

民航大涵道比涡扇发动机三大特性分析

赵 军, 付尧明, 唐庆如

(中国民航飞行学院航空工程学院, 四川 广汉 618307)

摘要: 准确的稳态模型是进行航空发动机三大特性研究的基础, 采用部件特性建模方法, 建立了民航大涵道比涡扇发动机的稳态模型; 研究发现, 保持飞行高度, 马赫数不变时, 增加发动机转速时, 推力一直增加, 但到了高转速阶段, 推力的增加速度变缓; 在低转速到中转速的区间内, 燃油消耗率 (SFC) 随转速增加而降低; 在中转速到高转速区间内, SFC 随转速增加而增加; 保持飞行高度, 发动机转速不变时, 增加马赫数时, 发动机的总推力呈下降趋势, 燃油消耗率随飞行速度增加而急剧增加。保持飞行马赫数, 发动机转速不变时, 推力随着高度的增加而降低; 在 0~11 km 时, 随着高度增加 SFC 一直下降, 高度超过 11 km 后, SFC 也保持不变, 但这是不考虑雷诺数修正的情况下得到的; 低雷诺数效应会导致 11 km 以后发动机的 SFC 会有所上升。

关键词: 航空发动机; 部件特性法; 三大特性

Research of Three Major Characteristics of Civil Aviation High Bypass—Ratio Turbofan Engine

Zhao Jun, Fu Yaoming, Tang Qingru

(Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: The accurate steady—state model is the basis for the study of the three major characteristics of aero—engine. By the component characteristic modeling method, establish the steady—state model of civil aviation high Bypass—Ratio turbofan engine. The study found that When the flight altitude and Ma number remains constant, the thrust increases as the engine rotating speed increases, but at a high rotating speed, the thrust increases slowly. In the range of low rotating speed to middle rotating speed, the Specific Fuel Consumption (SFC) decreases with the increase of rotating speed; in the middle rotating speed to high rotating speed range, SFC increases with the increase of rotating speed. When the flight altitude and engine rotating speed is constant, the total thrust of the engine tends to decrease when the Ma number is increased, and the SFC increases sharply with the increase of the flight speed. When Ma number and the engine rotating speed remains constant, the thrust decreases as the height increases. At height range of 0—11Km, the SFC drops as the height increases, and the SFC remains the same after the height exceeds 11Km, but this is obtained without considering the Reynolds number correction; The low Reynolds number effect will cause the SFC of the engine to rise after 11Km.

Keywords: aero—engine; component characteristic method; three major characteristics

0 引言

随着航空发动机和燃气轮机国家重大专项的立项, 航空发动机和燃气轮机被列为国家“十三五”发展规划百个重点发展项目的首位, 民用大涵道比涡扇发动机的发展也迎来了难得的发展机遇。发动机特性定义为发动机的主要性能指标随工况变化而变化的关系曲线; 航空发动机的推力和燃油消耗率随着发动机的转速 n 、飞行速度 V 、飞行高度 H 的变化规律叫做发动机三大特性, 分别为转速特性、速度特性和高度特性。

在保持飞行高度和飞行速度不变的条件下, 发动机的推力 F 和燃油消耗率 SFC 随发动机转速 n 的变化规律, 叫做发动

机得到转速特性, 也称为节流特性。

在给定的调节规律下, 保持发动机的转速和飞行高度不变的情况下, 发动机的推力 F 和燃油消耗率 SFC 随飞行速度或马赫数的变化规律, 叫做发动机的速度特性。

在给定的调节规律下, 保持发动机的转速和飞行速度不变的情况下, 发动机的推力 F 和燃油消耗率 SFC 随飞行高度的变化规律, 叫做发动机的高度特性。

为了研究航空发动机的三大特性, 必须有良好的发动机数学模型, 以利用数学模型代替真实发动机作为研究对象进行特性分析, 以节约大量的试验经费。因此, 建立高精度的发动机数学模型对发动机控制是至关重要的^[1-2]。

发动机数学模型按其运行的实际工作范围可分为稳态模型和动态模型^[3]。发动机稳态模型能较准确的模拟发动机各种稳定工作状态, 主要用于发动机的性能计算、性能设计等。

现代航空发动机稳态建模常用的方法为部件法建模^[4-5], 由此得到的模型可以用于总体性能研究, 也可以用于发动机控制研究^[6-7]。部件法建模是根据发动各部件间的气动热力学关系建立发动机模型。部件法建模将发动机的各个部件作为单独的子系统, 每个部件子系统都有其对应的输入和输出, 而各个子系统之间通过压力平衡、流量平衡及功率平衡这三大基本原则衔接在一起形成整个发动机系统。虽然部件法建立的准一维

收稿日期: 2017-08-13; 修回日期: 2017-09-09。

基金项目: 四川省教育厅自然科学基金项目(16ZB0035); 中国民用航空飞行学院科学研究基金重点项目(ZJ2016-01)。

作者简介: 赵 军(1980-), 男, 安徽淮北人, 博士, 高级工程师, 主要从事航空发动机总体性能分析方向的研究。

付尧明(1970-), 男, 四川德阳人, 硕士, 教授, 主要从事航空发动机性能方向的研究。

唐庆如(1965-), 男, 四川德阳人, 硕士, 教授, 主要从事航空发动机控制方向的研究。

模型无法得到所有截面的参数，但是部件法模型所得到的关键位置的发动机参数对于发动机性能分析和评估有着重大意义。然而在建模过程中，部件法要求大量的部件特性数据，这些在发动机研制的初期是难以获取的^[8-9]。

大涵道比涡扇发动机在民用航空领域得到了广泛的应用^[10]，随着新技术的应用，总体性能指标越来越先进。本文利用部件特性法对 CFMI 公司的 CFM56-7B26 发动机进行稳态建模，并在此基础上进行三大特性的计算分析，需要说明的是，因为部件特性的缺乏，计算中所用的压气机和涡轮气动特性采用通用特性。

1 发动机稳态模型

利用部件特性计算发动机稳态性能的方法，是目前广泛应用的发动机稳态模型建立方法。气流参数由发动机进口沿进气道进口计算到尾喷管出口的过程为发动机整机的气动热力计算过程。根据气流在通过各个部件的流量平衡以及高低压转子时的功率平衡，可建立发动机共同工作方程组，求解该方程组，便可获得发动机当前的工作状态以及相关性能参数。

本文的研究对象为典型的民航在役双转子大涵道比分开排气涡扇发动机 CFM56-7B26，根据获取到的该型发动机的指标确定了输入参数，如表 1 所示。

表 1 CFM56-7B26 数值仿真输入

项目	数值	项目	数值
涵道比	5.1	外涵总压恢复系数	0.98
进气道总压			
恢复系数	0.98	风扇效率	0.89
风扇压比	1.336	增压级效率	0.89
增压级压比	2.208	高压压气机效率	0.85
高压压气机压比	12	燃烧室总压恢复系数	0.98
涡轮前温度	1600K	低压涡轮效率	0.86
高压涡轮效率	0.88	飞机引气量	0
功率提取	0	设计转速 N1	5175 rpm
空气流量	355.17 kg/s	设计转速 N2	14460 rpm

首先进行标准大气条件下的地面设计点性能计算，得到推力与耗油率的计算值与参考数据对比如表 2 所示，从中可以看出计算值与参考值吻合较好。

表 2 设计点性能输出

项目	参考值	计算值
推力/kN	117.35	117.05
耗油率/(kg/(DaN·h))	0.3877	0.3872

在完全膨胀的情况下，涡扇发动机的推力为： $F = q_{min}(V_g - V)(1 + B)$ ，所以影响涡扇发动机推力的因素有：流过内涵的空气流量，单位推力和涵道比 3 个。

根据燃油消耗率的定义有：

$$SFC = \frac{3600f}{(V_g - V)(1 + B)}$$

所以，影响影响涡扇发动机燃油消耗率的因素有：油气比，单位推力和涵道比 3 个。

2 发动机转速特性

CFM56-7B 发动机为双转子发动机，有高压转子转速和低

压转子转速两个值，因其制造商 GE 公司以低压转子转速进行燃油流量的调节，故而特性图中的转速也以 N_L 为横坐标进行分析。本文研究静止状态，标准天工况下发动机的性能曲线。

图 1 显示涵道比随着转速的增加而降低；发动机外涵的流量与风扇出口总压成正比，发动机内涵的流量与压气机出口总压成正比，而压气机出口总压近似等于风扇出口总压乘以增压级和高压压气机的压比，所以随着转速的增加，内涵的流量比外涵增加的幅值要大；故而涵道比一直呈现下降的趋势。图 2 给出了核心机排气速度随 N_L 变化趋势，整体上随着转速的增加 V_8 也增加；在约 92% 处曲线有一定的折转，这是因为此时马赫数已经达到 1.0，气流工作于不完全膨胀状态；图 3 示出了发动机的推力曲线，随着转速的增加，流经内涵的流量增加，发动机的单位推力增加，这些都会导致发动机推力增加；虽然此时涵道比下降对推力增加是负作用；但内涵流量和单位推力的增加为主导因素，所以推力一直增加；但到了高速阶段，约 90% 转速以后，涵道比下降的负作用愈发明显，兼有单位推力的折转，使得推力的增加速度变缓。

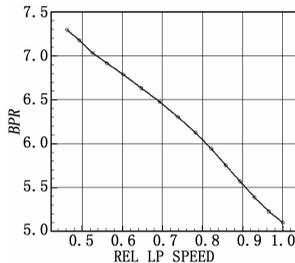


图 1 发动机涵道比随 N_L 变化趋势

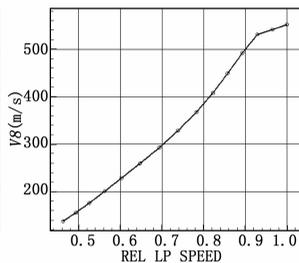


图 2 核心机排气速度随 N_L 变化趋势

图 4 给出了燃烧室温升随 N_L 变化趋势，可以看到随着转速增加，燃烧室温升增加， $f = \frac{C_p \Delta T}{H_L}$ ，油气比公式反映在定压比热容和燃油低热值近似不变的情况下，燃烧室的油气比和其内部温升成正比，可见，发动机的油气比随着转速增加而增加。

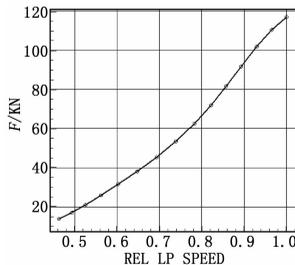


图 3 发动机推力随 N_L 变化趋势

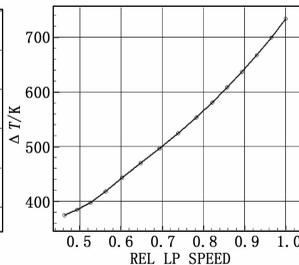


图 4 燃烧室温升随 N_L 变化趋势

图 5 给出了发动机 SFC 随 N_L 变化趋势，在低转速到中转速的区间内，单位推力的增加幅值较快，占了主导作用，使得 SFC 随 N_L 增加而降低；但在中转速到高速区间内，油气比的增加和涵道比的降低占了主导作用，使得 SFC 随 N_L 增加而增加。

3 发动机速度特性

保持飞行高度 0 m，低压转速 96% 不变，改变飞行速度，

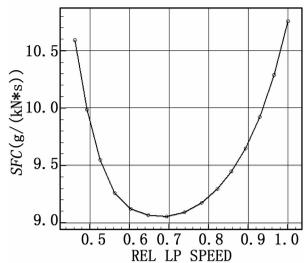


图 5 发动机 SFC 随 N_L 变化趋势

得到各参数随速度的变化曲线。发动机外涵的流量与风扇出口总压成正比, 发动机内涵的流量与压气机出口总压成正比, 而压气机出口总压近似等于风扇出口总压乘以增压级和高压压气机的压比; 随着马赫数的增加, 进口总温增加, 增压级和高压压气机的折合转速降低, 增压级压比下降, 同时高压压气机的压比下降, 如图 6 所示, 所以内涵的流量比外涵增加的幅值要小, 故而涵道比一直呈现增大的趋势, 如图 7 所示。形象的理解, 气流流经内涵遇到的阻力比流经外涵遇到的阻力要大, 在气流加速流动的过程中会“欺软怕硬”, 更大比例的从外涵道通过, 导致涵道比增加。

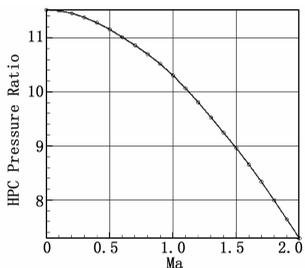


图 6 高压压气机压比随速度变化曲线

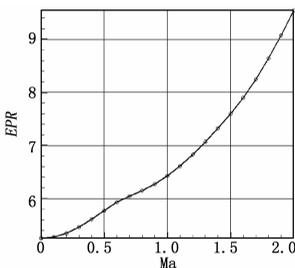


图 7 涵道比随速度变化曲线

图 8 显示出单位推力随速度增加而下降。这是因为, 随着飞行速度的增加, 冲压比增大, 高压压气机出口压力增大, 尾喷管喷气速度增加, 但是喷气速度增加的量总是小于于飞行速度的增加, 所以单位推力随飞行速度增加而下降。

推力的变化是涵道比、单位推力、内涵流量 3 个因素的综合效应, 随着飞行速度增加单位推力下降, 而涵道比和内涵流量增加, 但其中单位推力的下降占主导因素, 所以发动机的推力呈下降趋势, 如图 9 所示。在 0.7~0.9 的速度区间, 单位推力的下降变缓, 故而总推力的下降变缓, 甚至有微小的增加。

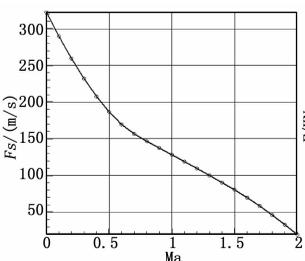


图 8 单位推力随速度变化曲线

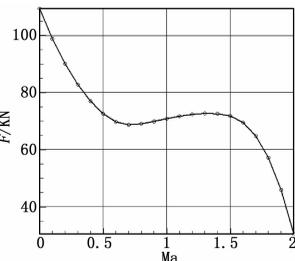


图 9 推力随速度变化曲线

SFC 的变化是涵道比、单位推力、油气比 3 个因素的综合效应, 随着飞行速度增加燃烧室内温升变化不大, 如图 10 所

示, 进而油气比近似保持不变; 涵道比增加, 根据公式 $SFC = 3600 f / ((V_8 - V) \cdot (1 + B))$, 它会导致 SFC 降低; 但单位推力的下降会导致 SFC 升高, 且该影响占主导因素, 所以发动机的燃油消耗率随飞行速度增加而增加, 如图 11 所示。

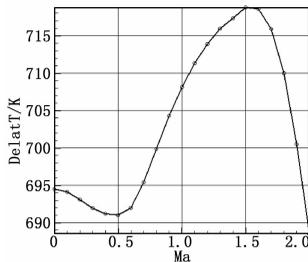


图 10 燃烧室温升随速度变化曲线

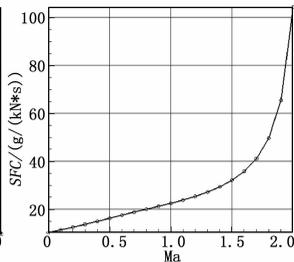


图 11 SFC 随速度变化曲线

4 发动机高度特性

保持飞行马赫数 0.8, 低压转速 96% 不变, 改变飞行高度, 得到各参数随高度的变化曲线。随着高度的增加, 空气密度降低, 流经发动机的空气流量持续降低。在 11 km 以下时, 随着高度的增加, 大气温度下降, 压气机的换算转速增加, 使得风扇和高压压气机的压比增加, 如图 12 所示, 单位推力增加, 具体见图 13, 根据发动机转速特性的分析, 转速的增加使得涵道比也下降, 图 14 的趋势和上述推论吻合; 在 11 km 以上时, 大气温度保持不变, 高压压气机的压比, 单位推力, 涵道比也保持不变。内涵空气流量、涵道比、单位推力这 3 个因素的综合效果使得推力随着高度的增加而降低, 具体变化如图 15。

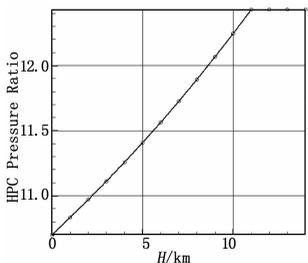


图 12 高压压气机压比随高度变化曲线

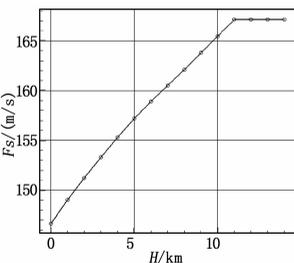


图 13 单位推力随高度变化曲线

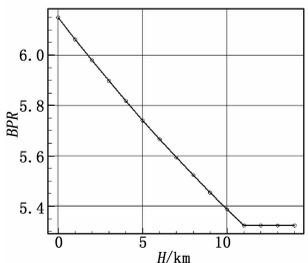


图 14 涵道比随高度变化曲线

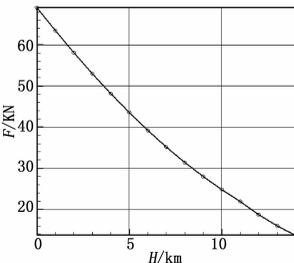


图 15 推力随高度变化曲线

图 16 显示出整个过程中油气比的变化幅度不大, 那么燃油消耗率主要取决于涵道比和单位推力的综合效果。在 0~11 km 时, 涵道比下降导致 SFC 上升, 单位推力上升则引起 SFC 下降, 其中后者起了主导作用; SFC 一直下降, 但过了 11 km

后, 油气比、涵道比、单位推力均保持不变, 所以 SFC 也保持不变, 具体如图 17 所示。

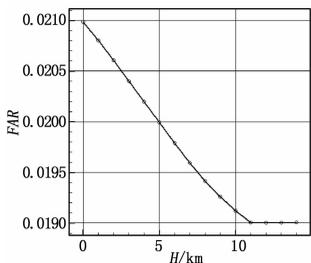


图 16 油气比随高度变化曲线

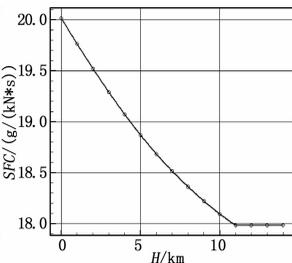


图 17 燃油消耗率随高度变化曲线 (不考虑低雷诺数修正)

需要说明的是, 上述结论是不考虑雷诺数修正的情况下得到的; 实际上由于飞行高度变大, 雷诺数降低存在的低雷诺数效应, 各部件的效率会有一定程度的降低, 所以 11 km 以后发动机的 SFC 会有所上升, 如图 18 所示。本文中所有的结果如没有特别说明都考虑了雷诺数修正。

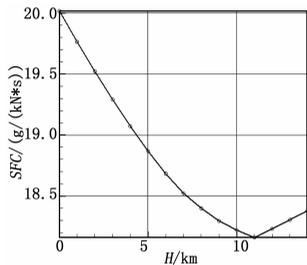


图 18 燃油消耗率随高度变化曲线 (考虑低雷诺数修正)

5 结论

本文采用部件特性法对发动机进行稳态建模, 进行了发动机三大特性的分析, 得到以下结论:

1) 保持飞行高度, 马赫数不变时, 增加发动机转速时, 涵道比一直呈现下降的趋势。推力一直增加; 但到了高速阶段, 约 90% 转速以后, 涵道比下降的负作用愈发明, 推力的增加速度变缓。在低转速到中转速的区间内, SFC 随转速增

加而降低; 在中转速到高速区间内, SFC 随转速增加而增加;

2) 保持飞行高度, 发动机转速不变时, 增加马赫数时, 涵道比一直呈现增大的趋势; 随着飞行速度增加单位推力下降, 且占主导因素, 发动机的总推力呈下降趋势, 这点和涡喷发动机的表现不同。发动机的燃油消耗率随飞行速度增加而急剧增加;

3) 保持飞行马赫数, 发动机转速不变时, 在 11 km 以下时, 随着高度的增加, 大气温度下降, 压气机的换算转速增加, 涵道比下降, 和转速特性相吻合; 推力随着高度的增加而降低。在 0~11 km 时, 随着高度增加 SFC 一直下降, 高度超过 11 km 后, SFC 也保持不变, 和经典教材一致, 但这是不考虑雷诺数修正的情况下得到的; 实际上低雷诺数效应会导致 11 km 以后发动机的 SFC 会有所上升。

参考文献:

- [1] 姚 华. 航空发动机全权限数字电子控制系统 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [2] Hanz, Richter 著, 覃道亮译. 涡扇发动机先进控制 (第 1 版) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [3] 翟高兰. 航空发动机非线性参数估计方法 [D]. 南京: 南京航空航天大学能源与动力学院, 2008.
- [4] Gou X Z, Zhou W X, Huang J Q. Component-level modeling technology for variable cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (1): 104-111.
- [5] Roth B A. Work potential perspective of Engine Component performance [C]. AIAA, 2001.
- [6] 陈青青, 陈 杰, 范丹丹, 等. 实用微型涡喷发动机控制系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (6): 736-739.
- [7] 钟周威, 徐子荔, 樊 丁. 基于 Matlab 的内模法航空发动机 PID 控制仿真 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (1): 109-111.
- [8] 葛 海. 大涵道比涡轮风扇发动机建模技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [9] 李家瑞. 航空发动机建模技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- [10] 沈锡钢. 大涵道比涡轮风扇发动机总体性能与循环参数设计 [J]. 航空科学技术, 2011 (4): 4-7.

(上接第 214 页)

好的人机操作界面, 与传统频谱仪相比, 其使用更加方便, 操作简单。利用它工程技术人员可以轻松地完成对信号的采集、处理及频谱分析。

在后续工作中, 将尝试利用 UDP 打洞, 或 WiFi 路由器, 实现远端信息传递或显示测控, 对其功能进一步完善。通过在 PC 端增加 SQL 数据库模块, 对接收数据进行存储。增加 WIFI 模块端的传感器的种类与数量与位置分布, 组网扩展联接成巨大的信息网络, 使 APP 的功能性更加强大。

参考文献:

- [1] Matos V, Grasser R. Building applications for the Android OS mobile platform; a primer and course materials [J]. Journal of Computing Sciences in Colleges, 2010, 26 (1): 23-29

- [2] 丁永明, 纪方明. 基于 Android 平台移动学习软件的研究与实现 [J]. 数字通信世界, 2011, 1: 66-68.
- [3] 朱婷婷, 李 惠. 基于 Android 的应用软件的综述 [J]. 电脑与电信, 2011 (1): 42-43.
- [4] 李 杨, 冯 刚, 李 亮, 等. 基于 Android 的多媒体应用开发与研究 [J]. 计算机与现代化, 2011 (4): 149-152.
- [5] 陆玲霞, 彭勇刚. 基于安卓频谱分析仪的探究性实验设计 [J]. 实验科学与技术, 2016, 14 (4): 44-47.
- [6] Parsons A, et al. A Scalable correlator architecture based on Modular FPGA Hardware and data Packetization [J]. PASP, 2008, 120 (873): 1207-1221.
- [7] Parsons A, Backer D, Chang C, et al. PetaOp/Second FPGA Signal Processing for SETI and Radio Astronomy [A]. Proc. 10th Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers, Paci_c Grove [C]. CA, 2006.