(4) 低 π_c 和低 T_4 的组合方案: 压气机效率上升, 动力涡轮效率上升, 燃气涡轮效率几乎保持不变, 涡轮冷气量大幅度下降; 对于该方案来说, 部件参数的收益不足以弥补 π_c 和 T_4 降低对发动机整机性能的影响。

综上所述, 在现有的技术水平下, 低 π_c 和高 T_4 的组合方案最有优势, 但是 T_4 升高必须以与其相匹配的涡轮冷却技术和材料耐热性能为前提。对于高 π_c 和高 T_4 以及低 π_c 和低 T_4 的组合方案来说, 随着部件气动设计水平、涡轮冷却技术以及材料耐热性能的提升, 在相同的 π_c 和 T_4 下, 将会使部件效率降低, 冷气量下降, 上述参数的变化, 将会对总体设计结果产生明显的收益。所以, 高 π_c 和高 T_4 以及低 π_c 和低 T_4 的组合方案最有发展潜力, 但二者都必须以提高部件气动设计水平和提高涡轮冷却技术以及材料的耐热性能为前提。对于高 π_c 和低 T_4 的组合方案, 由于其性能衰减严重, 这种方案将会在未来的设计中被淘汰。

2.3 其他方面的讨论

随着设计技术的进步, 高压比离心压气机的效率有了很大的提高。此外, 从涡轴发动机高转速转子动力学和抗外物能力的进一步要求出发, 希望采用刚性和抗外物能力更佳的方案, 离心压气机恰好具有上述优点。所以, 双离心组合式压气机逐步应用到先进涡轴发动机。低压比设计方案较 T700 和高压比方案有其自身的优势, 而随着技术的进步, 可以通过进一步提高部件效率、提高气动载荷、减少涡轮引气量等技术手段改善其耗油率偏高的问题, 所以配备双离心组合式压气机的低压比方案成为目前先进涡轴发动机设计方向之一, 这种方案在保证较高的发动机性能同时, 大幅度减少发动机零部件数量, 使得发动机可靠性和维修性得到大幅度改善。目前, 低压比的双离心设计方案已经得

到应用, 与 T700 技术一脉相承的 T800 发动机以及欧洲的 MTR390 发动机就采用了该设计理念。

3 结 论

(1) 以部件耦合设计图和冷气量计算模型为基础的涡轴发动机总体/部件综合设计方法, 可以将总体性能设计、尺寸与重量设计和部件设计进行综合设计, 高、低热力循环参数涡轴发动机方案的对比研究表明该设计方法可行。

(2) 在目前的设计技术水平下, 低 π_c 方案较高压比方案具有优势, 高 T_4 方案较低 T_4 方案具有优势。在四种组合方案中, 低 π_c 和高 T_4 的组合方案最优, 高 π_c 和高 T_4 、低 π_c 和低 T_4 的组合方案最有发展潜力。

(3) 在对高热力参数方案的设计中, 必须以技术所能达到的水平为前提, 所以为了达到更优的性能, 高热力参数方案的设计必须以技术的进步或改进为前提。

(4) 未来涡轴发动机的总体设计将会沿着高热力循环参数和低热力循环参数两种方向发展。

参考文献

- [1] 《空军装备系列丛书》编委. 航空发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
Editorial Board of *Series of Air Force Equipment*. Aero-engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 郭允良. 国内外涡轮轴发动机性能、结构特点及其技术发展[M]. 北京: 蓝天出版社, 1990.
Guo Yunliang. The development of performance, configuration and technology of turboshaft engine[M]. Beijing: Blue Sky Press, 1990. (in Chinese)
- [3] 赵强, 陈玉春, 王永文, 等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 312-317.
Zhao Qiang, Chen Yuchun, Wang Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady-characteristics of turboshaft engine based on component modeling[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(3): 312-317. (in Chinese)
- [4] Hale P L. A method to estimate weight and dimensions of small aircraft propulsion gas turbine engines[J]. AIAA-82-23037, 1982.
- [5] Jack D Mattingly, William H Heiser. Aircraft engine design[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [6] Michael T Tong. A computer code for gas turbine engine

- weight and disk life estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 126(2): 265-270.
- [7] 《航空发动机设计手册》编委会. 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Editorial Board of *Design Manual of Aero Turboengine*. Design manual of aero turboengine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [8] Vivek Sanghi, Kishore Kumar, V Sundararajan. Preliminary estimation of engine gas-flow-path size and weight[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 208-214.
- [9] Walsh P P, Paul F P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. USA: American Society of Mechanical Engineers, 2004.
- [10] James W Gauntner. Algorithm for calculating turbine cooling flow and the resulting decrease in turbine efficiency[J]. NASA TM-81453, 1980.
- [11] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
Fang Changde. World aviation engine manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [12] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
Hu Xiaoyu. The world's small and medium-sized aviation engine manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)

作者简介:

樊巍(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

陈玉春(1967—),男,教授,博导。主要研究方向:发动机总体设计。

杨龙龙(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

李维(1973—),男,博士,研究员。主要研究方向:叶轮机械设计。

张鑫(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机总体设计。

(编辑:赵毓梅)

(上接第174页)

- Pu lianggui, Ji minggang. Design of machinery[M]. Beijing: Higher Education Press, 2007. (in Chinese)
- [7] 陈锡辉, 张银鸿. LabVIEW8.2 程序设计从入门到精通[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007.
Chen Xihui, Zhang Yinhong. LabVIEW8.2 Programming from base to the master[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007. (in Chinese)
- [8] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
Wang Xinyue. The basis of aerodynamics [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006. (in Chinese)
- [9] Thompson T L, Smith R L, Shockey G A. Wind tunnel test results for a canard rotor/wing aircraft configuration[C]. USA: American Helicopter Society 57th Annual Forum, 2001.
- [10] 邓阳平. 新概念旋转机翼飞行器旋翼技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Deng Yangping. Research on rotor technology for rotor wing plane[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [11] 李阳, 张国伟, 张国栋. 基于 FLUENT 的火箭发动机喷管流场数值模拟[J]. 机电技术, 2013, 13(3): 13-15.
Li Yang, Zhang Guowei, Zhang Guodong. Nozzle flow numerical simulation of rocket engine based on FLUENT[J]. Electrical Technology, 2013, 13(3): 13-15. (in Chinese)

作者简介:

陈白冰(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

詹浩(1972—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器设计、飞行动力学、流体力学。

米百刚(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

(编辑:赵毓梅)