

回热式工质驱动分布式推进系统参数研究^{*}

王笑晨¹, 陈玉春¹, 贾琳渊^{1,2}, 任成¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 为研究以回热后的压气机引气驱动推进器风扇的工质驱动分布式推进系统 (Recuperated Gas-Driven Distributed Propulsion, RGDDP), 对其热力循环过程和能量流动展开研究。基于部件法建立了推进系统的设计点计算模型, 分析了引气参数和推进器风扇压比对推进系统耗油率的影响, 在此基础上, 分析了推进系统耗油率对部件效率的敏感性。在不同循环参数下与涡轮电分布式推进系统 (Turbo-electric Distributed Propulsion, TeDP) 的耗油率进行了对比, 得到了RGDDP的热力循环特征。结果表明, 引气参数存在最优组合使得推进系统的耗油率最低, 同时耗油率对能量传输相关的部件效率敏感性最高; 与TeDP相比, 涡轮前温度对推进系统的耗油率影响更大, 而总压比的影响较小; 总涵道比为20时, 相对于TeDP, RGDDP具有一定耗油率收益, 随着总压比的升高收益降低, 总压比为66时仍有3%左右的收益。提高RGDDP总体效率的关键在于降低能量传输过程中的损失并提高换热效率。

关键词: 航空发动机; 分布式推进; 工质驱动; 换热; 热力循环分析

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 09-210331-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210331

Component Parameters of Recuperated Gas-Driven Distributed Propulsion System

WANG Xiao-chen¹, CHEN Yu-chun¹, JIA Lin-yuan^{1,2}, REN Cheng¹

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

2. AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to research a propulsion system whose propulsor is driven by recuperated bleed from compressor, a design point model was established on basis of the thermodynamic process and energy flow inside the propulsion system. The influence of bleed air parameters and propulsor fan pressure ratio on the specific fuel consumption of the propulsion system was analysed. Then, sensitivity analysis of fuel consumption was carried out on the influence of components efficiency. Fuel consumption of recuperated gas-driven distributed propulsion (RGDDP) was evaluated under various thermal cycle parameters. By comparing the specific fuel consumption of turbo-electric distributed propulsion (TeDP), the characteristic of RGDDP was clarified. The results show that the parameters of bleed air have an optimal combination to achieve the lowest fuel consumption, which can be obviously impacted by efficiency of components related to energy transmission. Compared with TeDP, the fuel consumption of RGDDP is more sensitive to turbine inlet temperature while overall pressure ratio shows less influence. In the case of a bypass ratio of 20, the fuel consumption of RGDDP is lower than that of TeDP. Though the

^{*} 收稿日期: 2021-05-27; 修订日期: 2021-07-08。

作者简介: 王笑晨, 博士生, 研究领域为航空发动机总体设计。

通讯作者: 陈玉春, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机总体设计。

引用格式: 王笑晨, 陈玉春, 贾琳渊, 等. 回热式工质驱动分布式推进系统参数研究[J]. 推进技术, 2022, 43(9):210331.
(WANG Xiao-chen, CHEN Yu-chun, JIA Lin-yuan, et al. Component Parameters of Recuperated Gas-Driven Distributed Propulsion System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9):210331.)

profit decreases with the increase of overall pressure ratio, there still exists a fuel consumption decrease of 3% when the overall pressure reaches up to 66. The key to improve the total efficiency of RGDDP is bringing down the energy loss during transmission and improving heat exchanger efficiency.

Key words: Aero-engine; Distributed propulsion; Gas-driven; Heat exchange; Parametric cycle analysis

1 引言

自20世纪50年代后期以来,商用涡扇发动机的总压比和涡轮前温度大幅提升,受到材料耐热强度、冷却技术的制约,已经接近极限,部件效率的提高空间也越来越有限。提升发动机的涵道比是一种有效的降低耗油率的手段,由于风扇叶尖速度和材料技术的限制,现有涡扇发动机的涵道比很难超过12^[1]。齿轮驱动风扇技术可进一步使涵道比达到约20,但随着涵道比的增大,齿轮减速器的重量上升,损失增加,同时发动机吊舱的增大,与飞机的配合越来越困难。分布式推进技术使用由燃气涡轮发动机驱动的多个小型涵道风扇代替涡扇发动机的风扇级,能够大幅拓展推进系统的涵道比极限,提高推进系统的推进效率。同时,推进风扇的设计与布局更加灵活,有利于飞行器的进一步优化设计。在此基础上,飞行的油耗能够在现有基础上大幅度降低,有望达到美国国家航天局(NASA)提出的对亚声速客机的“N+3”性能指标^[2-3]。分布式推进技术的关键在于高效地将能量从燃气涡轮发动机传递至推进器。以能量的传输方式划分,分布式推进技术可大致分为三类:工质驱动分布式推进、机械传动式分布式推进和涡轮电分布式推进。

工质驱动是指从燃气涡轮发动机中引出高能气体,使其推动与推进器风扇轴相连的推进涡轮产生动力。20世纪60年代,Havey^[4]针对一种燃气涡轮发生器产生的高温压缩气驱动的分布式推进系统AD-AM(Air Deflection and Modulation)开展了理论研究和缩比验证,然而由于难以解决通过机翼结构输送高温燃气或其他原因没有投入生产^[5]。

机械传动式分布式推进是将数个尺寸较小的风扇通过齿轮、轴传动与燃气涡轮发动机的功率输出轴相连,通过传动装置为风扇提供动力。剑桥麻省理工研究所提出了名为“SAX-40”的翼身融合飞行器概念,其推进系统由三个机身背部的推进单元组成,每个推进单元包含三个风扇和一个燃气涡轮发动机,燃气涡轮发动机通过轴和齿轮驱动其相邻的三个风扇^[6-8]。机械传动式的分布式推进需要燃气涡轮

发动机与风扇相邻布局,降低了推进系统布局的自由度。

涡轮电分布式推进系统(Turbo-electric Distributed Propulsion, TeDP)使用燃气涡轮发动机和发电机构成的发电系统带动多个电动机驱动小型涵道风扇,使用燃气涡轮发动机发电驱动电动机带动涵道风扇,目前是分布式推进的主要研究领域。NASA提出了N3X概念,将TeDP与翼身融合构型相结合,巡航涵道比达到27,巡航耗油率相比CFM56-7降低40%以上^[9]。此外,NASA针对2035年投入服役的A320同级别单通道客机,提出了一种单通道带后置边界层推进的部分涡轮电动推进飞机,在客机尾部嵌入2.6MW电机驱动的风扇抽吸机身边界层,由翼下的两台涡扇发动机供电^[10],巡航耗油率相比同技术水平下的涡扇发动机降低11.8%^[11]。然而,TeDP的耗油率对电力系统的传输效率很敏感,若电力系统较低,传输的能量损失会抵消涵道比增大带来的优势;使用超导部件是其中的一种解决方案,但其本身技术难度较高,且需要大功率的冷却设备维持超导温度,使得推进系统的重量急剧增加。ESAero基于2035年能够投入使用的技术水平,在其ECO-150上放弃了技术风险较高的液氢冷却超导电气系统方案,转向技术成熟度更高的传统的永磁直流电机等电气部件的研究,其设计结果显示电力系统总传输效率为92.8%,与相同技术水平下的传统涡扇发动机相比,推进系统重量增加70%,巡航耗油率高4%^[12]。除此之外,大功率、高功重比电机技术也是TeDP实现的技术瓶颈之一。现阶段,尚在试验阶段的涡轮电系统多集中在1~2MW级^[13],而N3X的单台发电机功率需求高达27MW,中型客机如波音737飞行所需要的功率也至少需要10MW^[14],技术难度较大。

基于以上问题,陈玉春等^[15-16]提出了一种通过高能工质驱动推进风扇的分布式推进概念。回热式工质驱动分布式推进(Recuperated Gas-Driven Distributed Propulsion, RGDDP)系统从燃气涡轮发动机引出高压气体,与涡轮后的高温气体换热,形成具有一定温度和压力的高能气体作为工质,使其冲击推进涡轮做功带动推进风扇,从而实现将燃气涡轮发动机

的能量传输至推进器,替代发电机、电动机等构成的能量传输体系,摆脱了对大功率、高功重比电机技术的依赖,降低了实现分布式推进的技术需求,并通过换热环节一定程度上弥补引气等中间环节造成的损失,同时相对于ADAM方案^[4]降低了引气的温度,降低了导气管路及其相关结构的热负荷。目前,对于该分布式推进概念,尚无已经公开的相关研究和技术方案,缺乏理论模型及详细机理研究。

本文基于文献[15]中提出的分布式推进架构和间冷回热发动机的回热器布局^[17-18],建立RGDDP的设计点性能计算模型,计算分析不同循环参数和部件参数下推进系统耗油率的变化,并对比相同循环参数、部件效率下RGDDP与TeDP的性能,以此为基础对RGDDP的性能和特点进行评估分析。

2 方法

2.1 结构及原理

RGDDP的流路分为三部分:燃气涡轮发动机主流、引气流路和涵道风扇流路,如图1所示。燃气涡轮发动机结构如图2所示,其中LPC为低压压气机,HPC为高压压气机,HPT为高压涡轮,LPT为低压涡轮,HX为换热器。气体在低压压气机后分流:主流气体经22截面流经高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮,进入低压涡轮后的换热器与引气换热后通过喷管排出;引气经23截面进入换热器,在与主流气体换热后经由管路引流至推进器的推进涡轮入口。推进器结构如图3所示,由推进涡轮、涵道风扇和喷管组成。在涵道风扇的基础上增加了推进涡轮,推进涡轮与风扇机械连接驱动风扇。流经风扇

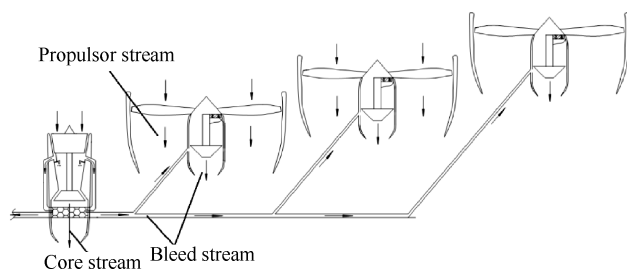


Fig. 1 Flow structure of RGDDP

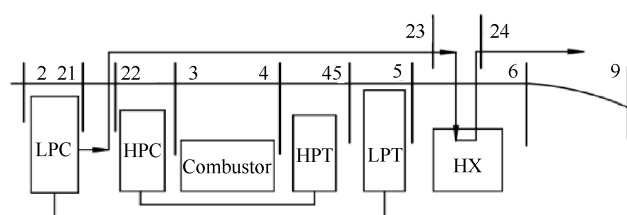


Fig. 2 Structure of recuperated turbo-engine

的气体被风扇压缩后流经外涵道从喷管排出;引气经引气管路后流至推进涡轮入口245截面,气体冲击推进涡轮做功带动风扇,之后由尾喷管排出。

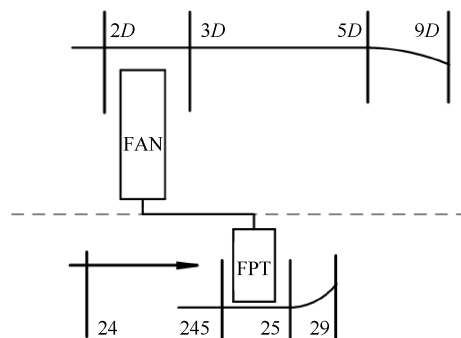


Fig. 3 Structure of propulsor

燃气涡轮发动机与引气的理想热力循环过程如图4所示。图4(a)与图4(b)中循环功之和即为RGDDP的循环功。其中星号上标表示总参数。图4(a)中的 9_s 为低压涡轮后的主流等熵膨胀至大气压的气体状态,循环 $0-3^*-4^*-9_s-0$ 代表了传统燃气涡轮发动机循环,围成的面积是其理想循环功。

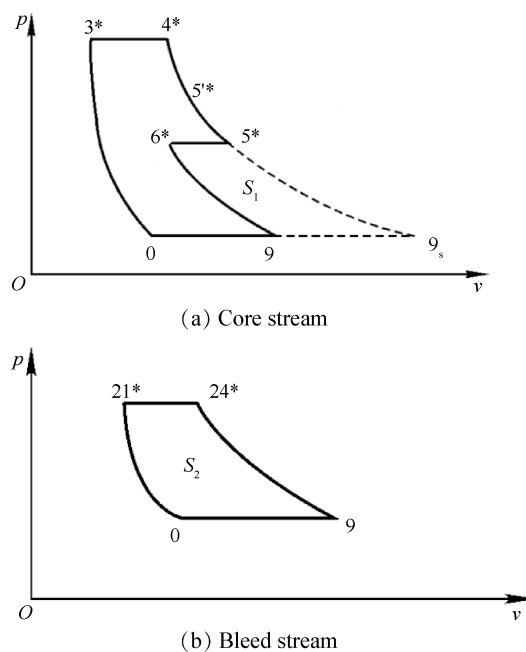


Fig. 4 Thermodynamic cycle of turbo-engine

燃气涡轮发动机的部分膨胀功压缩引气,在涡轮后主流气体与引气换热(5^*-6^*)。与循环 $0-3^*-4^*-9_s-0$ 相比,RGDDP的燃气涡轮发动机的循环缺少了循环 $9-6^*-5^*-9_s-9$ 的循环功 S_1 。同时引气通过图4(b)的循环对外做功,其循环功为 S_2 。要比较相同循环参数下TeDP与RGDDP的理想循环功,仅需要比较 S_1 与 S_2 的大小即可。 S_2 与 S_1 之差即反映了RGDDP

通过换热获得的额外循环功。

由换热器的能量平衡可知,循环 $9-6^*-5^*-9_s-9$ 和循环 $0-21^*-24^*-9-0$ 的加热量相等,要比较 S_1 和 S_2 仅需要比较两个循环各自的效率;对于理想布雷顿循环,循环的效率仅取决于循环的压比,即只需比较 6^* 和 21^* 两点的总压。当 21^* 的总压更高时,则循环 $0-21^*-24^*-9-0$ 的压比更高,从而具有更高的热效率,使得 S_2 大于 S_1 ,通过引气换热就能够提高燃气涡轮发动机的循环功。这个过程中实现了将热量从低压气体到高压气体的传递,回收了涡轮后低压气体的热量,提高了总体的热效率。

流路间的能量传递路径如图5所示。主流气体通过低压涡轮带动低压压气机压缩引气做功,同时通过换热器对引气进行加热,回收主流气体的废热,剩余的能量用于排气产生推力;引气在换热后通过引气管路进入推进器,一部分能量推动推进涡轮对推进器气流做功,剩余能量由喷管排出产生推力;输入到推进器的能量用于驱动推进器风扇做功产生推力。因此,引气流路与推进器流路的能量最终来自于压气机压缩做功及内流与引气换热,推进涡轮处做功的多少则取决于引气与推进器流路间的能量分配。传输到推进器的能量增加了涡轮、压气机及引气管路等中间环节,其间造成的额外损失与换热带来的额外循环功相抵后是否在可接受的范围之内是评价分布式推进系统性能的关键,这与三个主要流路间的能量分配及能流路径中的部件效率相关。

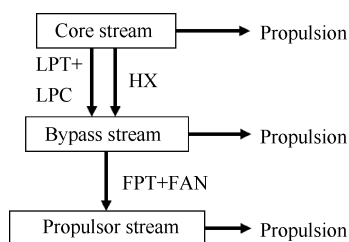


Fig. 5 Energy flow

2.2 计算模型

(1) 燃气涡轮发动机

进行设计点计算时,燃气涡轮发动机内的传统部件性能(例如各部件工作效率、总压恢复系数、压气机的增压比、涡轮前温度等)均为已知,只需按照气流从每个部件流过时经过的具体气动热力过程即可计算各截面的参数,具体可参照参考文献[19]中第五章内容进行计算。燃气涡轮发动机所采用的换

热器与间冷回热发动机中的回热器入口具有一定的相似性,计算模型采用了参考文献[20]提到的方法,具体如下。

换热器的冷端入口为低压压气机引气出口截面23,热端入口为低压涡轮出口(即5截面)。换热器的最大理论换热量 $Q_{\max}$ 为

$$Q_{\max} = \min\{W_{23}c_{p23}, W_5c_{p5}\} \times (T_{15} - T_{123}) \quad (1)$$

式中 W_i 表示 i 截面流量, c_{pi} 表示 i 截面气体的定压比热容, T_{ii} 为 i 截面气体的总温。

换热器的换热效率 ε 定义为实际换热量与最大理论换热量的比值,即

$$\varepsilon = \frac{W_{23}c_{p23}(T_{124} - T_{123})}{Q_{\max}} = \frac{W_5c_{p5}(T_{15} - T_{16})}{Q_{\max}} \quad (2)$$

式中,24截面为换热器冷端出口,6截面为热端出口。

换热器入口的参数可由前面部件的热力过程计算求得,忽略换热器向外部环境散失的热量,给定换热效率后,即可确定换热器实际换热量

$$Q = \varepsilon Q_{\max} = W_{23}c_{p23}(T_{124} - T_{123}) = W_5c_{p5}(T_{15} - T_{16}) \quad (3)$$

当冷端和热入口截面的参数确定,给定换热效率后,通过换热器进口与出口的能量平衡,即可直接求得冷端与热端的出口总温。

另外,给定换热器冷端与热端的总压恢复系数 σ_c 和 σ_h ,即可求得换热器出口冷端与热端的总压。

$$p_{124} = \sigma_c p_{123} \quad (4)$$

$$p_{16} = \sigma_h p_{15} \quad (5)$$

(2) 推进器

设计点推进器风扇的压比和效率已知,通过推进风扇和推进涡轮间的功率平衡,按照推进器气流从推进风扇、喷管及引气从推进涡轮、喷管流过时经过的具体气动热力过程,即可计算各截面的参数。计算推进系统的总涵道比时,将引气流量视为推进器的流量,按下式计算。

$$BPR = \frac{W_{23} + W_{2D}}{W_{22}} \quad (6)$$

2.3 参数选取

本文选取高空巡航状态为设计点,高度为11km,飞行马赫数为0.8,以表1中所示的部件效率、总压恢复系数为基准,分析推进器风扇压比、引气压比、流量、换热效率等对推进系统性能的影响。

3 结果与讨论

3.1 推进器与引气参数研究

在大涵道比涡扇发动机中,给定涵道比后,风扇的压比(π_f)表征了内外涵气体间的能量分配,对于给

Table 1 Components efficiency and pressure loss

Component		Parameter	Value
Core engine	Low pressure compressor	Isentropic efficiency η_{CL}	0.89
	High pressure compressor	Isentropic efficiency η_{CH}	0.88
	Combustor	Efficiency η_B	0.995
		Total pressure loss $\sigma_B/\%$	4.5
	Low pressure turbine	Isentropic efficiency η_{TL}	0.91
	High pressure turbine	Isentropic efficiency η_{TH}	0.90
Propulsor	Fan	Isentropic efficiency η_F	0.92
	Power turbine	Isentropic efficiency η_{TP}	0.92
	Duct	Total pressure loss $\sigma_p/\%$	1
	Transmission tube	Total pressure loss $\sigma_t/\%$	5

定涵道比,存在使得发动机耗油率最低的 π_F 。在本文研究的RGDDP中,风扇的压比则决定了245截面的气体能量在29截面及9D截面的分配比例。给定燃气涡轮发动机总压比为38,涡轮前温度为1600K,取换热效率0.7,换热器冷端与热端的总压恢复系数均为95%,燃气涡轮发动机分流比例 W_{23}/W_{22} 为1.4,推进系统的总涵道比BPR为20,不同低压压气机压比(引气压比) π_L 下风扇压比对耗油率SFC的影响如图6所示。

相同的 π_L 下,随着风扇压比的增加,耗油率先降低后升高。当燃气涡轮发动机参数一定,各流路流量的比例确定时,每一个 π_L 下都对应一个使得耗油率最低的最优 π_F ,随着 π_L 的增大,最优的 π_F 越来越大。将图6中各条曲线的最低点相连,就能够得到推进系统耗油率随 π_L 的最优变化曲线。

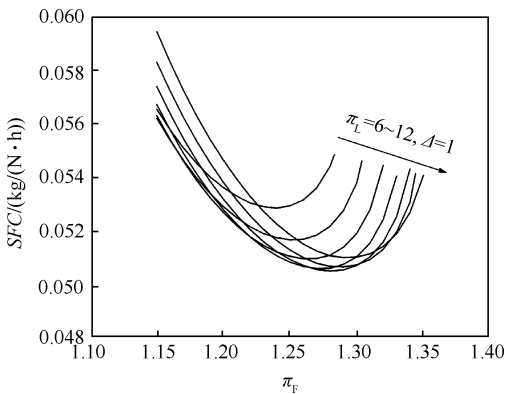


Fig. 6 Effect of π_F with different π_L (BPR=20)

对于确定的 W_{23}/W_{22} ,给定燃气涡轮发动机的涡轮前温度、总压比和换热器的换热效率,换热量仅取决于主流与引气在换热器入口的温差,而 T_{123} 和 T_{15} 均受到 π_L 的影响,因此换热器入口的温差直接取决于 π_L 。在图6的基础上,推进系统耗油率在不同 W_{23}/W_{22} 下随 π_L 的最优变化曲线如图7所示。随着 π_L 的增

大,耗油率先减小后增大,存在最优的 π_L 使得推进系统的耗油率最低,且随着 W_{23}/W_{22} 的增加,最优 π_L 逐渐降低。

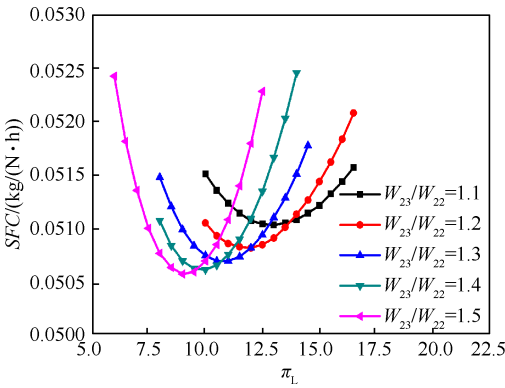


Fig. 7 Effect of π_L with various W_{23}/W_{22}

π_L 越高,对引气做功越多,换热器入口温差越小,换热量越小,从换热器中获取的整体热效率收益就会减少;同时,由于低压涡轮和低压压气机的损失, π_L 越高,主流与引气间能量传递过程中的损失越大。另一方面,当 π_L 减小时,引气的做功能力下降,推进器的风扇压比降低,单位推力减小,使得推进系统的整体推进效率降低。最优的 π_L 是权衡能量损失、换热量、推进效率等多方面因素的影响之后的结果。

当推进系统的循环参数与 W_{23}/W_{22} ,BPR确定时,存在使得推进系统耗油率最低的 π_F 与 π_L 组合,二者可通过以耗油率为目标的优化过程求解得到。在前面的基础上,基于相同的循环参数和换热器参数,计算耗油率随引气比例 W_{23}/W_{22} 的变化如图8所示,对应换热器入口参数如图9所示。随着 W_{23}/W_{22} 的升高,耗油率先下降,到达最小值后小幅上升。

值得注意的是,当 W_{23}/W_{22} 小于1时,耗油率随 W_{23}/W_{22} 的变化非常敏感。由式(2)可知此时最大换热

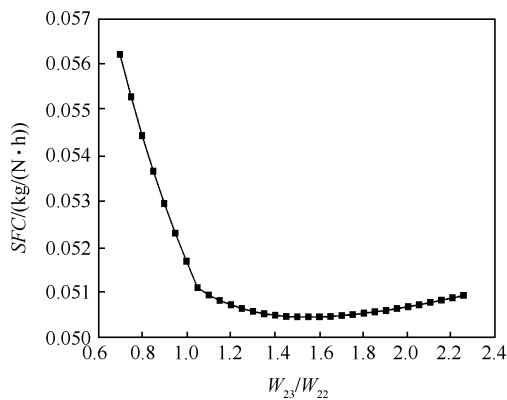


Fig. 8 Effect of W_{23}/W_{22}

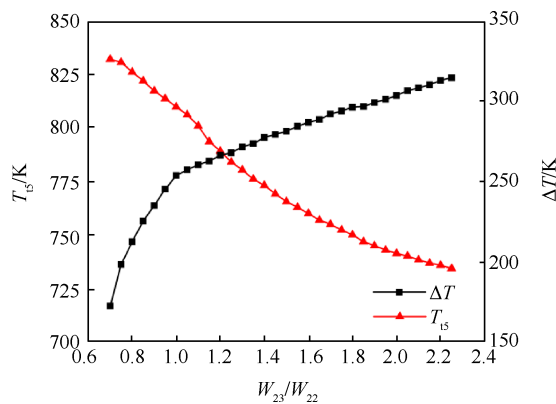
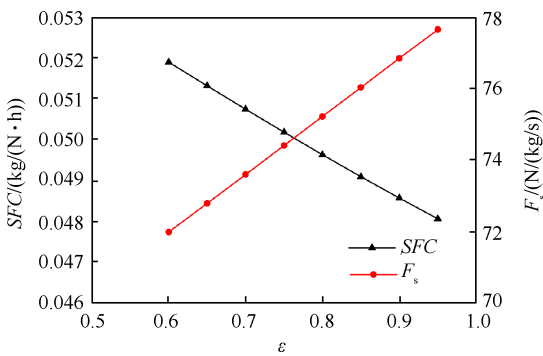


Fig. 9 Change of T_{is} and ΔT at inlet of heat exchanger

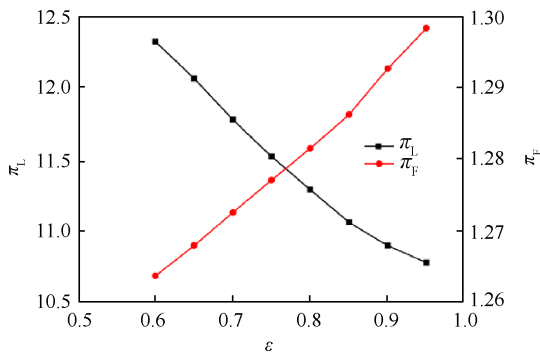
量与引气量成正比,最大换热量受到引气流量的限制,此时增大 W_{23}/W_{22} 能够提高最大换热量,提高燃气涡轮发动机的热效率;同时由于最优的 π_L 随 W_{23}/W_{22} 的增大而减小, T_{i23} 随之减小,进一步提高了换热器入口的温差。 W_{23}/W_{22} 大于 1 后,换热器入口温差变小,且随 W_{23}/W_{22} 的增大变化较为平缓,同时最大换热量不再与引气流量相关,因此耗油率的变化也趋于平缓。注意到 T_{is} 随着 W_{23}/W_{22} 的增大而降低,因此引气的压缩功随 W_{23}/W_{22} 的增大而升高,燃气涡轮发动机的能量损失也随之升高,耗油率随着 W_{23}/W_{22} 的进一步增大开始上升,存在使得耗油率最低的 W_{23}/W_{22} 值,但当 W_{23}/W_{22} 大于 1 后,其对耗油率的影响相对较小。

3.2 换热器参数分析

换热器主要通过换热效率和换热过程中的总压恢复系数影响推进系统的性能,其中换热效率影响到换热器实际能够实现的对引气的加热量,而总压恢复系数则影响着换热过程中气路的损失。在上一节的基础上,假设冷端与热端气体换热过程总压恢复系数相同,计算不同换热效率下的推进系统参数变化如图 10 所示。



(a) Performance of propulsion system



(b) Change of optimizing π_L and π_F

Fig. 10 Effect of heat exchanger efficiency

随着换热效率的升高,推进系统性能基本按照线性变化,单位推力线性升高,耗油率下降。换热效率越高表示换热器的换热能力越强,相同流动损失下能够实现的最大换热量越大。由于换热效率升高, π_L 降低引起的换热量的增加更大,因此 π_L 的最优值随换热效率的升高而下降。由图 10(b) 可见,换热能力的增强使得引气获得的加热量增加,抵消了 π_L 降低的影响,引气的做功能力增强,推进器风扇的最优 π_F 逐渐升高。

相似的技术、材料水平和结构下,理论上换热效率越高换热器的流动损失越大。随着总压恢复系数的降低,换热过程的流路损失变大,换热过程中就会产生更多的能量损失。假设冷端与热端气体换热过程总压恢复系数相同,不同换热效率下总压损失对耗油率的影响如图 11 所示。图中等值线上 ε 与 σ 的关系即代表了换热效率提升时要实现耗油率降低所允许的总压恢复系数升高的最大值,若超过这个限度则换热器效率的增加无法降低推进系统的耗油率,在换热器结构与尺寸设计过程中需要以此作为约束。

3.3 敏感性分析

以表 1 中的部件效率及总压恢复系数和上文中所用的参数为基础,取 T_{i4} 为 1600K,总压比为 38,将

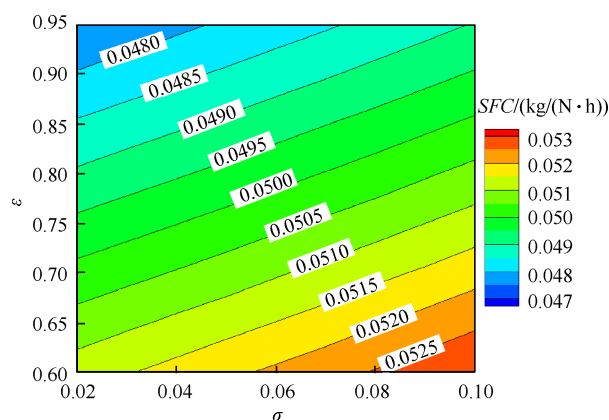


Fig. 11 Effect of total pressure recovery coefficient

主要部件的效率参数及换热器的性能参数分别降低1%,取使得耗油率最低的最优 π_L 和 π_F ,计算推进系统的耗油率变化如图12所示。可以发现,对耗油率影响最大的4个参数为低压压气机、推进涡轮、风扇及低压涡轮这四个部件的效率,远大于高压压气机和高压涡轮效率的影响。这是因为这四个部件均处于能量传递的关键节点,其效率直接影响能量从燃气涡轮发动机到推进器的传输效率。

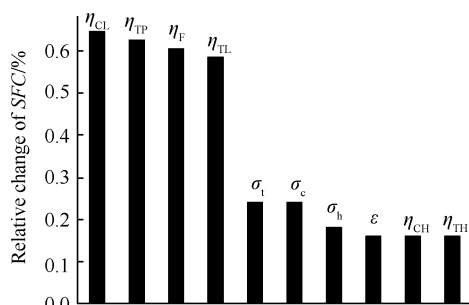


Fig. 12 Sensitivity analysis of SFC

引气管路的总压恢复系数 σ_t 与换热器冷端总压恢复系数 σ_c 对耗油率的影响相同,略高于换热器热端总压恢复系数 σ_h 的影响。前两者在计算模型中具有相似性,同样反映了引气流路上的总压损失,影响能量从燃气涡轮发动机传递至推进器过程中的能量损失,而 σ_h 反映了燃气涡轮发动机主流路上的总压损失;大涵道比的分布式推进系统中,大部分推力由推进器提供,分配给推进器的能量比留在燃气涡轮发动机的能量更多,因此它们比 σ_h 具有更大的影响。

高压压气机效率、高压涡轮效率仅对核心机内涵的热效率产生影响,它们对推进系统的效率影响相对较小。换热效率在相同的提升幅度下的增益同样较小,但是与部件效率与总压恢复系数等相比,换热效率更容易在相对较大幅度上提高,具有

更高的提升潜力,因此同样能够对推进系统的耗油率产生显著的影响,并能够用以弥补部件效率上的不足。

通过比较可以发现,在RGDDP中,从燃气涡轮发动机至推进器的能量传输路径上的部件效率和总压恢复系数对推进系统的性能更加重要,降低能量损失的同时提高换热效率以弥补能量损失是提高推进系统效率的主要途径。

3.4 推进系统循环分析与性能对比

取换热效率为0.7,换热管路中冷热端的总压恢复系数均为0.95, W_{23}/W_{22} 为1.4,推进系统总涵道比为20,计算涡轮前温度 $T_{i4}=1400\sim 1900\text{K}$,燃气涡轮发动机总压比 $\pi_\Sigma=26\sim 66$ 内RGDDP的循环分析结果如图13所示。同时使用文献[1]中的TeDP模型对同等部件效率下的TeDP进行了循环分析作为对照,这里假设电气系统的传输效率 η_e 为99%。

对比图13(b)中TeDP的循环分析,RGDDP的总压比对耗油率的影响变小,涡轮前温度 T_{i4} 的影响变得更加明显。对于给定的 π_Σ ,随着 T_{i4} 的升高,二者都存在使得耗油率最低的 T_{i4} ,RGDDP的最优 T_{i4} 更高,因为 T_{i4} 超过最优值继续升高时,燃气涡轮发动机的排气温度升高,这部分能量在TeDP中无法得到充分的利用,而RGDDP的换热器能够将一部分热量回收加热引气,提高了这部分废热的利用效率。换热器的换热量对RGDDP的性能有很大的影响,而 T_{i4} 的改变能够间接影响到换热器热端的入口温度,因此相比较而言 T_{i4} 在RGDDP中具有更大的影响。同时换热器的存在降低了耗油率对 π_Σ 的敏感性, π_Σ 较低的时候耗油率不会明显上升,提高 π_Σ 时耗油率的下降也变得缓慢,当 T_{i4} 较低时,存在使得耗油率最低的最经济 π_Σ 。

由图13(b)可以发现, π_Σ 的升高能够提高TeDP的效率,但对于有换热器的燃气涡轮发动机来说, π_Σ 的升高降低了换热器热端的进口温度,换热量减小,抵消了一部分 π_Σ 升高带来的热效率提高。同时,提高 π_Σ 难以降低引气流路的中间环节造成中间环节的能量损失,推进系统耗油率难以进一步降低。考虑到总压比较高时压气机设计的技术难度,RGDDP的优势在于能在较低的 π_Σ 下就可实现较为经济的耗油率,同时能够降低压气机的设计难度和重量,且 π_Σ 较低时压气机出口总温较低,有利于热端部件冷却和压气机末级热防护。

为评估RGDDP的性能,将图13中RGDDP和TeDP在不同 π_Σ 和 T_{i4} 下的耗油率进行对比,结果如图14(a)所示,图中值为RGDDP相对于TeDP耗油率降

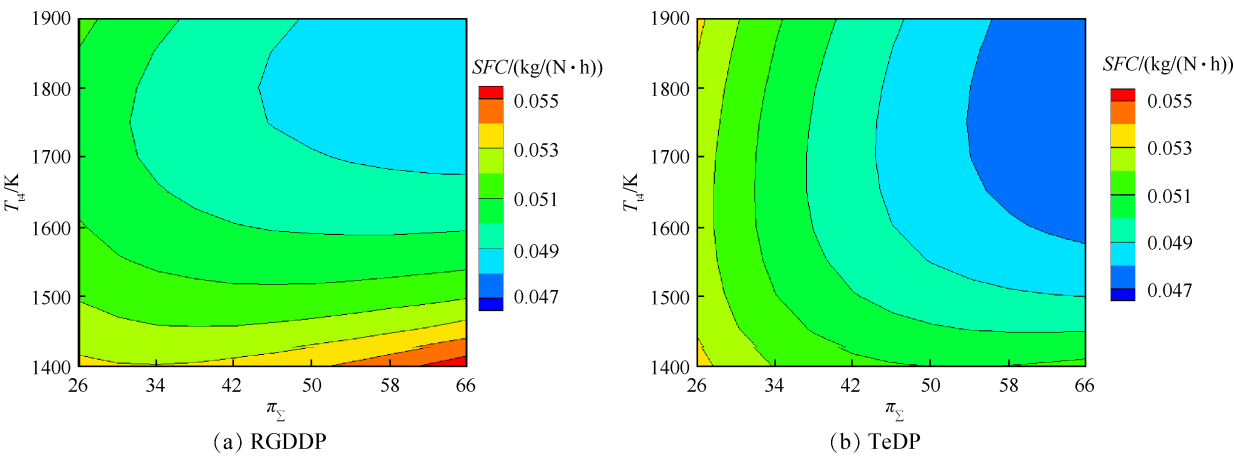


Fig. 13 Cycle analysis ($BPR=20$)

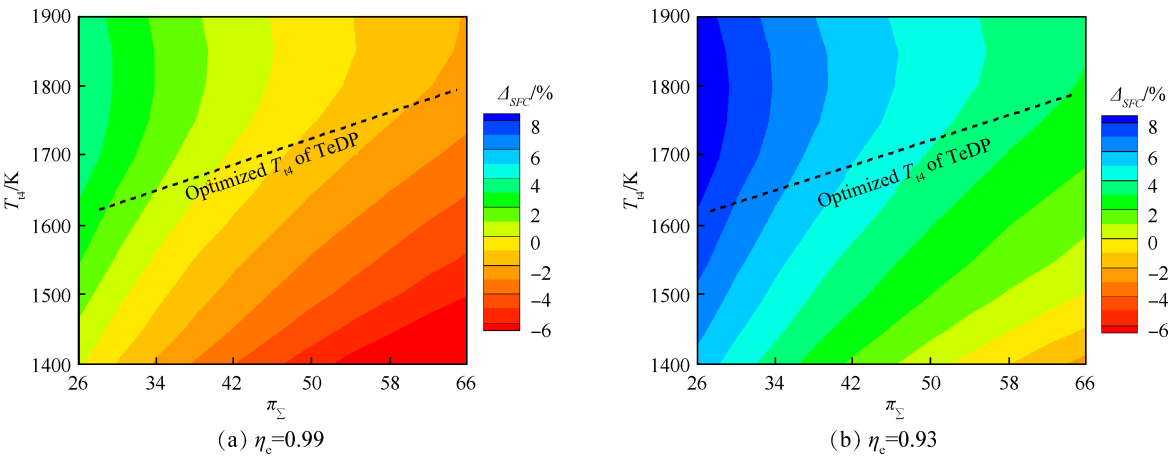


Fig. 14 SFC decrease compared with TeDP

低的百分比值 Δ_{SFC} ,0以下表示RGDDP耗油率更高。当电气系统的传输效率 η_e 为0.99时,RGDDP在 π_Σ 较低、 T_{t4} 较高的情况下具有一定优势, $\pi_\Sigma>40$ 后,耗油率普遍高于TeDP。但应当注意到,图14(a)中RGDDP的相对高耗油区域集中于 π_Σ 较高而 T_{t4} 偏低的右下角区域,由图13可知,由于最优的 T_{t4} 随着 π_Σ 的增加而增大,此处也已经远离了TeDP的高效率区域,实际循环参数选取时一般不会选取这个范围的循环参数。将图13(b)中TeDP每个 π_Σ 对应的耗油率最低的 T_{t4} 相连,得到TeDP的最优 T_{t4} 线,如图14中虚线所示,这条线上每个点均对应着给定 π_Σ 下TeDP能取到最低耗油率的 T_{t4} ,其附近的参数能够反映实际设计时会选取的循环参数。

图14(a)中TeDP最优 T_{t4} 线附近,当 $\pi_\Sigma>38$ 时,RGDDP的耗油率超过TeDP,但耗油率之差不超过3%。目前的技术水平上,电动机、发电机、逆变器等部件构成的传输系统环节较多,总传输效率达到0.99具有很大的困难,为更加准确地对比RGDDP和TeDP的耗油率,基于2030年能够投入应用的技术水平,以

文献[12]中的参数为基础,取 η_e 为0.93,结果如图14(b)所示。在TeDP最优 T_{t4} 线附近,RGDDP的耗油率全面低于TeDP,耗油率的收益随 π_Σ 的增加而降低,在本文选取的循环参数范围内,耗油率收益在3%~8%。

4 结 论

本文建立了RGDDP的设计点计算模型,介绍了其结构构成及热力循环过程,并对设计点主要部件的参数对性能的影响开展了研究,得到了以下结论:

(1)当推进系统循环参数和各流路流量比例确定时,存在最优的 π_F 和 π_1 组合,使得推进系统的耗油率最低; W_{23}/W_{22} 小于1时,对RGDDP的耗油率具有很大影响,提升 W_{23}/W_{22} 能够显著提高燃气涡轮发动机热效率,而 W_{23}/W_{22} 大于1后,对耗油率的影响较小。

(2)降低RGDDP耗油率的关键在于同时提高换热效率,尽可能降低从燃气涡轮发动机到推进器的能量传递过程中的能量损失,主要需要改善低压压气机、低压涡轮、推进器风扇、推进涡轮的效率,降低

换热器的流动损失。

(3)RGDDP耗油率对 π_{Σ} 的敏感性较低,对 T_{i4} 的敏感性较高,能够在较低 π_{Σ} ,较高涡轮前温度的循环参数下改善循环效率,降低推进系统的耗油率;在 π_{Σ} 较高时,RGDDP耗油率收益较少。考虑到电气系统的传输效率能够达到的技术水平,总涵道比为20时,在本文选取的循环参数范围内,TeDP最优 T_{i4} 线附近RGDDP的耗油率更低,耗油率最低收益在3%左右,最高收益在8%左右。

参考文献

- [1] Liu C Y. Turboelectric Distributed Propulsion System Modelling[D]. Bedfordshire: Cranfield University, 2013.
- [2] Bradley M K, Droney C K. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2011.
- [3] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 51-67.
- [4] Havey C T. ADAM II Propulsion System and Internal Aerodynamics[C]. New York: National Aeronautic Meeting and 3rd International Simulation and training, 1967.
- [5] Kim H D. Distributed Propulsion Vehicles[C]. Nice: International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [6] Hall C. Engine Configurations for the Silent Aircraft[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2004, 116(4).
- [7] De la Rosa Blanco E, Hall C, Crichton D. Challenges in the Silent Aircraft Engine Design[C]. Reno: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [8] Hall C A. Low Noise Engine Design for the Silent Aircraft Initiative [J]. The Aeronautical Journal, 2009, 113: 599-607.
- [9] Felder J, Kim H, Brown G, et al. An Examination of the Effect of Boundary Layer Ingestion on Turboelectric Distributed Propulsion Systems [C]. Orlando: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [10] Welstead J, Felder J L. Conceptual Design of a Single-Aisle Turboelectric Commercial Transport with Fuselage Boundary Layer Ingestion [C]. San Diego: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [11] Welstead J, Felder J, Guynn M, et al. Overview of the NASA STARC-ABL (rev. B) Advanced Concept [EB/OL]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170005612>, 2017.
- [12] Freeman J L, Schiltgen B T. ECO-150-300 Design and Performance: A Tube-and-Wing Distributed Electric Propulsion Airliner [C]. San Diego: AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [13] 姚軒宇, 蔣承志, 滿運堃. 航空混合电推进试验设备发展[J]. 航空动力, 2019(5): 65-67.
- [14] 王翔宇. 电动飞行与推进系统变革[J]. 航空动力, 2019(3): 43-47.
- [15] 陈玉春, 贾琳渊, 康瑞元, 等. 分布式推进系统[P]. 中国专利: 206528653U, 2017-09-29.
- [16] CHEN Yuchun, JIA Linyuan, KANG Ruiyuan, et al. Distributed Propulsion System[P]. EP: 3566952, 2020-01-08.
- [17] 姜德仓, 冯松涛, 康涌. 间冷回热循环发动机回热器管路系统设计优化[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(1): 47-52.
- [18] Felder J, Kim H, Brown G, et al. Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft [C]. Orlando: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2009.
- [19] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [20] 龚昊, 王占学, 刘增文. 间冷回热循环航空发动机参数匹配研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1809-1814.

(编辑:梅 瑛)