

双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统 部件法数学模型与飞行特性分析

周亦成¹, 单 鹏¹, 朱德轩^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 对适用于高度为 10~20 km 的中速、低速多用途飞行器的双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统的特性计算方法进行了研究. 引用涡轮发动机的部件法, 建立基于各部件特性的代数数学模型, 推进系统各部件工作点则由 Newton 法求解系统联合工作方程组得到. 给出了方程组中的活塞发动机功率保持工作条件及增压器与活塞发动机联合工作条件, 分析了推进系统功率保持工况和减功率工况的调节规律, 及其对涡轮增压器工作线的影响. 分析了推进系统总体及各部件的高度-速度特性. 研究表明: 该特性计算方法收敛快, 一个工况点一般迭代 5~6 次即可; 两个燃气旁通阀的调节规律不但可以满足推进系统的设计目标, 同时还可对增压器工作点进行有效的优化调节; 该特性计算方法可直接推广到更复杂的多级涡轮增压系统中.

关 键 词: 螺旋桨; 活塞发动机; 涡轮增压; 多变量推进系统; 高度-速度特性

中图分类号: V234.1

文献标志码: A

Components level mathematical model of two-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system and analysis of its flying characteristic

ZHOU Yi-cheng¹, SHAN Peng¹, ZHU De-xuan^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China)

Abstract: A flying characteristic simulation method was studied for two-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system suitable for medium/high altitude low-speed long-endurance multi-role aerial vehicle systems at 10—20 kilometers height. With introduction of the simulation method for gas turbine engine with component models, and based upon component maps or algebraic equations, this method solved joint-working equations of the propulsion system by Newton iteration method to obtain co-operation points of the system. A full-power holding requirement and turbocharger-engine collaboration condition were stated. The regulating rules in both full-power holding mode and power lapse mode were analyzed. The influences of regulating rules on turbocharger operating lines were discussed. Finally, the altitude-velocity characteristics of the propulsion system and components were investigated. The research shows three results. This method enables rapid convergence and usually needs only 5—6 iterations to obtain one operating point. The regulation

收稿日期: 2013-07-07

作者简介: 周亦成(1986—), 男, 江西南昌人, 博士生, 主要从事发动机总体数学模型、压气机气动设计的研究。

E-mail: zhouyc@sjp.buaa.edu.cn

scheme of two gas-bypass valves can not only meet the design objectives, but also allow effective adjustment to the operating points of the turbochargers. This method can be extended conveniently to the simulations of more complex multi-stage turbocharging systems.

Key words: propeller; reciprocating engine; turbocharging;
multi-variable propulsion system; altitude-velocity characteristic

在高空大气科学研究中,当采用传统的高空高速喷气式飞机则会存在一系列问题:运行维护成本高、高速飞行带来的气动热和激波容易造成仪器设备和样本的破坏等^[1].为此,NASA于20世纪90年代开展了高空低速、低成本、长航时无人飞行器及其推进系统的研究. Wilkinson和Benway^[2]在1991年首先提出带多级涡轮增压的活塞汽油机是飞行高度在18.3 km以上的飞行器的动力装置的最佳选择,之后Bents等^[1]又进一步分析了多级涡轮增压活塞发动机作为高空低速动力装置的优势.为了追求更高的飞行高度,工程中通常采用多级涡轮增压器串联或并联的方式,以此来恢复由于高度增加大气密度降低造成的活塞发动机气缸进口空气流量的减少,使高空工作时发动机可发出足够的功率.但由此带来的是一个多设计自由度、多控制自由度及多部件匹配工作的多变量复杂系统.因此航空多级涡轮增压发动机中,各级涡轮增压器的选型,各部件间的协调工作,中冷器参数的设置,控制规律,成为该推进系统总体研究的核心问题.

这些问题的研究主要有实验的方式和建立推进系统数学模型的方式.美国TMS公司20世纪80年代初成功论证了一台装配3级涡轮增压系统的三缸活塞发动机,在模拟27.4 km环境的高空台中发出41 kW的功率^[3].随后TMS公司以Rotax912发动机为核心,采用上述3级增压系统中的中压级和高压级增压器,又发展了一台双级涡轮增压发动机,并进一步在高空台中进行了验证.在此基础上NASA为工作高度25 km的大气研究飞行器设计了一套总增压比达64的3级涡轮增压活塞发动机^[4]. Korakianitis和Sadoi^[5]则实验研究了不同单级涡轮增压器对活塞发动机的影响. Loth等^[6]在发动机黑箱化假设下,用经验方程模拟压气机和涡轮的工作线,通过转速/功率迭代来确定增压器工作点,并进一步根据各级增压器进、出口热力参数的联系建立了多级涡轮增压系统模型. Metlapalli^[7]应用该模型研究了一个以Rotax912发动机为核心的带3级涡轮增压器

的系统,并提出了三废气旁通阀的控制系统. Lee^[8]应用部件平衡方法建立了简化的双级混合增压柴油机的数学模型,研究了废气涡轮增压、机械增压和电动增压的混合增压柴油机的性能.

国内对于航空发动机多级涡轮增压技术的研究起步较晚,对该多变量推进系统的数学模型、调节规律的研究较少,单鹏等^[9]研究了不带推进器的双级涡轮增压活塞发动机的基于压气机-涡轮共同工作线的基本数学模型,还有一些做法是利用AVL-Boost,GT-Power等内燃机热力循环正问题分析商用软件,对推进系统的热机部分的部件进行匹配研究及性能分析^[10-13].然而,此种方法无法完成航空推进系统的推进器部分的性能计算,不适于飞行器总体一体化方案论证.且基于燃烧和计算流体力学的商用软件,对用微分方程组表达的复杂数学模型进行仿真的方式,也不适用于方案论证阶段的系统反问题设计、大量变工况点模拟和各部件匹配性研究的需求.

本文引用燃气涡轮发动机总体性能计算的部件法数学模型的原理^[14-17],对双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统进行了总体特性模拟.使用特性图与代数方程组表达的部件模型,建立该推进系统的联合工作方程组.其解法采用平衡技术.研究中分析了活塞发动机功率保持工作条件及增压器与活塞发动机联合工作条件,给出了它们在联合工作方程组中的表达形式,分析了该类推进系统功率保持工况和减功率工况的调节规律.特性计算结果揭示了双级增压活塞螺旋桨推进系统一些重要的内部工作规律,得到了各部件和推进系统总体的高度-速度特性.

1 研究对象与设计目标

本文研究一套由空中可变距螺旋桨,活塞发动机,低压、高压涡轮增压器,两级中冷器组成的双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统(图1).它的调节变量有螺旋桨桨距,发动机油门杆,低压、高压涡轮旁通阀,因此它是一个4自变量推进系统.为使该系统的方程组封闭,还需要引入一定数量的关于推进系统内部变量的调节规律.系统工作

的边界条件是飞行高度、飞行速度。

在本文中:①地面处高度为 H_0 ;②增压活塞发动机能保持 H_0 处最大连续功率状态的最大高度为功率保持高度 H_2 ;③在 H_2 以上活塞发动机最大输出功率允许减小,直至达到地面最大输出功率的 35%,此时高度为推进系统的热力学升限 H_3 。本文的设计目标是使双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统的功率保持高度达到 $H_2 = 10 \text{ km}$ 。

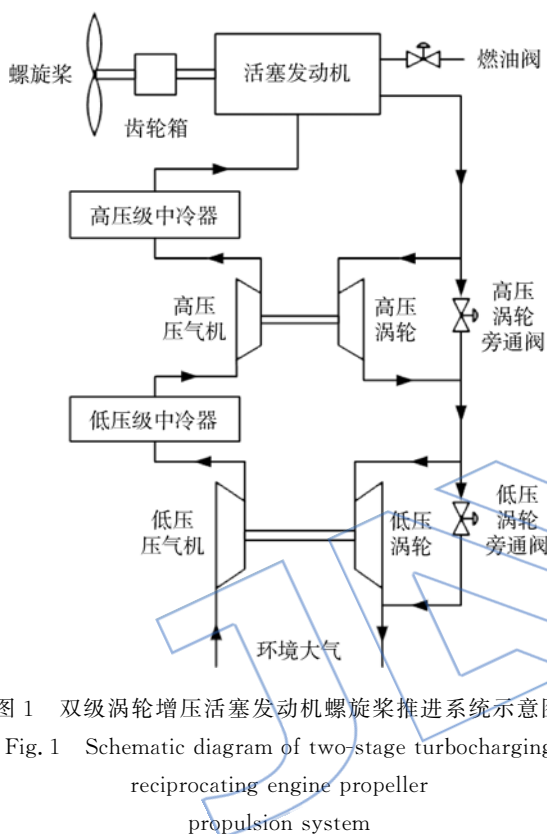


图 1 双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system

2 增压器与活塞发动机联合工作条件和功率保持条件

2.1 增压器与活塞发动机联合工作条件

由于工质在活塞发动机中的流动是活塞在气缸中的往复运动引起的,因此在发动机进气歧管进口处,时间平均的流量 $\dot{m}_s$ (单位为 kg/s)、总压 p_s (单位为 Pa)、总温 T_s (单位为 K) 间满足一定关系(本文全文以符号 T 为总温, p 为总压),对于四冲程活塞发动机有以下流量关系:

$$\dot{m}_s = \frac{V_h m_p \rho_s}{120} = \frac{V_h m_p}{120} \cdot \frac{p_s}{RT_s} = \dot{m}_0 \quad (1)$$

式中 n 为转速(单位为 r/min), V_h 为排量(单位为 m^3), η_v 为容积效率。而在加装增压器后,两者要联合工作,增压器冷端流量 $\dot{m}_0$ (单位为 kg/s)

亦需满足式(1)关系。本文称该关系为增压器与活塞发动机联合工作的流量平衡条件。

2.2 活塞发动机高空功率保持条件

对于一个给定的内燃机,由于其压缩比 ϵ 固定,故其理想循环热效率 $\eta_k = 1 - 1/\epsilon^{\gamma-1}$ 为常数,而指示热效率 $\eta_i \propto \eta_k$ 。当仅考虑大气环境变化的影响,可认为 $\eta_i \approx \text{const}$,故当混合气余气系数一定时,内燃机的指示功率 N_i 将与进入气缸的空气质量成正比

$$K = \frac{N_{i,x}}{N_{i,r}} = \frac{\dot{m}_{s,x}}{\dot{m}_{s,r}} \quad (2)$$

式中下标 x 表示任意的大气条件, r 表示标准大气条件。根据国际标准 ISO3046-1:2002^[18] 所制定的内燃机大气条件-功率修正关系

$$L = \frac{N_{e,x}}{N_{e,r}} = K - (1 - K) \cdot \left[(1 - \alpha) \left(\frac{1}{\eta_{m,r}} - 1 \right) - \alpha \right] \quad (3)$$

式中 N_e 为内燃机有效功率, η_m 为机械效率, α 表示机械损失功率中与大气条件有关的部分在内燃机指示功率中的比率。因此随着工作高度的升高,要保持活塞发动机发出的有效功率不减小,即要保证指示功率不减小,则需要保证气缸进口的空气流量不随高度增加而减少,即推进系统要想在高空发出同地面状态相等的功率,则气缸进口空气流量应保持为其在地面状态的值,因此本文把系数 $K=1$ 作为推进系统的功率保持条件。

3 双级增压器调节计划、发动机功率保持工况和减功率工况调节规律

3.1 双级增压器的调节计划

双级涡轮增压系统的高度调节计划可设想为两种。第一,低空高压级高空低压级调节计划:地面起飞后低压级首先不工作,通过调节高压级,保持气缸进口空气流量不随高度增加而减小,直到推进系统的低空设计高度 H_1 时,高压压气机达到其允许的最大工作状态,此后随高度继续增加,低压压气机开始工作,通过调节低压级增压器,保持高压压气机进口流动条件不变,直至低压级压气机达到允许的最大工作参数状态。第二,全程双级调节计划:从地面起飞开始,按照一定的控制规律同时调节两级增压器,保持气缸进口空气流量不变,直至某高度处,其中某级增压器首先达到允许的最大工作参数状态。

由于涡轮增压器本身是流量、转速、增压比 3

变量部件,第1种调节计划实质上只是按增压比需求来规划调节,而将出现双级增压器在不同高度处流量严重不匹配的现象.此外当在高度 H_1 处的增压系统冷端压缩管路中接入低压压气机,将引起阀门等管路结构复杂化和控制系统复杂化.因此第2种调节计划是可行的.

3.2 发动机功率保持工况调节规律

由前面分析知,本文双级涡轮增压活塞发动机在设计高度内的功率保持工况下,需满足式(3) $K=1$ 的条件,同时气缸进口气流参数必满足式(1).而由不可变几何的压气机与涡轮共同工作条件可知,当涡轮处于临界状态时,其共同工作线的位置是固定的.因此系统一般无法同时满足以上两个关系式,即无法实现涡轮增压活塞发动机在不同高度处均为满功率工作.为了实现满功率,可以有以下两种调节规律.

3.2.1 控制中冷器的冷却能力

可单独调节高压级中冷器冷却比或同时调节低压级和高压级中冷器的冷却比.采用如下的中冷器部件模型

$$\begin{cases} T_{out} = T_{in} - \epsilon_{cool}(T_{in} - T_{\infty}) \\ p_{out} = p_{in}\sigma \\ \rho_{out} = p_{out}/(RT_{out}) \end{cases} \quad (4)$$

式中 σ 为中冷器总压恢复系数.

可以看到,通过调节中冷器冷却比 ϵ_{cool} ,可以定量调节气缸进口气流密度不随高度增加而下降,即空气流量 $\dot{m}_0$ 不变并满足式(1).

3.2.2 控制涡轮旁通阀的旁通量

在热端低压、高压涡轮一侧至少安排一个涡轮旁通阀.通过调节旁通量来控制涡轮功率,从而控制增压比,保持气缸进口空气流量随高度增加不减小,即增压器冷端流量 $\dot{m}_0$ 不变并满足式(1).

由于实际中控制涡轮旁通量的方式较控制中冷器冷却比的方式更易实现,本文选择了控制涡轮旁通量的调节规律.进一步,考虑到当低压、高压涡轮均设置旁通阀时,相当于给系统增加了一个设计自由度,更利于对各增压器工作点进行调节.因此选择了双涡轮旁通阀的调节规律.

由上述分析可知,对于本文低压、高压涡轮均设置了旁通阀的推进系统,要使其在功率保持高度内可靠地满功率工作,必须给定一个调节规律.其中被调参数可以是低压或高压转子转速,或是低压压气机与高压压气机单位功率之比或增压比之比.研究表明^[19],多级涡轮增压中各级增压器

的功率分配或增压比分配对整个推进系统的性能有着非常大的影响.因此本文选择的被调参数为给定低压压气机与高压压气机功率之比随高度的变化规律.同时选择的调节因素为低压、高压涡轮旁通阀的旁通量,其值可通过求解推进系统联合工作方程组得到.

3.3 发动机减功率工况调节规律

随着推进系统工作高度的增加,为保持气缸进口空气流量不减少,需不断提高增压器增压比,使得转子转速不断提高,最终达到机械转速的限制值,压气机处于最大允许状态,此时的高度就是推进系统功率保持高度 H_2 .此后为确保推进系统的安全工作,需按减功率工况工作.本文给定的减功率工况调节规律为限制低压、高压压气机的增压比,使其增压比各等于 H_2 高度处的值.

4 推进系统各部件的部件法模型

4.1 中冷器部件模型

通过冷却比 ϵ_{cool} 和总压恢复系数 σ ,建立进出口参数间的联系,如式(4)所示.

4.2 压气机部件模型

压气机部件气动热力特性的计算采用定常方法.式(5)、式(6)定义了压气机特性关系.确定压气机工作点时由折合流量 $\dot{m}_{cor,k}$ 和增压比 π_k 查压气机特性图得到折合转速 $n_{cor,k}$ 和绝热效率 η_k .

$$n_{cor,k} = f_{k,1}(\dot{m}_{cor,k}, \pi_k) \quad (5)$$

$$\eta_k = f_{k,2}(\dot{m}_{cor,k}, \pi_k) \quad (6)$$

4.3 涡轮部件模型

尽管热端的涡轮气流比冷端的压气机气流有更强的脉冲非定常性^[20-21],但总体性能的计算通常仍采用准定常方法.Chen等^[22]的实验表明该方式有一定的准确性.因此本文涡轮性能采用准定常方法.

式(7)、式(8)定义了涡轮特性关系.确定涡轮工作点时由折合转速 $n_{cor,t}$ 和落压比 π_t 查涡轮特性图得到折合流量 $\dot{m}_{cor,t}$ 和绝热效率 η_t .本文中暂使用不含转速变量的涡轮简化特性图.

$$\dot{m}_{cor,t} = f_{t,1}(n_{cor,t}, \pi_t) \quad (7)$$

$$\eta_t = f_{t,2}(n_{cor,t}, \pi_t) \quad (8)$$

4.4 燃气合流器模型

合流器将涡轮部件出口燃气和该涡轮的旁通燃气再次掺混.根据合流器进出口燃气流的流量、能量、动量守恒方程^[23],建立合流器模型为

$$\begin{cases} A_m = A_t + A_b \\ \dot{m}_m = \dot{m}_t + \dot{m}_b \\ \dot{m}_m c_{p,g} T_m = \dot{m}_t c_{p,g} T_t + \dot{m}_b c_{p,g} T_b \\ \dot{m}_m a_{cr,m} z(\lambda_m) = \dot{m}_t a_{cr,t} z(\lambda_t) + \dot{m}_b a_{cr,b} z(\lambda_b) \\ p_m A_{cr,m} f(\lambda_m) = p_t A_{cr,t} f(\lambda_t) + p_b A_{cr,b} f(\lambda_b) \end{cases} \quad (9)$$

其中 A 为管道横截面积, λ 为速度系数, $f(\lambda)$ 是气动函数, $c_{p,g}$ 为燃气比定压热容, a_{cr} 为当地临界声速. 下标 b 表示旁通燃气流, t 表示涡轮出口燃气流, m 表示合流器出口掺混流.

4.5 活塞发动机模型

根据活塞发动机地面特性图建立了其简单的空中性能模型. 首先, 式(10)定义了活塞发动机地面特性关系, 由其相应的地面特性图(图 2)查得一定转速和油门杆位置下的活塞发动机地面有效功率 $N_{e,r}$ 、地面耗油率 $S_{fc,r}$, 以此功率状态作为参考状态. 再根据国际标准^[18]给出的内燃机功率修正关系式(2)、式(3)以及耗油率修正关系式(11), 得到活塞发动机在一定高度下该功率状态下的空中有效功率 $N_{e,x}$ 和空中耗油率 $S_{fc,x}$. 进一步根据定义、流量方程、能量方程和活塞发动机流量关系式(1)建立活塞发动机排气歧管出口处气流参数关系式(12).

$$N_{e,r} = f_n(n, t) \quad (10)$$

$$S_{fc,r} = f_{sf,r}(n, t) \quad (11)$$

$$S_{fc,x}/S_{fc,r} = K/L$$

$$\begin{cases} \dot{m}_t = N_{e,x} \cdot S_{fc,x} / 3600 \\ \dot{m}_{out} = \dot{m}_0 + \dot{m}_t \\ \dot{m}_{out} c_{p,g} T_{out} = \dot{m}_0 c_p T_{in} + (1 - \alpha_c) \dot{m}_t H_u \eta_{comb} - N_t \\ p_{out} = 120 \dot{m}_{out} R_g T_{out} \cdot \sigma_p / (V_h n) \end{cases} \quad (12)$$

式(10)~式(12)中, t 代表发动机油门杆位置, K 与 L 的含义见式(2)和式(3), c_p 为空气比定压热容(单位为 $J/(kg \cdot K)$), η_{comb} 为燃烧效率, H_u 为燃料低热值(单位为 J/kg), α_c 为热量损失量及气缸冷却量占燃烧放热量的比率, σ_p 为考虑排气歧管出口脉冲气流对循环平均有效压力影响的修正系数.

4.6 螺旋桨模型

式(14)定义了螺旋桨特性关系. 确定螺旋桨工作点时由式(13)的相对进距 λ_p 、功率系数 C_p 查螺旋桨特性图, 得到螺旋桨的推进效率 η_p 、桨距角 φ .

$$\begin{cases} \lambda_p = (V/3.6) / [(n_p/60) \cdot D] \\ C_p = N_p \cdot 1000 / [\rho_\infty \cdot (n_p/60)^3 \cdot D^5] \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \eta_p = f_{p,1}(\lambda_p, C_p) \\ \varphi_p = f_{p,1}(\lambda_p, C_p) \end{cases} \quad (14)$$

式中 V 为飞行速度(单位为 km/h), n_p 为螺旋桨转速(单位为 r/min), N_p 为螺旋桨功率(单位为 kW), D 为螺旋桨直径(单位为 m).

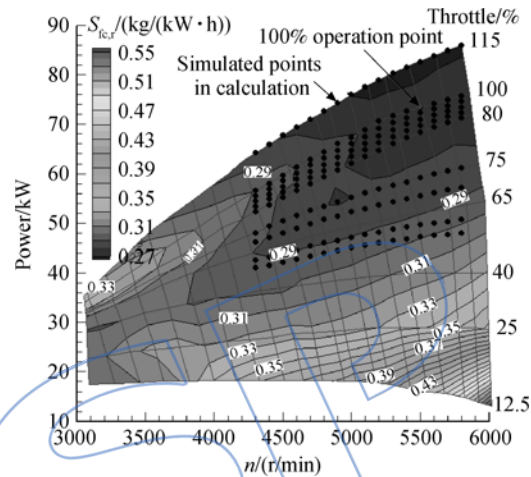


图 2 Rotax 914 活塞发动机地面特性图

Fig. 2 Ground performance of reciprocating engine Rotax 914

5 双级涡轮增压推进系统联合工作方程组

双级增压的推进系统应当至少配置空中可变速距螺旋桨, 或者配置恒速桨. 当活塞发动机的转速和功率在一定范围内变化时, 可以通过改变螺旋桨桨距而完全吸收发动机输出的功率. 因此从确定推进系统共同工作点的过程来看, 发动机和螺旋桨的任一工作点的求解是可以解耦的, 即在推进系统联合工作方程组求解中可以不把螺旋桨部件的特性和增压发动机的特性同步求解出, 而是在得到了发动机特性后再求解螺旋桨桨距及其特性工作点.

对于图 1 的双级涡轮增压活塞发动机, 从气流进入进气管到流出排气管沿程经过各部件时热力学参数的变化看(参见图 3, 图中各总压 p 、总温 T 的下标表示该位置处的相应值), 要确定系统的工作点则需要解出以下 7 个变量: 增压器冷端流量 $\dot{m}_0$ 、低压气机增压比 π_{kl} 、高压气机增压比 π_{kh} 、高压涡轮旁通量 β_{th} 、低压涡轮旁通量 β_{tl} 、高压涡轮膨胀比 π_{th} 、低压涡轮膨胀比 π_{tl} . 诸变量的值应该

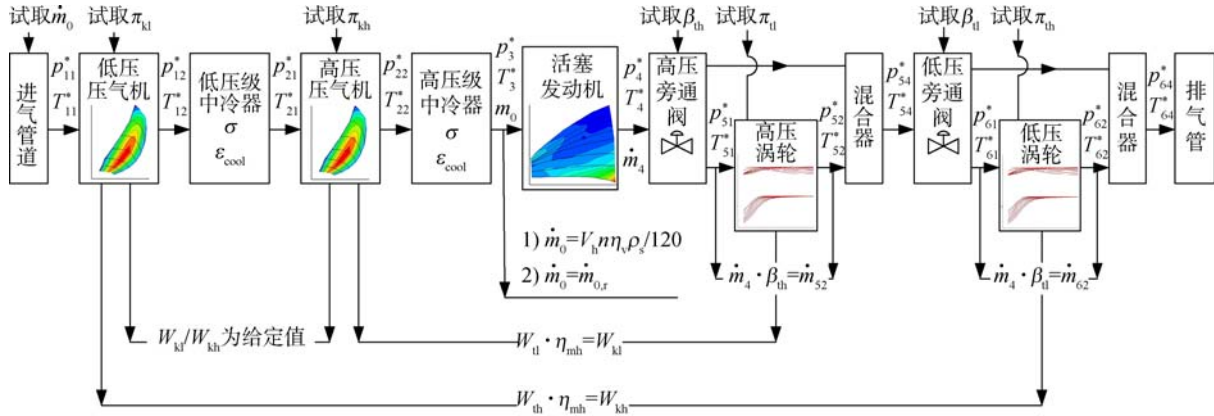


图3 确定双级涡轮增压活塞发动机共同工作点的部件法示意图

Fig. 3 Schematic diagram of components level mathematical model of two-stage turbocharging reciprocating engine

使部件之间满足物理量平衡. 据此, 本文给出了双级涡轮增压活塞发动机系统联合工作方程组, 表示为增压器与活塞发动机联合工作的流量平衡条件

$$\dot{m}_0 = V_h n \eta_v \rho_s / (120 R T_s) \quad (15)$$

活塞发动机功率保持条件

$$\begin{cases} \dot{m}_0 = \dot{m}_{0,r} & H \leq H_2 \text{ 功率保持条件} \\ \text{无流量限制} & H > H_2 \text{ 减功率调节规律} \end{cases} \quad (16)$$

低压与高压压气机功率比调节规律

$$\begin{cases} W_{kl} / W_{kh} = \gamma & H \leq H_2 \\ \pi_{kl} = \pi_{kl, H_2}, \pi_{kh} = \pi_{kh, H_2} & H > H_2 \end{cases} \quad (17)$$

低压压气机涡轮功率平衡

$$W_{kl} = W_{tl} \cdot \eta_{tl} \quad (18)$$

高压压气机涡轮功率平衡

$$W_{kh} = W_{th} \cdot \eta_{th} \quad (19)$$

低压涡轮出口、进口流量平衡

$$\dot{m}_{62} = \dot{m}_{54} \cdot \beta_{tl} \quad (20)$$

高压涡轮出口、进口流量平衡

$$\dot{m}_{52} = \dot{m}_4 \cdot \beta_{th} \quad (21)$$

式(16)~式(25)确定7个未知变量, 故方程组封闭. 式(20)和式(21)中 $\dot{m}_4$, $\dot{m}_{52}$, $\dot{m}_{54}$ 的意义可参见图3.

6 联合工作方程组的求解

联合工作方程组的求解中, 功率保持工况与减功率工况下的求解方法相同, 有所不同的是调节规律. 下面先看功率保持工况的求解. 首先, 按照来流从进气管到排气管流经各部件的气动热力流程, 根据上述7个变量的试取值, 用式(4)~式(14)的模型, 依次求出各个部件的特性工作点与进出口气流参数. 然后, 检查各个部件的特性工作

点对应的流量、功率(也可含转速)物理量是否满足反映物理量平衡的系统联合工作方程组式(15)~式(21). 不满足时, 根据联合工作方程组的迭代下降法方程组 $\mathbf{F}(\mathbf{X}) = \mathbf{0}$ 的残差向量的大小, 修正7个变量的试取值 $\mathbf{X}$, 见式(22), 直到残差为 $\mathbf{0}$ 为止. 减功率工况时不同的是对应于式(16)~式(17)的 $H \leq H_2$ 情形的残差分量式(25)~式(26)消失, 因此 $\mathbf{X}$ 减为5维.

本文采用 Newton 法来迭代下降方程组 $\mathbf{F}(\mathbf{X}) = \mathbf{0}$ 的残差向量

$$\mathbf{X} = (\dot{m}_0, \pi_{kl}, \pi_{kh}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \pi_{th}, \pi_{tl})^T \quad (22)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{X}) = (f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6, f_7)^T = \mathbf{0} \quad (23)$$

$$f_1(\mathbf{X}) = 1 - \frac{V_h n \eta_v \rho_s}{120 \dot{m}_0} \quad (24)$$

$$f_2(\mathbf{X}) = 1 - \frac{\dot{m}_{0,r}}{\dot{m}_0} \quad (25)$$

$$f_3(\mathbf{X}) = 1 - \frac{\gamma}{W_{kl} / W_{kh}} \quad (26)$$

$$f_4(\mathbf{X}) = 1 - \frac{W_{tl} \cdot \eta_{tl}}{W_{kl}} \quad (27)$$

$$f_5(\mathbf{X}) = 1 - \frac{W_{th} \cdot \eta_{th}}{W_{kh}} \quad (28)$$

$$f_6(\mathbf{X}) = 1 - \frac{\dot{m}_4 \cdot \beta_{th}}{\dot{m}_{52}} \quad (29)$$

$$f_7(\mathbf{X}) = 1 - \frac{\dot{m}_{54} \cdot \beta_{tl}}{\dot{m}_{62}} \quad (30)$$

残差分量式(24)~式(30)分别对应于方程组的式(15)~式(21). 迭代下降的公式为

$$\begin{cases} \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^k \Delta \mathbf{X} = -\mathbf{F}(\mathbf{X}^k) \\ \mathbf{X}^{k+1} = \mathbf{X}^k + \Delta \mathbf{X} \end{cases} \quad (31)$$

其中 7×7 阶 Jacobi 矩阵 $\left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^k$ 采用当地数值试

探的方法确定,直到矢量 $F(\mathbf{X}^k)$ 的二范数小于 ϵ 时停止迭代. Newton 法的收敛速度是 2 阶的,计算表明当初值在精确解附近时,迭代 5~6 步就可收敛到精确解,从而确定推进系统共同工作点的参数.

7 推进系统高度-速度-转速-油门杆四维自变量的飞行特性

用上述方法在高度-速度-转速-油门杆四维自变量空间中进行了推进系统飞行特性计算. 由于在不同功率状态下,即发动机某转速和某油门杆位置下,推进系统的高度-速度特性类似,因此下面只介绍最大连续功率状态下的特性,即发动机转速为 5 500 r/min,油门杆位置为 100%,高度为 $H_0 \sim H_3$,速度为 0~250 km/h.

推进系统的高度-速度特性和各部件间连接管道的损失密切相关,本文给定的管道总压恢复系数 σ 随高度的变化如表 1:在 H_2 高度以下随高度不变或线性下降, H_2 高度以上不变. 所取各管道的总压恢复系数都并不很高.

表 1 管道总压恢复系数

Table 1 Pipeline total pressure recovery coefficients

管道	σ	
	H_1	H_2
进气道	0.97	0.97
低压压气机排气管道	0.93	0.93
低压级中冷器进气管道	0.95	0.94
高压压气机进气管道	0.95	0.94
高压压气机排气管道	0.95	0.93
高压级中冷器进气管道	0.94	0.93
发动机进气歧管	1.0	1.0
发动机排气歧管	0.96	0.96
高压涡轮进气段	0.96	0.96
高压涡轮排气段	0.96	0.96
低压涡轮进气段	0.96	0.96
低压涡轮排气段	1.00	1.00

7.1 压气机功率比对双级增压系统冷端的影响

图 4 示出本文拟定的 3 种压气机功率比 (W_{kl}/W_{kh}) 的调节计划. 基于这 3 种计划的高度特性表明,在 12.5 km 以下,随高度 (H) 增加 2 个级的增压比都增大,但低压级增压比增加得快(如图 5 所示,为便于对比,图 5 中 Case 2 情况下 2

级增压比的值为其横坐标上数值减 2.5, Case 3 情况下的值为其横坐标上数值减 5.0),这是由于总温升高使第 2 次压缩更加困难所致. 计划 1 (Case 1) 在约 6 km 处 2 级增压比达到相等. 在高度大于 12.5 km 后,2 级的增压比或即功率保持不变.

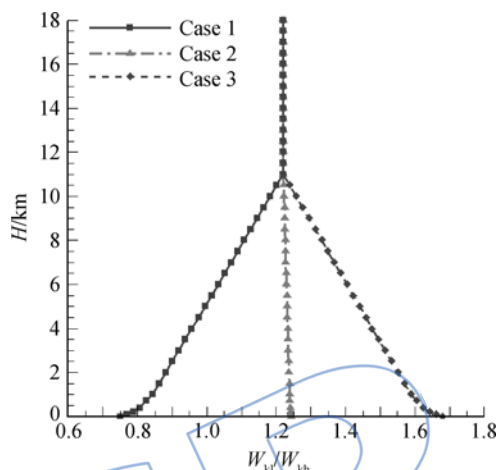


图 4 3 种给定的压气机功率比

Fig. 4 Three cases of prescribed compressor power ratio

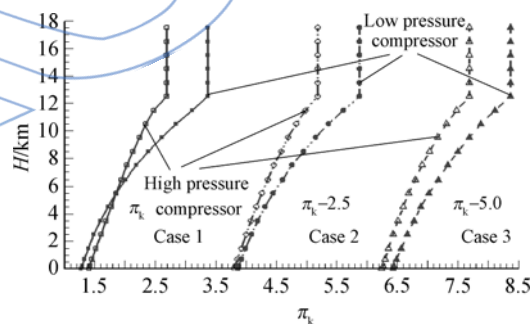
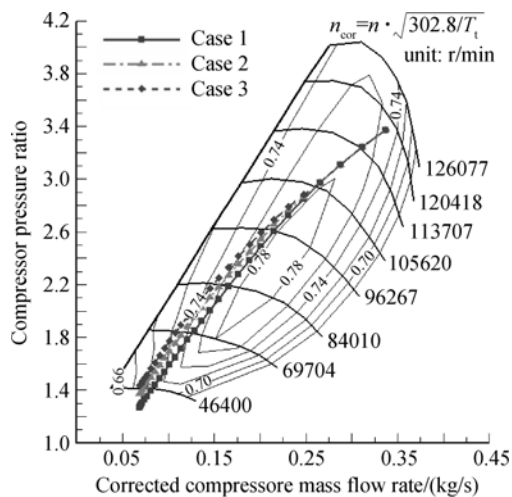


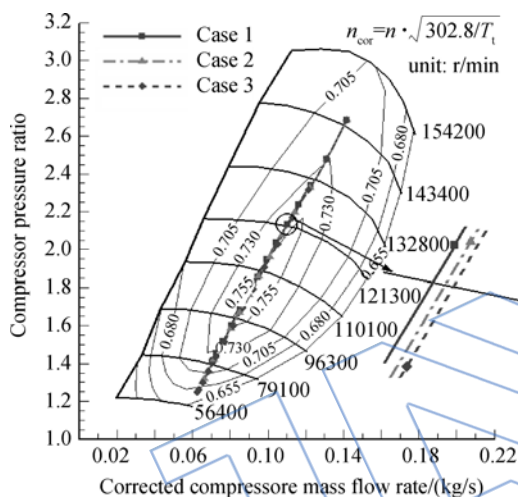
图 5 由 3 种功率比对应的增压比随高度的变化规律

Fig. 5 Altitude characteristics of pressure ratios for three cases of prescribed power ratio

图 6 为在 3 种压气机功率比调节计划下,压气机特性图中工作点位置的高度特性. 随高度增加,工作点位置向右上方移动. 又可见,压气机的功率比对各级增压器的共同工作线均有一定影响,特别对低压级的工作线有较大影响. 对于低压压气机,推进系统在某高度保持功率时,因为折合流量为定值,当低压级分配到的功率减小,则其增压比减小,工作点下移,则工作线向远离喘振边界方向移动. 功率比对高压级工作线的影响则非常小,在一定高度处,随着高压级分配到的功率增加,工作点向折合流量和增压比均增大的方向移动. 同时看到,高压级工作线通过其高效区,说明



(a) 低压压气机



(b) 高压压气机

图6 随高度和功率比变化压气机特性工作点的变化
Fig. 6 Operating point variations on compressor maps with altitude and power ratio

该高压级与系统匹配得较好。

7.2 活塞发动机的高度特性

由于不同功率比调节计划下各部件及推进系统的高度-速度特性类似,故下面仅介绍计划2 (Case 2)的情况。由前所述,随着高度的增加,增压器转速和增压比不断增高,在功率保持高度处增压器转速达到限制值。特性计算结果如图7所示,在高度为12.5 km时高压转子机械转速首先达到限制值130 000 r/min,故本推进系统实际的功率保持高度可达12.5 km(图8)。此后随高度进一步增加,发动机实行减功率调节,气缸空气流量迅速下降,发动机输出功率迅速减少,在18 km时输出功率下降到约36%的地面满功率。发动机的单位功率耗油率在功率保持高度内基本不变,此后随高度增加单位功率耗油率迅速增加。

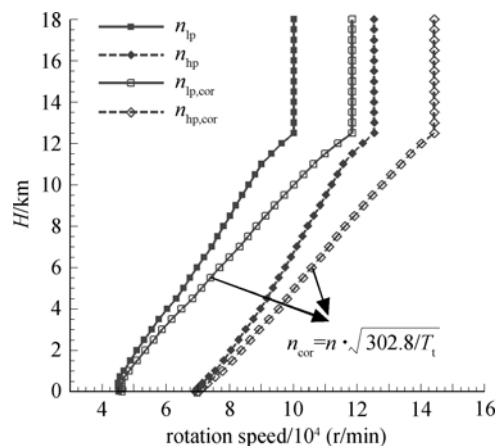


图7 压气机机械转速及相似转速的高度特性

Fig. 7 Altitude characteristics of rotation speeds and similar rotation speeds of compressors

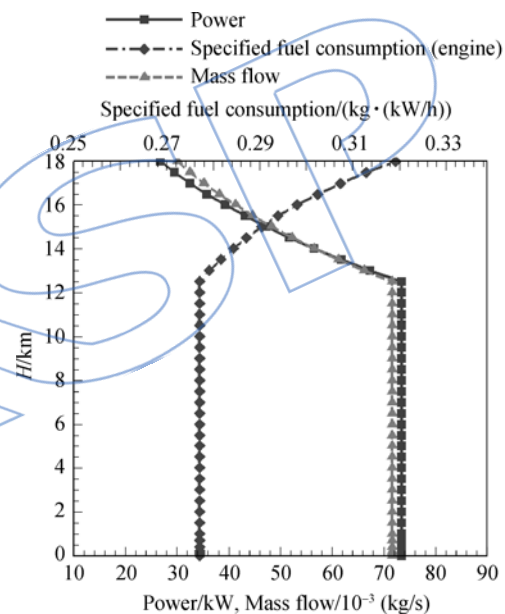


图8 发动机功率、单位功率耗油率的高度特性

Fig. 8 Altitude characteristics of engine power and specified power fuel consumption

7.3 双级涡轮增压系统的高度特性

压气机增压比随高度的变化规律见图5。涡轮落压比和涡轮旁通量随高度的变化规律见图9。计算显示,各级涡轮旁通量在功率保持高度内随高度的增加不断减小,因为涡轮需要满足压气机功率持续增加的需求。并注意到,系统所有控制量中的热端的高压和低压涡轮旁通量是按照系统联合工作方程组的物理约束而求出的,而非直接设计给定的。图10、图11为双级涡轮增压系统主要截面总压(p),总温(T)随高度的变化(图中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)。可以看到,在功率

保持高度内,随高度增加气缸进口总压有所下降,但由于总温也同时下降,故保证了气缸进口的气流密度不变,从而空气流量不变.低压压气机最大进口马赫数应在功率保持高度处达到,计算得到为 0.53,见图 12,此后随高度增加,虽然环境大气密度迅速降低,但由于发动机流量随之减小,使压气机进口马赫数保持不再变化.因此,本文系统在达到热力学升限 H_3 之前,各级压气机进口马赫数均不过高,压气机均可安全有效地工作.否则,应当以压气机进口马赫数达到某一临界值,使压气机效率急转直下时的高度作为推进系统的实际

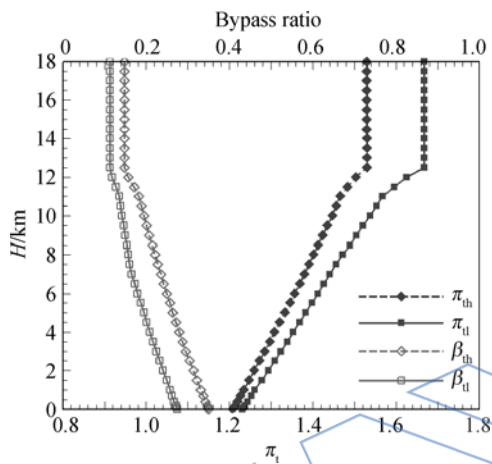


图 9 涡轮落压比、涡轮旁通量随高度变化特性

Fig. 9 Variations characteristic of turbine pressure ratio and turbine bypass ratio with altitude

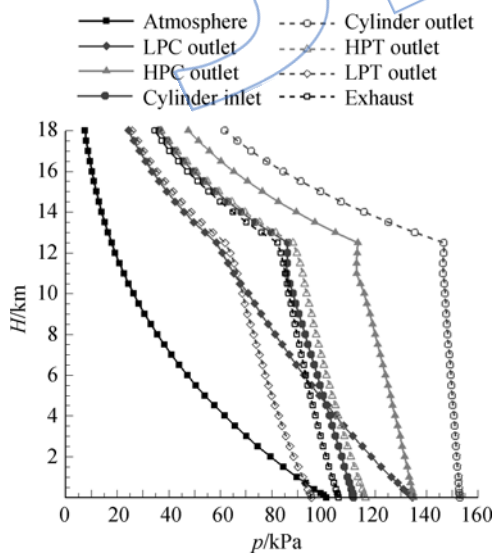


图 10 涡轮增压活塞发动机系统主要截面总压随高度变化特性

Fig. 10 Total pressure variations characteristic of turbocharging reciprocating engine system main sections with altitude

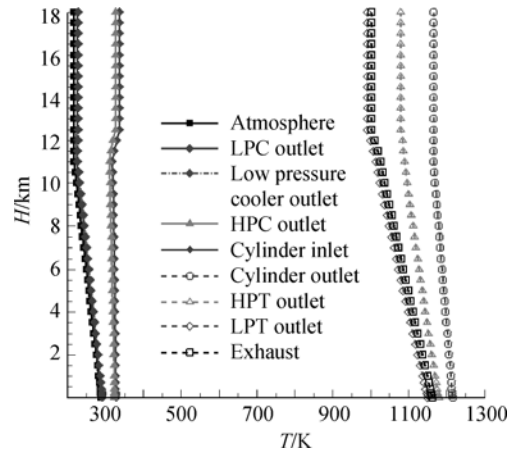


图 11 涡轮增压活塞发动机系统主要截面总温随高度变化特性

Fig. 11 Total temperature variations characteristic of turbocharging reciprocating engine system main sections with altitude

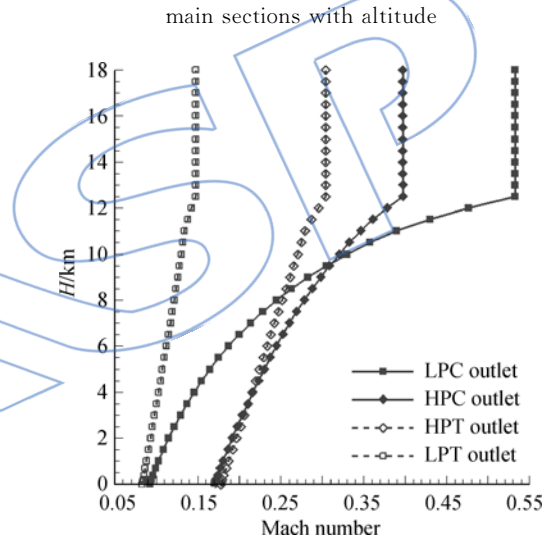


图 12 压气机进口、涡轮出口马赫数随高度变化特性

Fig. 12 Compressor inlet, turbine outlet Mach number variations characteristic with altitude

升限.对涡轮出口马赫数也应做类似的考察.

图 11 也反映了两台中冷器对减低总温的作用,体现在高度为 12.5 km 取冷却比 $\epsilon_{cool}=0.93$ 时,两级降温约为 108 K 与 102 K.本文未引入详细传热学计算模型,如何实现该换热有待进一步研究.

图 13 显示,低压、高压涡轮在整个飞行高度内均处于亚临界工况.图 14 显示,整个飞行高度内,总增压比增加的幅度明显快于总落压比增加的幅度,主要原因是发动机燃气中有足够的总温、总压能量以拖动压气机,而且各涡轮旁通量随高度增加在减小,即做功的燃气量在增加.

7.4 螺旋桨的高度-速度特性

图 15 是螺旋桨的功率系数 C_p 特性图,以及

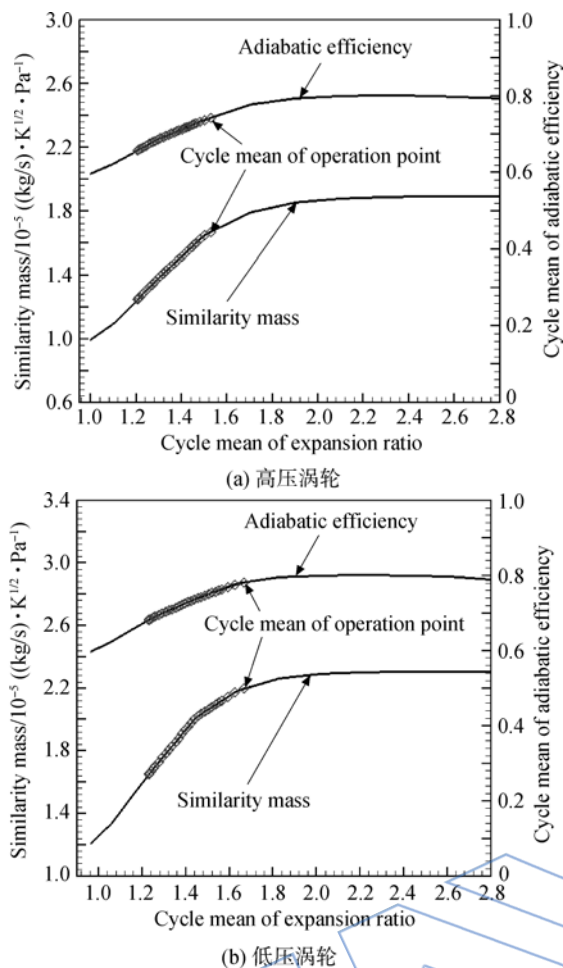


图13 涡轮工作点在涡轮特性图中随高度的变化

Fig. 13 Turbine operating point variations in turbine characteristic maps with altitude

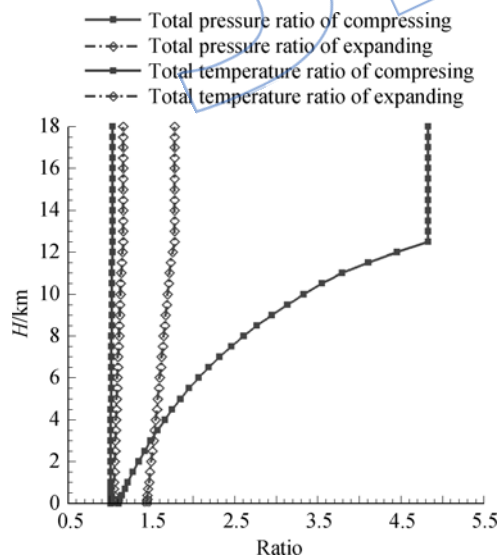


图14 涡轮增压系统总增压比、总增温比及总落压比、总落温比随高度变化特性

Fig. 14 Total pressure ratio, temperature ratio, pressure drop ratio, temperature drop ratio of the turbocharging system variation characteristic with altitude

40×26个螺旋桨工作点表达的系统推进器高度-速度特性. 在高度超过12.5 km后,螺旋桨功率系数减小,发动机输出功率迅速下降,这由推进系统实行减功率调节所致,转变高度是12.5 km. 图16是桨距角的高度-速度特性,其随高度增加也先增后降. 速度特性方面,本例选择的螺旋桨在进距比为2以下速度越高效率越高.

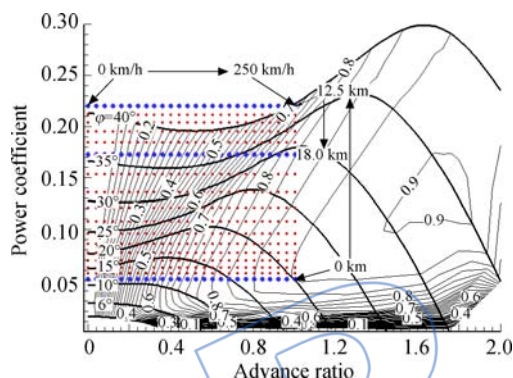


图15 螺旋桨特性图及螺旋桨工作点位置变化

Fig. 15 Propeller performance map and its operating point variation

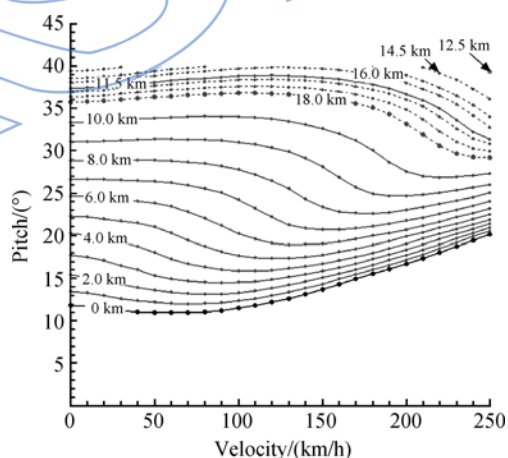


图16 螺旋桨桨距角的高度-速度特性

Fig. 16 Altitude-velocity performance of propeller pitch

7.5 双级涡轮增压推进系统的高度-速度特性

图17、图18各为发动机最大连续功率状态下,扣除发电机功率后,螺旋桨推力和推进效率的高度-速度特性. 先看推力,首先在高度特性方面,小高度处推力大于大高度处. 这因为小高度处空气密度大,使气流动量变化大,又使螺旋桨功率系数小,对应于螺旋桨推进效率高(图15). 其次在速度特性方面,小高度处推力随速度增大下降很快,大高度处推力基本不变. 由推力公式 $F = P\eta/V_\infty$ 知,这因为小高度处螺旋桨效率增加比飞行速

度增加慢,大高度处两者基本以同比例增加.再看效率,图 18 给出,高度为 12.5 km 以下,螺旋桨推进效率随高度的增加而减小,超过 12.5 km,推进效率随高度的增加反而增加.由功率系数定义式(13)知,这因为推进系统先实行功率保持调节,使功率系数增加,再实行减功率调节,使功率迅速下降,功率系数也下降所致.计算表明,本例推进系统在 10 km 高度以 230 km/h 巡航时,螺旋桨推力为 884 N,推进效率达 0.81.

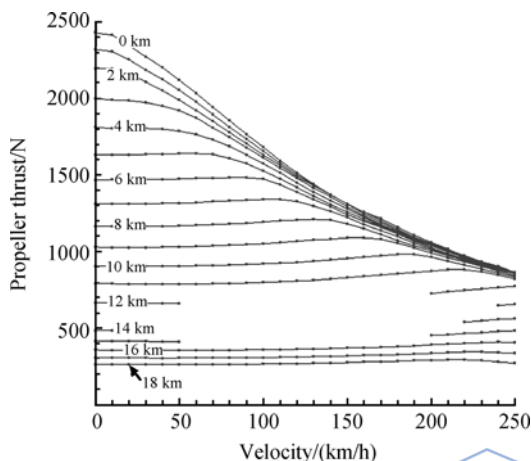


图 17 螺旋桨推力的高度-速度特性

Fig. 17 Altitude-velocity characteristic of propeller thrust

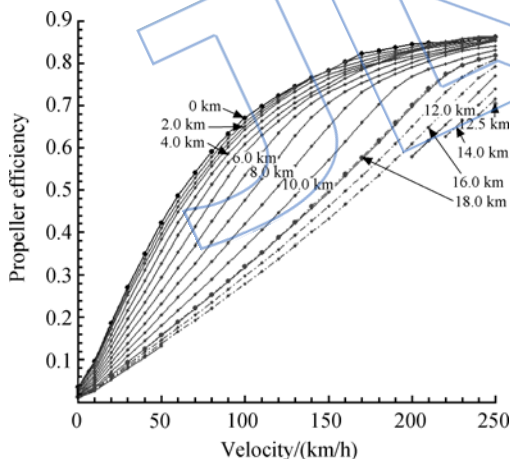


图 18 螺旋桨推进效率的高度-速度特性

Fig. 18 Altitude-velocity characteristic of propeller efficiency

图 19 是推进系统单位推力耗油率的高度-速度特性.关于高度特性,低空时,单位推力耗油率随飞行高度增加而增加,12.5 km 以上,实行减功率工作后,单位推力耗油率随高度基本不变化.关于速度特性,低空时,单位推力耗油率随飞行速度的增加而增加,高速时增加得更快.高度为 12 km 以上时,单位推力耗油率随飞行速度增加反而降

低.图 20 为推进系统总效率 η_{total} 的高度-速度特性. η_{total} 是燃烧效率、发动机热力循环效率、螺旋桨推进效率三者乘积.因功率保持高度以下热力循环效率不变,故 η_{total} 的特性与螺旋桨推进效率的特性基本一致.

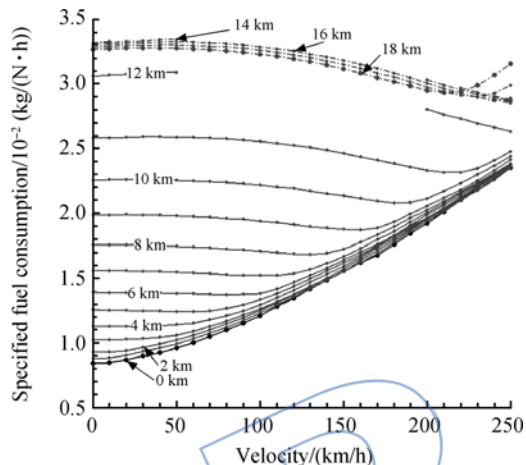


图 19 推进系统单位推力耗油率的高度-速度特性

Fig. 19 Altitude-velocity characteristic of specified fuel consumption of propulsion system

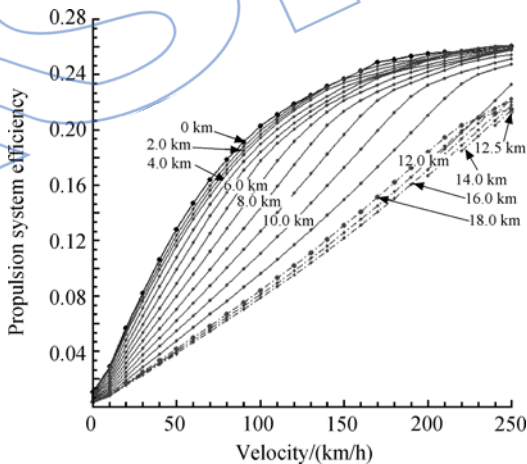


图 20 推进系统总效率的高度-速度特性

Fig. 20 Altitude-velocity characteristic of total efficiency of propulsion system

图 16~图 20 的高度-速度特性图都存在一个空白区域或称为“天窗”.其物理意义是该区域内推进系统的螺旋桨与发动机功率不匹配.在本文算例中具体为,在超过 40° 的大桨距角下,螺旋桨仍然吸收不掉发动机最大连续功率状态下的输出功率.本文认为飞行特性计算应该有这类给出不匹配状态或禁飞状态的功能.实际中处理“天窗”的方法很多,例如在本例中,可以减小发动机油门杆角度,或换装更高负荷的螺旋桨,或从图 17 中高飞行速度区域绕过“天窗”而继续爬升等.

8 结 论

引用燃气涡轮发动机的总体特性计算的部件法数学模型的原理,研究了航空双级涡轮增压活塞螺旋桨推进系统的特性计算方法.使用特性图与代数方程组建立部件模型,给出了该类推进系统的联合工作方程组,得出了推进系统的高度-速度特性.结果表明:

1) 采用具有2阶收敛速度的Newton法求解联合工作方程组,本特性计算方法收敛性很好,一个工况点迭代5~6次即可收敛.

2) 采用两个旁通阀的系统可以满足该类推进系统的设计点目标,可对增压器非设计工作点进行有效的调节.推进系统的高度-速度特性中有可能存在发动机和螺旋桨功率不匹配的区域.

3) 压气机功率比可作为方便有效的被调参数,其可由实测增压比和转速计算出.不同的压气机功率比调节规律对低压压气机-涡轮共同工作线影响较大,而对高压级工作线影响非常小.

4) 本特性计算方法可以方便地推广到更复杂的航空多级涡轮增压系统中,仅反映各部件之间实际连接方式的推进系统联合工作方程组有所变化.当然,此时控制规律及其对推进系统特性的影响将更复杂.

参考文献:

- [1] Bents D J, Mockler T, Maldonado J. Propulsion selection for 85 kft remotely piloted atmospheric science aircraft [R]. NASA TM-107302, 1996.
- [2] Wilkinson R E, Benway R B. Liquid cooled turbocharged propulsion system for hale application [R]. ASME Paper 91-GT-399, 1991.
- [3] Harp J. Turbocharger system developmental and propulsion system testing [R]. TMS Report No. SR-36, 1994.
- [4] Rodgers C. Turbocharging a high altitude UAV C I engine [R]. AIAA 2001-3970, 2001.
- [5] Korakianitis T, Sadoi T. Turbocharger design effects on gasoline engine performance [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(3): 525-530.
- [6] Loth J L, Morris G J, Metlapalli P B. Staged turbocharging for high altitude IC engines [R]. AIAA 1997-3970, 1997.
- [7] Metlapalli P K. Three-staged turbocharger modeling with passive control system [D]. Morgantown: West Virginia University, 1996.
- [8] Lee B. Dual-stage boosting systems: modeling of configurations, marching and boost control options [D]. Ann Arbor: University of Michigan, 2009.
- [9] 单鹏, 朱德轩, 陈小龙, 等. 航空双级涡轮增压器系统的基本模型 [J]. 工程热物理学报, 2009, 30(7): 1119-1124. SHAN Peng, ZHU Dexuan, CHEN Xiaolong, et al. Essential model for cycle design and altitude performance analysis of the two-stage turbocharging system of gasoline aero-engines [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(7): 1119-1124. (in Chinese)
- [10] 陈妍, 王洪铭. 一种带涡轮增压器的活塞发动机调节及其特性 [J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(1): 16-19. CHEN Yan, WANG Hongming. Control and performance of a turbosupercharged piston engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(1): 16-19. (in Chinese)
- [11] 王艳华, 李云清, 陈小龙, 等. 轻型航空发动机二级涡轮增压匹配模拟 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1099-1103. WANG Yanhua, LI Yunqing, CHEN Xiaolong, et al. Two-stage turbocharging matching of light aero-engine at high altitude [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1099-1103. (in Chinese)
- [12] 胡延领, 徐斌, 杨世春. 基于螺旋桨特性的活塞发动机涡轮废气阀的调节 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1814-1818. HU Yanling, XU Bin, YANG Shichun. Regulating turbine exhaust valve about piston engine based on analyzing propeller [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1814-1818. (in Chinese)
- [13] 徐斌, 夏绍军, 杨世春, 等. 航空活塞发动机两级增压匹配方法 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 496-500. XU Bin, XIA Shaojun, YANG Shichun, et al. Matching of two-stage supercharging aircraft piston engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 496-500. (in Chinese)
- [14] McKinney J S. Simulation of turbofan engine: Part I description of method and balancing technique [R]. Ohio: Air Force Aero Propulsion Laboratory, AD-825197, 1967.
- [15] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG: a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engine [R]. NASN TN D-6552, 1972.
- [16] Fishbach L H, Koenig R W. GENENG II: a program for calculating design and off-design performance of two- and three-spool turbofans with as many as three nozzles [R]. NASA TN D-6553, 1972.
- [17] James F S, Carl J D. DYNGEN: a Program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines [R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [18] Standards Policy and Strategy Committee. BS ISO 3046-1: 2002, reciprocating internal combustion engines-performance; Part 1 declarations of power, fuel and lubricating oil consumptions, and test methods; additional requirements for engines for general use [S]. London: Standards Policy and Strategy Committee, 2002.
- [19] 蒋德明. 内燃机的涡轮增压 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1986.
- [20] Ehrlich D A. Characterization of unsteady on-engine turbocharger turbine performance [D]. West Lafayette: Purdue University, 1998.
- [21] Hu X. An advanced turbocharger model for the internal combustion engine [D]. West Lafayette: Purdue University, 2000.
- [22] Chen H, Hakeem I, Martinez-Botas R F. Modelling of a turbocharger turbine under pulsating inlet conditions [J]. IMechE, 1996, 201(5): 397-408.
- [23] 潘锦珊, 单鹏, 刘火星, 等. 气体动力学基础 [M]. 修订本. 北京: 国防工业出版社, 2012.