

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220197-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220197

第二动力系统建模及性能分析

袁昌坤^{1,2}, 刘 娇³, 刘火星^{1,2}, 周志鸿^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206;
3. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 为分析飞机第二动力系统的整体工作特性, 采用部件级建模方法和多种群遗传算法对包含辅助动力装置(APU)、引气管路和空气涡轮起动机(ATS)在内的第二动力系统进行稳态建模。利用参考数据对比验证了仿真模型的可靠性, 仿真结果误差小于 3.5%。仿真计算得到引气管路的损失特性和 APU、ATS 的工作特性, 针对整体系统开展仿真分析得到系统的温度特性、高度-速度特性、负载特性, 结果表明引气管路的效率会随引气参数发生显著变化, 第二动力系统各部件工作存在耦合关系, 系统的当量功率等总体性能参数随高度增加而衰减, 系统效率随飞行速度的增加而下降, 研究结论为先进第二动力系统设计提供参考。

关 键 词: 辅助动力装置; 空气涡轮起动机; 模型与仿真; 部件法; 稳态特性

中图分类号: V23

文献标志码: A

Second power system modeling and performance analysis

YUAN Changkun^{1,2}, LIU Jiao³, LIU Huoxing^{1,2}, ZHOU Zhihong^{1,2}

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
Beihang University, Beijing 102206, China;
3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Shenyang 110035, China)

Abstract: In order to analyze the overall working characteristics of the second power system of aircraft, a component-level modeling method and multi-population genetic algorithm were used to model the second power system, which consisted of the auxiliary power unit (APU), exhaust pipe and air turbine starter (ATS). The reliability of the simulation model was verified by comparison with the reference data, and the error of the simulation results was less than 3.5%. The loss characteristics of the bleed air pipeline and the working characteristics of APU and ATS were obtained by simulation calculation. The temperature characteristics, altitude velocity characteristics and load characteristics of the system were obtained by simulation analysis for the whole system. The results showed that the efficiency of the bleed air pipeline changed significantly with the bleed air parameters, and there existed a coupling relationship between the components of the second power system. The overall performance parameters such as the equivalent power of the system decreased with the increase of altitude, and the efficiency of the system decreased with the increase of flight speed. The research conclusion can provide a reference for the design of advanced second power system.

收稿日期: 2022-04-09

作者简介: 袁昌坤(1998—), 男, 助理工程师, 硕士, 研究方向为第二动力系统建模仿真。

通信作者: 周志鸿(1991—), 男, 助理研究员, 博士, 研究方向为航空发动机涡轮气动设计及测试技术。E-mail: zhouzhihong@buaa.edu.cn

引用格式: 袁昌坤, 刘娇, 刘火星, 等. 第二动力系统建模及性能分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220197. YUAN Changkun, LIU Jiao, LIU Huoxing, et al. Second power system modeling and performance analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220197.

Keywords: auxiliary power unit; air turbine starter; model and simulation; components method; steady-state characteristic

第二动力系统(second power system)是飞机除主发动机外的动力装置组成的系统,它是飞机飞行保障系统中的一个组成单元,具有起动主发动机、提供环控系统所需的气源、提供液压能、提供辅助功率和应急功率等功能^[1-4]。

目前常用的第二动力系统主要由辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)、空气涡轮起动机(air turbine starter, ATS)和相连接的管路和阀等部分组成。随着航空技术的发展,出于飞行性能和安全性考虑,先进战机对辅助动力和主发动机起动能力提出了更高的要求^[5]。

国内针对第二动力系统的研究以仿真建模分析为主。赵运生等人^[6]通过分析民用飞机广泛采用的带负载压气机 APU 的结构形式和气动热力过程,采用 C++编程语言,搭建了辅助动力装置的部件级数学模型,通过与 APU 设计点性能参数对比验证了模型的准确性,进一步进行了非设计点的稳态计算,得到了该型 APU 在飞机环控模式和起动主发动机模式下的性能参数以及不同温度、海拔及负载工况下的特性。常博博等人^[7]以带负载压气机的 APU 为研究对象,建立了动态数学模型,采用牛顿-拉夫逊法求解,对典型工作点进行计算,并将仿真结果与实际试车数据进行了对比。苏三买等人^[8]介绍 APU 的结构与引气工作特点,采用部件法进行引气特性计算建模,讨论了 APU 共同工作方程和负载压气机喘振控制方法。

殷海涛等人^[9]采用粒子群优化算法(particle swarm optimization),对两款 APU 以耗油率为目标进行了多参数的优化设计,取得了有效的优化结果。计算结果表明基于粒子群优化算法的优化方法,可以在多参数、较大范围内搜索解空间并能以较快的收敛速度提供满足设计要求的最优解。胡冬等人^[10]同样使用粒子群算法对部件级 APU 模型进行求解,采用自适应加速因子和叛逆粒子对基本粒子群算法进行相应的改进。

刘然^[11]进行了带负载压气机的 APU 和 ATS 的联合仿真,但对引气管路的损失特性进行了简化,仅考虑流量对总压恢复系数的影响。刘伟等人^[12]使用建模仿真方法对航空发动机空气起动系统进行了性能匹配计算,分析了空气起动系统在飞行包线内的性能。

可以看到,现有研究多是针对 APU 等部件的单独建模仿真,少有针对包括 APU、引气管路、ATS 在内的整个第二动力系统的建模及性能分析。第二动力系统作为一个整体工作,各部件的工作特性存在相互影响,比如 ATS 工作状态、引气管路损失等因素都会影响 APU 的工作状态。因此,有必要对第二动力系统开展更全面的整体建模,分析环境条件、负载等参数对整体系统工作性能的影响规律。

1 系统建模方法

第二动力系统如图 1 所示,包括辅助动力装置、引气管路、空气涡轮起动机等部件。系统建模采用航空发动机广泛采用的部件级建模方法^[13-14],分别搭建 APU、ATS 中各部件的模型,然后通过气动、机械等共同工作的约束条件,求解各部件的工作状态。

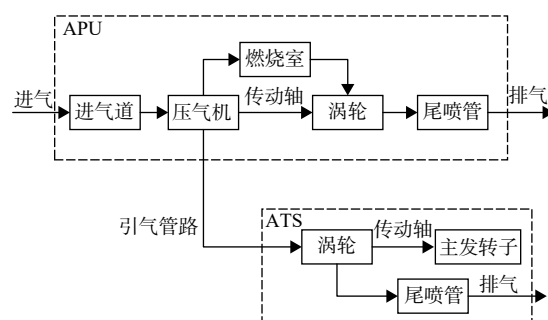


图 1 第二动力系统组成示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the second power system

1.1 辅助动力装置

辅助动力装置(APU)本质上是一台燃气涡轮发动机,一般为单转子结构,引气方式包括从动力压气机引气和负载压气机引气两种形式^[15-16]。对于动力压气机直接引气的 APU,气体由进气道进入,经由压气机增压,部分气体引出作为空气涡轮起动机的高压气源,部分气体在燃烧室燃烧进入涡轮膨胀做功为 APU 提供动力。带负载压气机 APU 的动力压气机流量全部供应燃烧室和涡轮产生动力,由负载压气机产生高压气体引气至 ATS。

1.1.1 进气道

在进气道模型中,根据环境压力温度、飞行马赫数 Ma 和进气道总压恢复系数 σ_i ,计算出进气

道出口即压气机进口的总温 T_1^* 和总压 p_1^* 。

$$T_0^* = T_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (1)$$

$$p_0^* = p_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

$$T_1^* = T_0^* \quad (3)$$

$$p_1^* = \sigma_i p_0^* \quad (4)$$

1.1.2 压气机

根据压气机换算转速 $n_{c,cor}$ 和压比 π_c , 由压气机特性线插值求得换算流量 $W_{c,cor}$ 和效率 η_c

$$\begin{cases} W_{c,cor} = f_1(n_{c,cor}, \pi_c) \\ \eta_c = f_2(n_{c,cor}, \pi_c) \end{cases} \quad (5)$$

进而求得压气机出口流量、总温和功率

$$W_{a2} = W_{c,cor} \frac{p_2^*}{101\,325} \sqrt{\frac{288}{T_2^*}} \quad (6)$$

$$T_3^* = T_2^* \left(\frac{\pi_c^{\frac{k_2-1}{k_2}} - 1}{\eta_c} + 1 \right) \quad (7)$$

$$N_c = W_{a2} (h_3 - h_2) \quad (8)$$

1.1.3 燃烧室

给定燃烧室总压恢复系数为常数, 燃烧室出口总温为迭代计算的初猜参数。燃烧室的燃烧效率 η_b 与余气系数 α 、油气比 f 、恰当反应时的空燃比 L_0 满足以下关系式^[17]:

$$\begin{aligned} \eta_b &= 1 - 0.8 \left(\frac{\dot{m}_3}{0.05 T_3^* p_3^{*1.25}} \right)^2 \left[1 + \left(1 - \frac{3.0}{\alpha} \right)^2 \right]^2 \\ &\quad (\alpha \leq 3.0) \\ \eta_b &= 1 - 0.8 \left(\frac{\dot{m}_3}{0.05 T_3^* p_3^{*1.25}} \right)^2 \left[1 + \left(1 - \frac{\alpha}{3.0} \right)^2 \right]^2 \\ &\quad (\alpha > 3.0) \end{aligned} \quad (9)$$

确定油气比 f 之后即可得到燃烧室出口的燃气的质量流量 $\dot{m}_g$:

$$\dot{m}_g = \dot{m}_a (1 + f) \quad (10)$$

1.1.4 涡轮

根据涡轮换算转速 $n_{t,cor}$ 和落压比 π_t , 由涡轮特性线插值求得换算流量 $W_{t,cor}$ 和效率 η_t

$$\begin{cases} W_{t,cor} = f_3(n_{t,cor}, \pi_t) \\ \eta_t = f_4(n_{t,cor}, \pi_t) \end{cases} \quad (11)$$

进而求得涡轮出口流量、总温和功率

$$W_{g5} = W_{t,cor} \frac{p_4^*}{101\,325} \sqrt{\frac{288}{T_4^*}} \quad (12)$$

$$T_5^* = T_4^* \left[1 - \left(1 - \pi_t^{\frac{1-k_4}{k_4}} \right) \eta_t \right] \quad (13)$$

$$N_t = W_{g4} (h_4 - h_5) \quad (14)$$

1.1.5 尾喷管

APU 采用扩散喷管, 给定排气装置的总压恢复系数:

$$p_8^* = \sigma_{nozzle} p_5^* \quad (15)$$

$$T_8^* = T_5^* \quad (16)$$

由于排气处于亚临界状态, 应膨胀到大气压力, 所以尾喷管出口静压满足下式:

$$\dot{m} = K \frac{p_8^*}{\sqrt{T_8^*}} q(\lambda_8) A_8 \quad (17)$$

$$p_8 = p_8^* \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (18)$$

1.2 引气管路

引气管路将 APU 压气机引出的高压气源引至 ATS 进口。由于 APU 与 ATS 距离较远, 引气管路曲折, 长度较长, 且存在阀门等局部损失, 造成的流动损失较大。

管路的沿程损失和阀门的局部损失与引气压力、引气温度、引气流量等参数有关。引气管路包括压气机引出管道、单向阀门、ATS 支路管道、起动控制阀门等, 本文采用一维管路及阀门流动损失模型对管路进行模拟计算, 得到引气管路的压力损失系数随引气压力、引气温度、引气流量的变化规律。

使用三维数值模拟对一维管路模型进行校验, 其中一段管路三维数值模拟模型如图 2 所示, 将一维管路损失模型的仿真结果与数值模拟结果进行对比, 如表 1 所示, 总压恢复系数的仿真误差在 0.13% 以内。

1.3 空气涡轮起动机

空气涡轮起动机本质上是一个动力涡轮, 高压气体在 ATS 涡轮中膨胀做功, 输出轴功, 带动主发动机转子起动。

空气涡轮起动机建模原理与 APU 的涡轮相同。

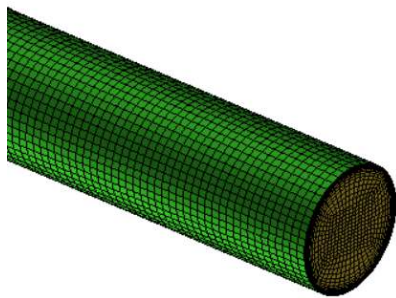


图 2 引气管路数值模拟示意图
Fig. 2 Schematic diagram of numerical simulation of bleeding pipe

表 1 引气管路模型仿真校验

Table 1 Bleed air pipeline model simulation and verification

工况	数值结果	模型结果	误差/%
1	0.995 0	0.993 7	0.13
2	0.994 9	0.993 6	0.13
3	0.994 8	0.993 6	0.12

1.4 主发动机转子

发动机转子可以看作是一种负载,在发动机起动阶段,转子受到自身惯性阻力与气动阻力两部分阻力。惯性阻力约与转速呈正比关系,而叶片等部件的气动阻力约和转速呈平方关系。其扭矩 T_{er} 与转速 n_{er} 相关:

$$T_{er} = C_1 \cdot n_{er} + C_2 \cdot n_{er}^2 \quad (19)$$

对于本研究中的涡扇发动机高压转子,取 $C_1=0.035$, $C_2=0.000\ 004\ 1$ ^[11]。

1.5 稳态共同工作条件

第二动力系统各部件的工作要遵循以下共同工作条件:

1) 质量流量连续,由涡轮特性图求得的涡轮流量 W_{g5} 应等于燃烧室出口流量 W_{g4} ,由 ATS 特性图求得的 ATS 流量 W_{ats} 应等于引气管路出口流量 W_{bleed} ;

$$\frac{W_{g4} - W_{g5}}{W_{g5}} = 0 \quad (20)$$

$$\frac{W_{bleed} - W_{ats}}{W_{ats}} = 0 \quad (21)$$

2) APU 排气出口压力 p_{g6} 和 ATS 排气出口压力 p_{ats} 应等于环境压力 p_{g8} ;

$$\frac{p_{g6} - p_{g8}}{p_{g8}} = 0 \quad (22)$$

$$\frac{p_{ats} - p_{g8}}{p_{g8}} = 0 \quad (23)$$

3) 涡轮和它所带动的压气机的物理转速相等;

4) 压气机功率 N_c 和提取的轴功率 N_{ex} 与涡轮产生功率 N_t 平衡;

$$\frac{\eta_m N_t - N_c - N_{ex}}{N_t} = 0 \quad (24)$$

对于动力压气机引气的第二动力系统,选取压气机压比、引气流量比、涡轮前总温、APU 涡轮落压比、ATS 涡轮落压比 5 个值作为初猜变量,对于负载压气机引气的第二动力系统,选取压气机压比、负载压气机压比、涡轮前总温、APU 涡轮落压比、ATS 涡轮落压比 5 个值作为初猜变量,初猜值由引气流量比变为负载压气机压比。计算涡轮流量、轴功率平衡、引气流量、APU 排气出口和 ATS 排气出口静压的残差。

1.6 迭代方法

航空发动机及辅助动力装置的稳态建模最常采用的迭代算法是牛顿-拉夫森(newton-raphson)算法,但是牛顿-拉夫森算法存在对迭代初值的选取依赖度较高的问题,如果选取初值离最终值较远,可能导致迭代不收敛。为克服牛顿-拉夫森算法的不足,有研究将粒子群和遗传等进化算法引入到非线性方程的求解中^[18],取得一些效果。粒子群算法具有初期收敛速度快、运算简单等优点,但存在计算效率偏低、收敛精度低于牛顿-拉夫森算法等问题。

遗传算法是一种借鉴生物界自然选择和进化机制发展起来的高度并行、随机、自适应的全局优化概率搜索算法^[19]。相较于牛顿-拉夫森算法,由于优化时不依赖于梯度,具有很强的鲁棒性和全局搜索能力,可用于第二动力系统的迭代求解。

针对基本遗传算法容易过早收敛的问题,本研究采用多种群遗传算法,在求解时引入多个种群(population)来同时进行优化搜索,不同的种群赋以不同的控制参数,实现不同的搜索目的。各个种群之间通过移民算子进行联系,实现多种群的协同进化。

多种群遗传算法计算过程如图 3 所示,定义单个种群规模和种群数量,对于动力压气机直接引气的 APU,将压气机压比、引气流量比、涡轮前温度、涡轮落压比、ATS 涡轮落压比 5 个初猜值作为种群个体,对于带负载压气机的 APU,初猜值由引气流量比变为负载压气机压比。

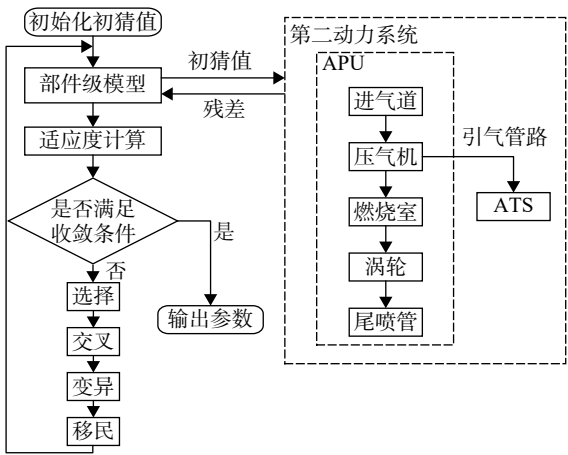


图 3 多种群遗传算法示意图

Fig. 3 Diagram of multi-island genetic algorithm

通过随机函数创建初始种群，带入第二动力系统部件级模型中计算涡轮流量、轴功率、引气流量、尾喷管出口静压、ATS 排气出口静压 5 个残差值，将残差绝对值之和作为适应度函数，计算每个个体的适应度，记录每一代适应度最高（残差之和最小）的个体。之后进行选择、交叉、变异，并移民各种群的最优个体至其他种群，以寻找全局最优解。当残差保持一定代数不再减小视为计算收敛。

1.7 性能参数

APU 引气当量功率：APU 压气机输出到引气管路的高压气体等熵膨胀至大气压力所做的功率。

$$W = \dot{m} C_p T_3^* \left[1 - \left(\frac{p_3^*}{p_8} \right)^{-\frac{k-1}{k}} \right] \quad (25)$$

ATS 功率即为 ATS 涡轮发出的功率，其定义式如式(14)所示。

系统效率为 ATS 功率与 APU 引气当量功率之比。

2 仿真结果及验证

第二动力系统公开文献中的研究对象大多为带负载压气机的辅助动力装置，选用带负载压气机的 APU 数据^[1]进行仿真结果验证，部件特性采用文献中提供的特性曲线。验证结果如表 2 所示，作为设计状态的工况 1，仿真精度在 1% 以内，工况 2 和工况 3 仿真精度在 3.5% 以内。

对于动力压气机直接引气的第二动力系统，采用某型第二动力系统参考数据进行验证，模型所用部件特性来源于实际部件特性。表 3 为 3 种工况下的 APU 涡轮前温度、排气温度、引气压力、

表 2 仿真结果验证(1)

Table 2 Verification of simulation results (1)

工况	参数	参考值	仿真值	误差/%
1	负载压气机功率/kW	209.0	210.2	0.6
	动力压气机功率/kW	620.0	616.8	0.5
	引气压力/kPa	313.0	311	0.6
	引气温度/K	458.0	455.8	0.5
	ATS 流量/(kg/s)	1.038	1.035	0.3
	ATS 功率/kW	90.0	89.9	0.1
	引气管路			
2	引气压力/kPa	299.0	300.1	0.4
	引气温度/K	473.0	468.4	1.0
	ATS 流量/(kg/s)	0.970	0.984	1.4
	ATS 功率/kW	84.0	84.91	1.1
3	引气压力/kPa	339.0	335	1.2
	引气温度/K	435.0	419.91	3.5
	ATS 流量/(kg/s)	1.14	1.15	0.9
	ATS 功率/kW	98.0	100.0	2.0

表 3 仿真结果验证(2)

Table 3 Verification of simulation results (2)

工况	参数	参考值	仿真值	误差/%
1	涡轮前温度	1.000	1.015	1.5
	排气温度	1.000	1.002	0.2
	引气压力	1.000	1.023	2.2
	引气温度	1.000	1.033	3.2
2	涡轮前温度	0.996	1.009	1.3
	排气温度	0.992	0.995	0.2
	引气压力	0.906	0.919	1.5
	引气温度	0.988	1.018 4	3.0
3	涡轮前温度	0.992	1.001	0.9
	排气温度	0.986	0.984	0.2
	引气压力	0.819	0.825	0.8
	引气温度	0.973	1.008 2	3.4

引气温度以工况 1 的参数值进行归一化处理的仿真结果，3 种工况下的仿真精度均控制在 3.5% 以内。

上述结果验证了本文建立的仿真模型的准确性，为进一步利用模型进行系统仿真分析提供了可靠保障。

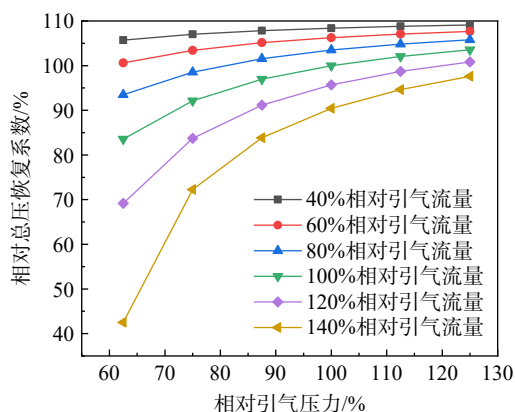
3 仿真分析

3.1 引气管路特性仿真分析

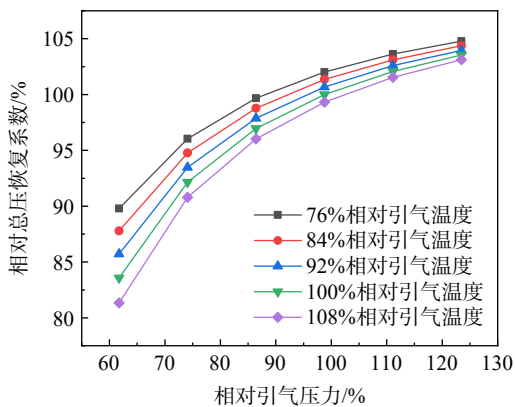
引气管路特性是管路总压恢复系数(效率)随引气流量、压力、温度的变化规律。图 4(a)为设计引气温度下，管路效率随引气压力和引气流量

的变化规律,管路的总压恢复系数随引气压力的减小而减小,随引气流量的增大而减小,140%设计引气流量,62%设计引气压力时,总压恢复系数下降至设计状态时的42%。

图4(b)为设计引气流量下管路效率的随引气压力和引气温度的变化规律,总压恢复系数随引气温度的增大而减小,108%引气温度时,总压恢复系数最低降至设计状态的81%。这主要是由于温度的升高、压力的下降都会导致气体密度的下降,为保持质量流量不变,会使引气流速增加,进而增加了引气管路的沿程损失和局部损失,导致引气的总压恢复系数下降。



(a) 管路效率随引气压力和引气流量的变化规律



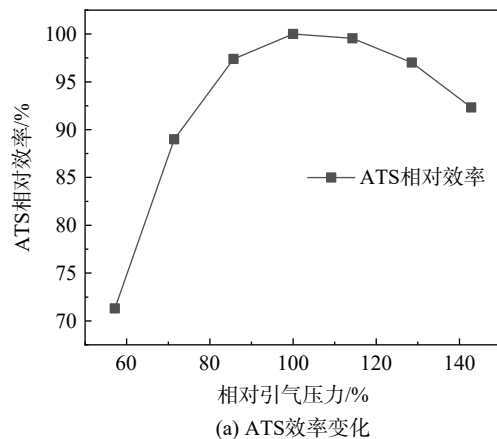
(b) 管路效率随引气压力和引气温度的变化规律

图4 引气管路损失特性

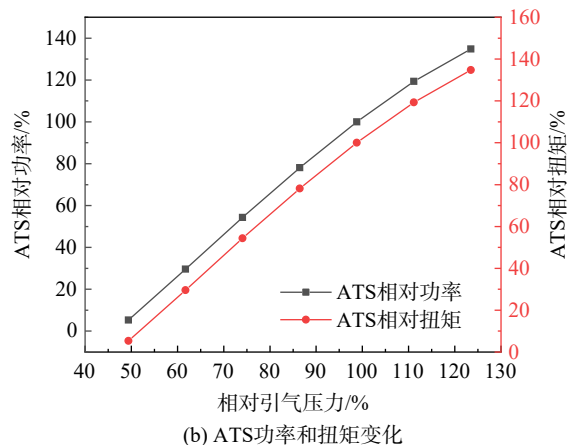
Fig. 4 Loss characteristics of bleeding pipe

3.2 ATS 仿真分析

图5为一定引气温度下,ATS效率、ATS功率和扭矩随引气压力变化的仿真结果,ATS转速设定为100%转速不变,改变引气压力。流量由ATS涡轮特性匹配得到。图5(a)纵坐标为以设计点归一化处理后的ATS效率,可以看到,在给定的引气压力范围内,ATS效率先升后降,这主要是由ATS涡轮设计参数决定的。引气压力过



(a) ATS效率变化



(b) ATS功率和扭矩变化

图5 ATS 引气压力特性

Fig. 5 ATS bleed air pressure characteristics

小时,ATS的流量较小,ATS涡轮的速度三角形偏离设计状态较远,涡轮中的叶形损失较大,随着引气压力的增大,流量增大,速度三角形接近设计状态,效率达到最高,当流量继续增大,叶形损失再次增加,同时涡轮导向器出口的马赫数进一步提高,从而使转静之间的激波系增强,涡轮通道内的激波损失、二次流损失等均会增加,导致涡轮效率进一步下降。

随着引气压力增加,ATS功率和扭矩均有所增加,由式(14)可知,ATS涡轮产生的功率与流量及涡轮进出口的焓值有关,随着引气压力增大,ATS涡轮的流量及进口焓值均增加,所以ATS输出功率增加。输出功率为转速与扭矩的乘积,转速不变时,所以ATS扭矩随功率增加而增加。

ATS作为一台单级涡轮,在不同的来流条件下有不同的流量通过能力,ATS流量随引气压力和温度的变化如图6所示。引气流量随引气温度的增大而减小,随引气压力的增大而增大。ATS涡轮在工作中处于堵塞状态,压力和温度对换算流量影响不大,由式(12)可知,换算流量计算实际

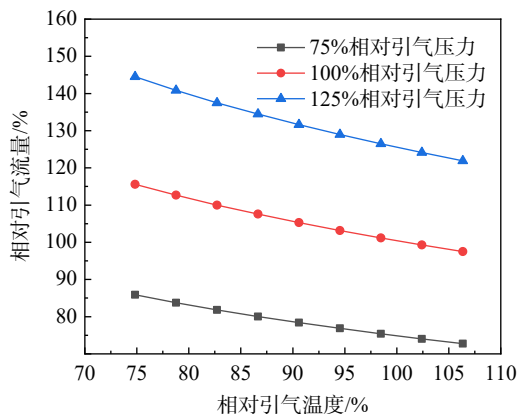


图 6 引气流量随引气压力和温度的变化

Fig. 6 Change of bleed air flow with bleed air pressure and temperature

流量时, 压力升高使得实际流量增大, 温度升高使得实际流量减小。由于 APU 和 ATS 工作时存在气动连接, APU 压气机引出气流的压力、温度会影响进入 ATS 做功的气体流量, 同时 ATS 引出流量的多少又会影响 APU 的工作状态, 两者的工作通过引气互相影响。所以对包括 APU、引气管路、ATS 在内的第二动力系统整体进行仿真较单独建模仿真 APU 更能反映实际情况。

3.3 系统整体仿真

在对引气管路和阀和 ATS 分别进行了仿真分析的基础上, 对第二动力系统进行整体仿真。仿真时, APU 采用不带负载压气机的构型, 动力压气机和涡轮特性分别给定特性线数据; 通过一维管路损失模型对引气流量、引气温度和引气压力的大量参数组合仿真得到引气管路和阀的损失特性; ATS 涡轮给定特性线数据。

3.3.1 温度特性

图 7 为环境温度对引气压力和引气温度的影响。可以看到, 在环境温度较低时, 随着环境温度的升高, 引气压力基本不变; 当环境温度较高时, 引气压力随环境温度升高而降低。而引气温度随环境温度的升高而升高。引气温度的变化主要是由于 APU 进气的总温变化导致的。而引气压力的变化主要是由于主压气机的工作点导致的。由于进气总温升高, 主压气机的换算转速降低, 因此引气压力随之发生变化。

3.3.2 进排气损失特性

图 8 为引气压力和引气温度随 APU 进气总压恢复系数的变化规律。设定 APU 排气总压恢复系数为 0.99, 大气压力为 101 325 kPa, 大气温度为 288.15 K。APU 及 ATS 给定设计转速值。

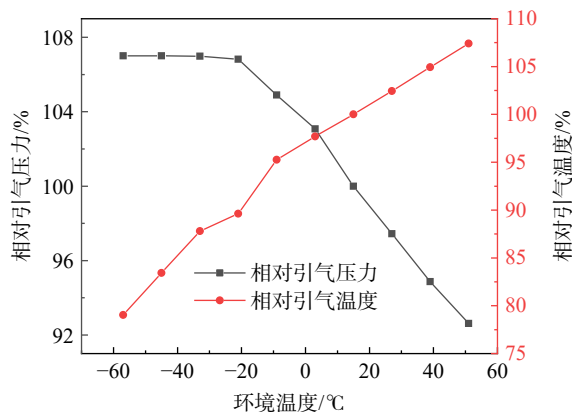


图 7 环境温度对引气压力和引气温度的影响

Fig. 7 Influence of ambient temperature on bleeding pressure and temperature

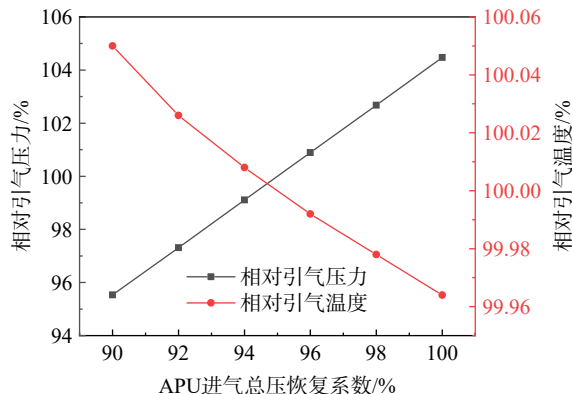


图 8 APU 进气总压恢复系数对引气压力和温度的影响

Fig. 8 Influence of APU inlet total pressure recovery coefficient on bleeding pressure and temperature

可以看到, 随着进气总压恢复系数的降低, 引气压力降低, 引气温度小幅升高。这是由于 APU 进气总压恢复系数降低时, 压气机的进气条件变差, 必须提高压气机通道的流通能力, 压气机工作点沿等转速线向堵点方向移动。导致引气的压力降低, 同时, 压气机的效率降低, 导致引气温度有小幅度的升高。但是由于引气压力降低, 即压气机的压比降低, 因此引气温度的变化程度不大。

图 9 为 APU 排气总压恢复系数对引气压力和引气温度的影响。可以看到, 随着 APU 排气总压恢复系数的降低, 引气压力有所增加, 引气温度小幅增加。由于排气总压恢复系数降低会使排气管出口的总压降低, 此时难以满足排气管出口与大气静压平衡的条件, 因此 APU 的主压气机压比有所增加。但由于 APU 的排气总压恢复系数主要影响 APU 的工作状态, 对压气机的影响较小, 因此引气压力和引气温度对 APU 排气总压恢复系数的敏感性较低。

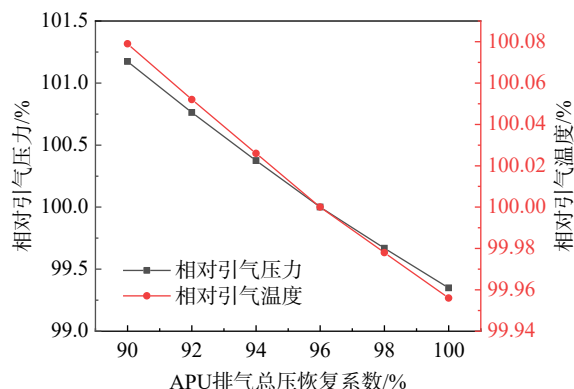


图9 APU 排气总压恢复系数对引气压力和温度的影响

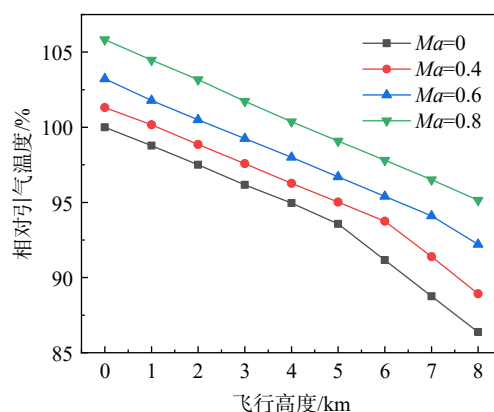
Fig. 9 Influence of APU outlet total pressure recovery coefficient on bleeding pressure and temperature

3.3.3 高度-速度特性

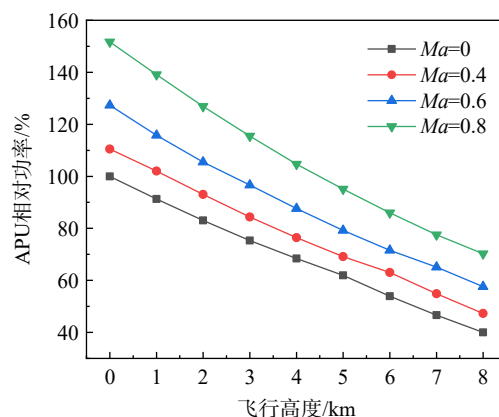
高度-速度特性是指第二动力系统的主要参数随飞行高度和飞行马赫数的变化。本文对第二动力系统在一定工作高度范围内开展整体性能仿真, APU 及 ATS 给定设计转速值。管路损失由引气压力、温度和流量通过管路模型计算确定。

图 10(a)和图 10(b)分别为引气压力和引气温度随飞行高度和速度的变化情况。由图可知,随着飞行高度增加,引气压力和引气温度降低,这是由于随着飞行高度的升高,环境压力和环境温度降低,APU 进气总温总压随之降低。随着飞行速度增加,引气压力和引气温度增大,这是由于飞行速度越快,冲压作用使得 APU 进气总温和总压越大。

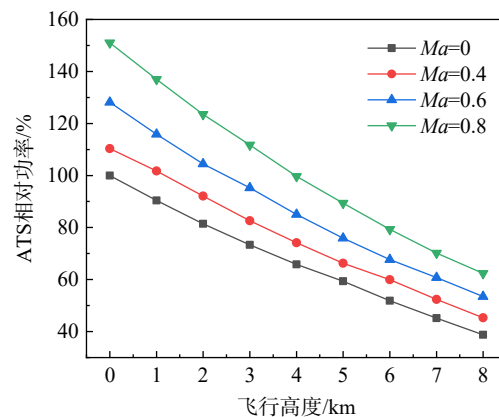
图 10(c)和图 10(d)分别为 APU 当量功率和 ATS 功率随飞行高度和速度的变化情况, APU 当量功率和 ATS 功率均是随飞行高度的增大而减小,随飞行速度的增大而增大。由 APU 当量功率的定义式可知,当量功率与引气温度和引气压力有关,引气压力和温度随高度-速度的变化共同造



(b) 引气温度变化



(c) APU功率变化



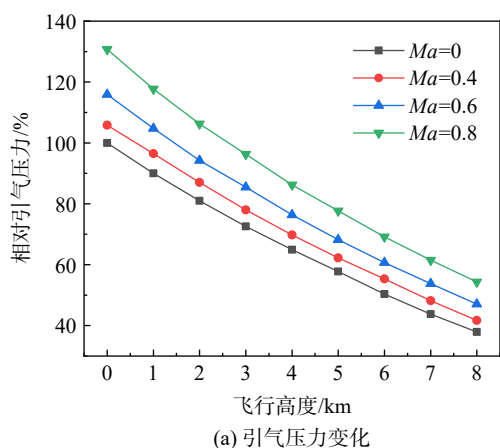
(d) ATS功率变化

图 10 高度-速度特性

Fig. 10 Altitude-speed characteristic

成了 APU 当量功率的变化趋势。

图 11 为系统效率随飞行高度-速度的变化情况,系统效率定义为 ATS 功率与 APU 引气当量功率之比。横坐标为飞行高度,纵坐标为以设计点(0 km、 $Ma=0$)系统效率归一化处理后的系统效率。由图可知,在低马赫数下,系统效率变化不大, $Ma=0.8$ 时系统效率略微减小。图 12 为某高度下 $Ma=0$ 至 $Ma=0.8$ 飞行速度的 ATS 工作点,由图可知 $Ma=0.6$ 以下 ATS 涡轮工作在特性线较为



(a) 引气压力变化

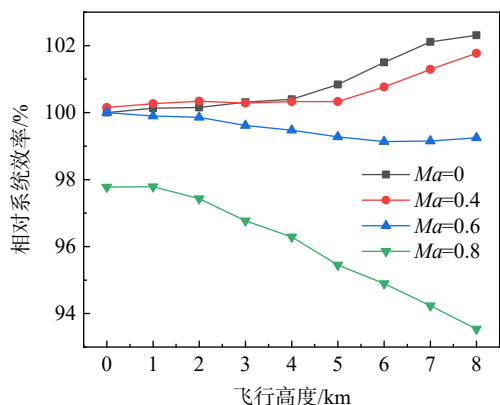


图 11 系统效率随飞行高度-速度的变化

Fig. 11 System efficiency varies with flight altitude-speed

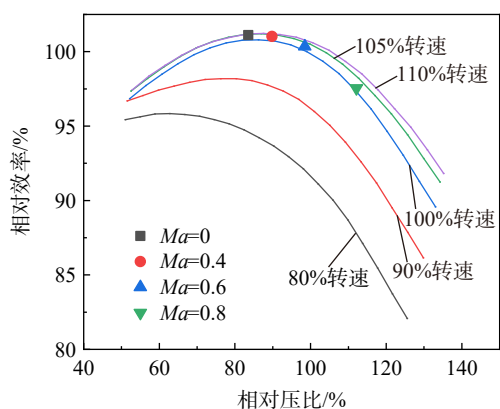


图 12 某高度下 ATS 工作点

Fig. 12 ATS operating point at a certain altitude

平坦的设计点附近, 所以效率变化不大, $Ma=0.8$ 时的工作点偏离设计点较多, 所以效率下降。

从气动的角度分析, 相同飞行高度下, APU 进口总压随飞行速度的增大而增大, 引入 ATS 的气体压力也随之增大, 造成 ATS 涡轮的落压比增大。过高的落压比会使涡轮严重偏离设计状态, 一方面涡轮速度三角形(主要是出口截面)偏离设计工况, 引入更大的叶型损失和二次流损失, 另一方面涡轮导叶出口和动叶出口的 Ma 数增加, 激波损失显著增加, 使得涡轮效率沿等转速线向下偏移。

在第二动力系统总体设计时应考虑 APU 压气机、引气管路和 ATS 涡轮的匹配特性, 经压气机增压和管路输送的高压气体应使 ATS 涡轮工作在高效率的设计点附近, 如果偏离设计点过远, 可能造成 ATS 效率过低, 输出功率不足。

3.3.4 负载特性

ATS 功率随转速增大而小幅增大, 由于功率一定时扭矩与转速成反比关系, 所以 ATS 扭矩随

转速增大而减小, 如式(19)所示, 主发动机转子的扭矩随转速的增大而增大。开始启动时 ATS 提供的扭矩大于主发动机转子需求的扭矩, ATS 和主发一起加速, 随着 ATS 扭矩的减小、主发扭矩的增大, ATS 与主发转速达到稳定, 达到当前状态下第二动力系统启动主发的最大启动转速。

不同高度-速度下的启动转速如图 13 所示, 横坐标为飞行高度, 纵坐标为进行归一化处理后的相对转速, 如图所示, 最大启动转速随飞行高度的增大而减小, 飞行高度 4 km 时的最大启动转速只有设计转速的 79%, 在高空工作时的启动性能有所衰减。

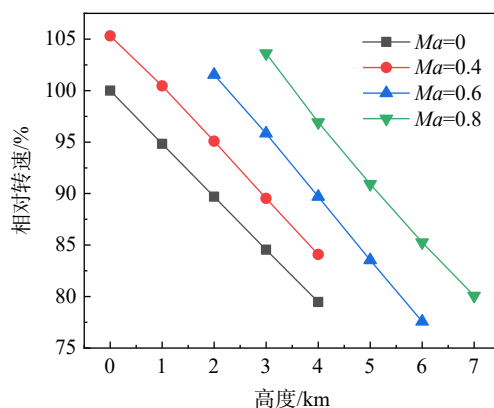


图 13 负载特性

Fig. 13 Load characteristic

4 结 论

本文通过对包含辅助动力装置(APU)、引气管路和空气涡轮起动机(ATS)在内的第二动力系统进行稳态建模与仿真分析, 获得以下结论:

1) 通过两种结构形式的第二动力系统的参考值与仿真结果的对照, 系统各参数的相对误差保持在可接受范围内, 验证了仿真程序的可靠性。

2) 引气管路效率在不同工况下会随引气压力、温度等参数发生显著变化, 与固定总压恢复系数为定值相比更能反映实际情况, 说明了将引气管路作为一个部件与 APU、ATS 进行整体仿真的必要性。

3) 第二动力系统各部件工作时存在气动上相互影响, 选取各部件参数时需要综合考虑, APU 压气机、ATS 涡轮等部件的设计点要相互匹配, 以使系统达到较好的共同工作状态。

4) 在不同高度、速度下 APU 涡轮、ATS 涡轮等部件会工作在不同的工作点, 高空工作时引

气压力、功率、效率等性能参数都有不同程度的衰减。设计时要综合考虑地面起动和空中起动性能,以获得工作包线内较好的综合性能。

参考文献:

- [1] 王浩, 杨恒辉, 卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息系统工程, 2014(4): 38-39.
WANG Hao, YANG Henghui, LU Yufang. Overview of aircraft second power system technology[J]. CC News, 2014(4): 38-39. (in Chinese)
- [2] 马强, 田宏星. 战斗机用辅助动力装置的发展[J]. 航空动力, 2019(2): 20-22.
MA Qiang, TIAN Hongxing. The development of APUs for fighters[J]. Aerospace Power, 2019(2): 20-22. (in Chinese)
- [3] CHEN Sijie, XU Zhuzheng, JIANG Haiming. Research on the architecture of auxiliary energy system for future fighter[C]//2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems. Piscataway, US: IEEE, 2016: 189-192.
- [4] 范开华. 军用飞机第二动力系统[C]//中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2002: 363-366.
FAN Kaihua. Second power system for military aircraft[C]//Proceedings of the 10th Annual conference on Control and Application of Chinese Aeronautical Society. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2002: 363-366. (in Chinese)
- [5] 唐正府, 王进, 张新非, 等. 5 代机第 2 动力系统的发展趋势分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 84-88.
TANG Zhengfu, WANG Jin, ZHANG Xinfei, et al. Analysis on development trends of second power system for the fifth generation fighters[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 84-88. (in Chinese)
- [6] 赵运生, 胡骏, 吴铁鹰, 等. 大型民用飞机辅助动力装置性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1590-1598.
ZHAO Yunsheng, HU Jun, WU Tieying, et al. Performance simulation of large civil aircraft auxiliary power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1590-1598. (in Chinese)
- [7] 常博博, 苏三买, 刘铁庚, 等. 辅助动力装置建模及数值仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2122-2127.
CHANG Bobo, SU Sanmai, LIU Tiegeng, et al. Model and numerical simulation of auxiliary power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2122-2127. (in Chinese)
- [8] 苏三买, 孙牧桥, 田宏星, 等. 飞机辅助动力装置引气特性计算方法[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 439-444.
SU Sanmai, SUN Muqiao, TIAN Hongxing, et al. Air bleeding characteristics calculation method for aircraft auxiliary power unit[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 439-444. (in Chinese)
- [9] 殷海涛, 赵运生, 胡骏. 基于粒子群优化算法的 APU 总体性能优化设计[J]. 科技信息, 2012(28): 469-471.
- [10] 胡冬, 桂先立, 蒋海明, 等. 基于新型改进粒子群算法的 APU 建模与求解[J]. 计算机仿真, 2020, 37(1): 35-39.
HU Dong, GUI Xianli, JIANG Haiming, et al. Modeling and calculating of auxiliary power unit based on newly improved particle swarm optimization[J]. Computer Simulation, 2020, 37(1): 35-39. (in Chinese)
- [11] 刘然. 辅助动力装置与空气涡轮起动机一体化建模与计算研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
LIU Ran. Research on integrated modeling and calculation of auxiliary power unit and air turbine starter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [12] 刘伟, 田宏星, 陈玉春, 等. 航空发动机空气起动系统性能匹配计算方法[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 277-284.
LIU Wei, TIAN Hongxing, CHEN Yuchun, et al. Matching performance calculation method for aero-engine air starting systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(2): 277-284. (in Chinese)
- [13] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421-424, 455-456.
TANG Hailong, ZHANG Jin. A study of object-oriented approach for aeroengine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424, 455-456. (in Chinese)
- [14] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [15] 金中平. 辅助动力装置及其标准发展综述[J]. 航空标准化与质量, 1998(4): 19-22.
JIN Zhongping. Summary of auxiliary power plant and its standard development[J]. Aeronautical Standardization and Quality, 1998(4): 19-22. (in Chinese)
- [16] 李东杰. 辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012, 23(6): 7-10.
LI Dongjie. Application status and development trend of auxiliary power unit[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 23(6): 7-10. (in Chinese)
- [17] 朱之丽. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 40-42.
ZHU Zhili. Working principle and performance of aircraft gas turbine engines[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014: 40-42. (in Chinese)
- [18] 王军, 隋岩峰. 求解航空发动机数学模型的迭代算法及其改进算法的收敛性研究[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(2): 310-314.
WANG Jun, SUI Yanfeng. Study on convergence and improvement of iteration methods in aero-engine mathematical models[J]. Journal of System Simulation, 2014, 26(2): 310-314. (in Chinese)
- [19] 雷英杰, 张善文, 李续武, 等. MATLAB 遗传算法工具箱及应用[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2005: 3-4.
LEI Yingjie, ZHANG Shanwen, LI Xuwu, et al. MATLAB genetic algorithm toolbox and its application[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2005: 3-4. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)