

文章编号: 1000-8055(2007)10-1690-05

航空发动机稳态总体气动特性的逆向仿真研究

陈立海, 杨青真

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 由于缺乏发动机稳态工作的气动参数数据, 飞机/发动机气动一体化设计遇到了困难。为此对某型航空发动机的离散试车数据点进行了多元高次多项式拟合, 建立了该型号发动机的稳态特性曲线。在此基础上进行了发动机的总体气动性能逆向仿真研究, 建立了该型号发动机进出口气动参数随工况变化的关系曲线, 为某型飞机的机体/发动机一体化气动设计提供了依据。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 飞/发一体化气动设计; 最小二乘法拟合; 发动机性能; 发动机气动特性; 逆向仿真

中图分类号: V211.6

文献标识码: A

Inverse simulation research on pneumatic characteristic of aeroengines under steady state

CHEN Li hai, YANG Qing zhen

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

Abstract: The integral aerodynamic design of aircraft and its propulsion system becomes a difficult task due to the lack of steady pneumatic parameter data of the engine. While the discrete test run data of an aero-engine was adapted using the high order multi parameters polynomial fit method, the steady characteristic curves were founded. The inverse simulation of pneumatic characteristics for the engine was thus performed, and the state characteristic curves of flow parameters at inlet and outlet of the engine were created, thus providing a basis for integral design of the aircraft and its engine.

Key words: aerospace propulsion system; integral aircraft/engine aerodynamic design; least square fit; engine performance; engine pneumatic characteristics; inverse simulation

飞机的设计过程中, 发动机的选择尤为重要。由于发动机及其进气道、排气喷管的安装直接影响到飞机的绕流和压力分布, 而发动机的安装性能直接与进气道和排气喷管的性能密切相关, 因此需要进行飞机/发动机一体化气动设计^[1]。随着计算机性能的飞速提高和 CFD 技术的不断发展, 数值仿真技术已经成为飞机/发动机一体化气动设计的有利手段。设计过程中可以根据所选发动机的气动特性建立相应的边界条件, 进行整机的

气动模拟。这就需要发动机各飞行状态的进出口参数作为依据。本文旨在提出一种新的思路, 在缺乏发动机详细精确的部件级数据的情况下, 根据某型航空发动机的离散型试车数据, 建立发动机逆向仿真模型, 得到发动机进出口气动参数, 用于飞机/推进系统一体化数值仿真设计。

发动机性能仿真是采用解析法建立发动机的数学模型^[2-5], 在给定一组输入参数后, 根据各部件级的性能, 求解控制方程得到发动机的总体性

能参数, 犹如发动机在实验台上工作一样. 而逆向仿真是在缺乏发动机部件级性能数据的前提下, 根据发动机总体性能数据反推发动机的进出口气流参数.

1 逆向仿真模型数据预处理

已知发动机慢车以上各状态试车参数, 这些参数包括在不同高度、马赫数, 低压转子换算转速下的推力、燃油流量、空气流量. 为了得到全工况范围内的逆向仿真数据, 将离散型试车数据拟合成发动机特性曲线. 曲线拟合采用最小二乘原理^[6].

由于发动机推力、燃油流量等参数是随飞行高度、大气条件、油门杆位置(这里用低压涡轮换算转速描述油门杆的位置)、调节规律以及飞行马赫数的变化而变化的, 在调节规律和大气条件确定的情况下, 这些参数可看做飞行高度 H 、飞行马赫数 Ma 、低压转子换算转速的三元函数. 由于三元代数多项式在阶数较高时其近似函数模型的基函数数目很大^[7], 如果直接采用最小二乘拟合, 其正规方程组的系数矩阵庞大, 而且生成复杂, 增加了计算时间. 本文采用分变量拟合的方法, 在确定的高度, 确定的低压涡轮换算转速下, 首先用一元代数多项式拟合推力、燃油流量以及空气流量随马赫数的变化曲线, 然后将所得代数多项式的各系数拟合为以高度为自变量函数, 再将各项系数拟合为以油门杆位置为变量的代数函数. 这样推力、燃油流量等参数便被拟合为马赫数、高度、转速的三元连续函数. 其中函数的系数矩阵形成了一个三维矩阵, 每一维数的长度就是各变量拟合过程中所用代数多项式的最高次项系数加一. 各拟合步骤所用拟合方法均为代数多项式的最小二乘法. 对曲线陡峭的位置采用分段拟合与离散度加权的数据误差处理方法^[8]并进行了平滑化处理.

发动机稳态特性曲线采用拟合法而不采用插值法, 原因如下:

- 1) 插值法需要大量的试车数据作为基础, 且可读性差. 而且根据插值原理将数据连成的曲线将要通过所有的插值节点, 所以插值多项式保留了所有的观测误差;
- 2) 当数据点很多时, 插值函数为次数很高的多项式, 这就增加了计算时间, 效率较低;
- 3) 数据拟合算法的优点是表达式简洁明了, 可读性好, 在实验数据比较充足的主要工作状态,

拟合效果较好.

2 逆向仿真模型的建立

仿真发动机截面示意图及标号如图 1 所示.

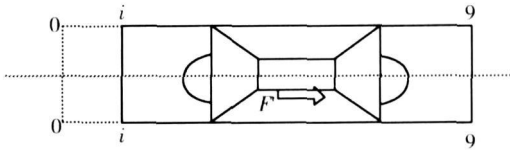


图 1 发动机简化模型示意图
Fig. 1 Simplified model diagram for the engine

2.1 基本假设

- 1) 流动为一维定常加热管流, 进出口面积固定;
- 2) 燃油不完全燃烧产生的损失以及通过壁面向外散失的热量和用于机载设备的能量支出等统一折合到燃料的燃烧效率 η^* 上;
- 3) 气流为完全气体, 比热容恒定.

2.2 已知条件

高度 H 、马赫数 Ma ; 各工作点推力 F ; 各工作点燃油流量 W_f (或 sf/c); 发动机进口空气流量 W_a ; 发动机出口尺寸 A_9 ; 折合燃烧效率 η^* ; 空气定熵指数 $k_a = 1.4$, 定压热容 $c_p = 1.005 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; 燃气定压热容 $c_{pg} = 1.244 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, 燃气定熵指数 $k_g = 1.3$; 燃油低热值 $H_f = 42\,900 \text{ kJ}/\text{kg}$.

2.3 基本方程及求解过程

基本方程包括: 流量连续方程, 动量方程, 能量平衡方程及理想气体状态方程^[9]

$$W_9 = W_a + W_f \tag{1}$$

$$p_0 A_0 + F'_m - p_9 A_9 = W_9 C_9 - W_a C_0 \tag{2}$$

$$p_9 = \rho_9 R T_9 \tag{3}$$

$$c_{pg} W_9 T_9^* = c_p W_a T_0^* + \eta^* W_f H_f \tag{4}$$

由于 F'_m 和 F 互为作用力和反作用力, 由(2)可得

$$F = W_9 C_9 - W_a C_0 + p_9 A_9 - p_0 A_0 \tag{5}$$

0—0 截面参数按照国际标准大气参数由高度计算确定^[9]. 9—9 截面速度 C_9 、温度 T_9 和压力 p_9 的计算可通过取 0—0 截面, 机匣, 9—9 截面为控制体, 由方程(1), (3), (5)联立得到发动机出口截面温度与速度的关系式

$$T_9 = \frac{(FA_9 + W_a C_0 A_9 + p_0 A_9^2) C_9 - (W_a + W_f) A_9 C_9^2}{A_9 (W_a + W_f) R}$$

(6)

由 0—0 截面至 9—9 截面气流能量平衡方程 (4) 可得

$$c_{pg} (W_a + W_f) \left(T_9 + \frac{C_9^2}{2c_{pg}} \right) = c_p W_a T_f^* + \eta_f^* W_f H_f$$

(7)

将 (6) 式代入 (7) 式可得关于 C_9 的二次方程, 解之可得 C_9 进而可得到 T_9, p_9, p_9^*, T_9^* 等参数.

3 仿真及结果分析

本文所需数据为某型号发动机在地面模拟试验舱中所得的全工况稳态试车数据. 由于各变量拟合采用多项式模型, 所以离散数据点数应大于拟合多项式次数, 其中最大状态和全加力状态试车数据点数各为 198 个 (其中高度方向取 9 个离散值, 马赫数方向取 22 个离散值), 巡航状态试车数据点数为 756 个 (其中高度方向取 7 个离散值, 马赫数方向取 12 个离散值, 低压涡轮换算转速方向取 9 个离散值). 由于该组数据为高空台地面模拟试车数据, 所以离散数据中存在试车误差, 为了能更真实的反映发动机的工作情况, 本文将试车数据进行了修正, 并要求最大允许试车误差不应超过 5%.

根据该组离散型试车数据, 采用分变量拟合的最小二乘法, 得到该型号发动机的稳态性能计算函数, 并在此基础上根据建立的逆向仿真模型, 得到该型号发动机逆向仿真计算程序. 程序采用功能丰富, 表现能力强, 目标程序效率高, 可移植性好的 C 语言编写.

3.1 离散数据的拟合

将发动机的离散数据导入程序后, 程序会根据所选定的拟合次数自动生成正规方程组矩阵, 通过 Gauss-Jordan 全主元消去法求解正规方程组, 得到各参数的三元连续代数多项式函数^[10]. 取更多的点, 根据所得函数计算参数值, 与试车数据进行比较, 考察拟合精度. 如图 2 至图 4 为该型号发动机最大状态的燃油流量特性、空气流量特性和推力特性的拟合结果, 各变量采用 3 次多项式拟合. 其中, 零高度推力特性线在马赫数为 1 处曲线变化比较剧烈, 因此在此处采用了分段拟合与离散度加权的数据误差处理方法, 并进行了平滑化处理.

从图 2 至图 4 中可以看出拟合结果与试车数

据吻合得很好, 拟合误差小于 1%, 表明采用分变量最小二乘法拟合发动机性能曲线的方法可靠, 精确度较高.

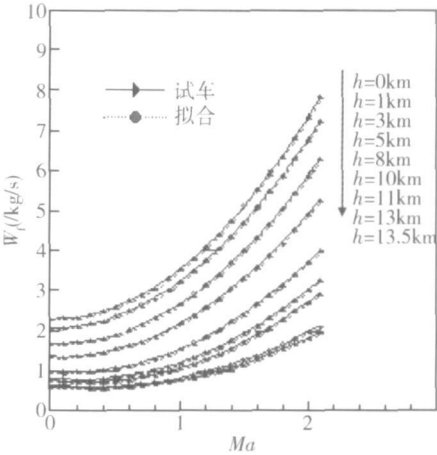


图 2 发动机最大状态燃油消耗特性拟合结果
Fig. 2 Fuel Consume characteristic curves of the engine on maximum state

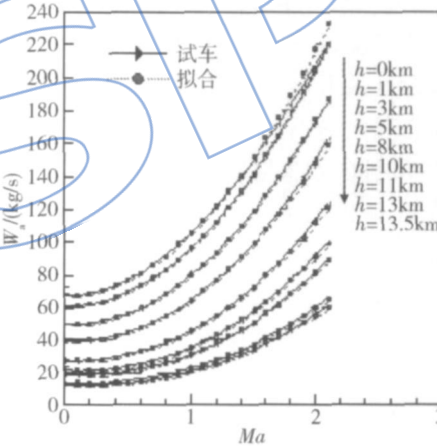


图 3 发动机最大状态空气流量特性拟合结果
Fig. 3 Mass flux characteristic curves of the engine on maximum state

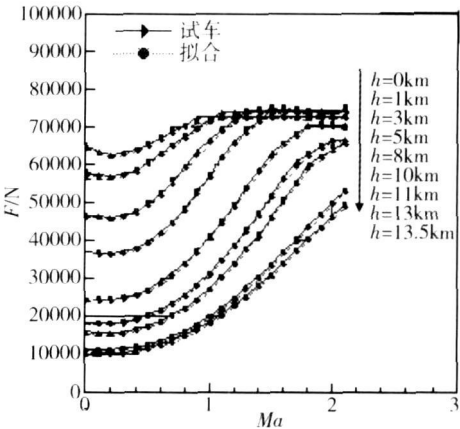


图 4 发动机最大状态推力特性拟合结果
Fig. 4 Thrust characteristic curves of the engine on maximum state

3.2 喷口截面面积(A_9)的确定

由于缺乏发动机的详细调节规律数据, 本文假设发动机喷口为几何不可调, A_9 取为发动机喷口最大面积与最小面积的算术平均值.

$$A_9 = \frac{A_{\max} + A_{\min}}{2}$$

(8)

3.3 折合燃烧效率的确定

发动机工作时消耗的燃油一部分用于机载设备的供电, 一部分由于机体的换热而散失, 还有一部分未燃烧的燃油随气流排出, 本文将这些损失折合为燃油的不完全燃烧损失效率 η_u^* . 折合燃烧效率的定义为

$$\eta_u^* = 1 - \eta_u$$

(9)

假设 η_u^* 随高度 H 呈反比例变化

$$\eta_u^* = \frac{a}{H + b}$$

(10)

并取 $H = 0$ 时, $\eta_u^* = 0.8$, $H = 11 \text{ km}$ 时 $\eta_u^* = 0.6$ 可得

$$\eta_u^* = \frac{26.4}{33 + H}$$

(11)

3.4 仿真参数的确定

有了发动机的性能曲线函数可以确定任一工况的推力、空气流量和燃油流量, 加之假定的喷口截面积和折合燃烧效率, 就可以通过求解方程(6)来确定各工作点的出口截面速度 C_9 , 方程(6)是关于速度 C_9 的一元二次方程, 一般情况下具有两个解, 需要通过分析发动机的真实工作情况来确定 C_9 的取值.

发动机是通过增加气流的速度产生推力的, 所以一般情况下出口速度大于进口速度. 本文通过比较发动机进出口截面速度, 选择较大的解为有意义的 C_9 值.

3.5 出口仿真参数的拟合

首先将工作区域离散化, 为了能更全面的反映仿真参数随工况的变化, 离散点应比试车点取得更多, 更均匀. 将各离散点带入程序计算得到各出口参数, 然后调用数据拟合模块, 得到仿真参数随工况变化的函数曲线. 图 5 至图 9 为发动机最大状态时出口气流参数的变化曲线, 各变量采用了二次多项式拟合.

从图 5~ 图 9 可以看出仿真结果中气动性能参数工作范围较总体特性狭窄, 这是由于性能函数为连续函数, 函数曲线有可能外插至发动机的真实工作范围以外, 而逆向仿真模型在这些区域

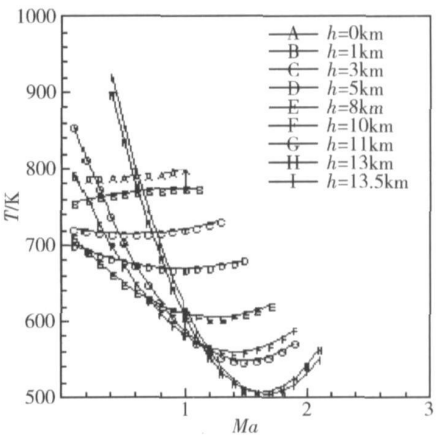


图 5 发动机最大状态出口温度分布
Fig. 5 Temperature characteristics on the engine exit at the maximum state

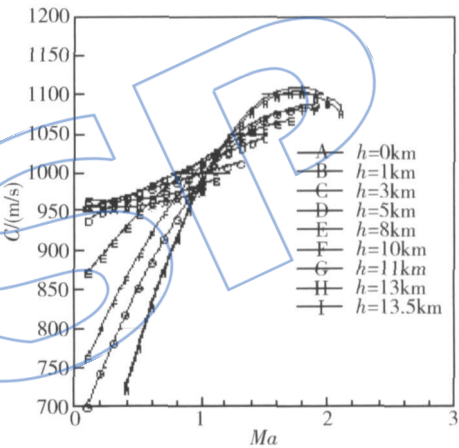


图 6 发动机最大状态出口轴向速度分布
Fig. 6 Axial speed characteristics on the engine exit at the maximum state

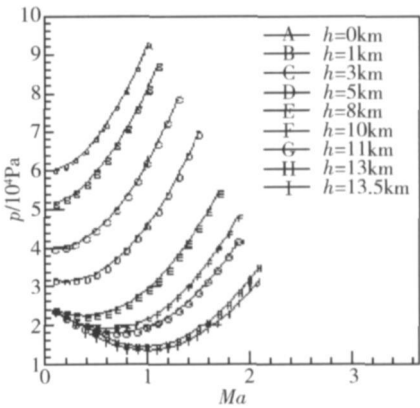


图 7 发动机最大状态出口静压分布
Fig. 7 Static pressure characteristics on the engine exit at the maximum state

范围内是无解的, 所以会出现仿真结果分布空间小于拟合结果分布空间的情况. 而仿真结果的参数分布范围也大致符合该型号发动机的稳定工作

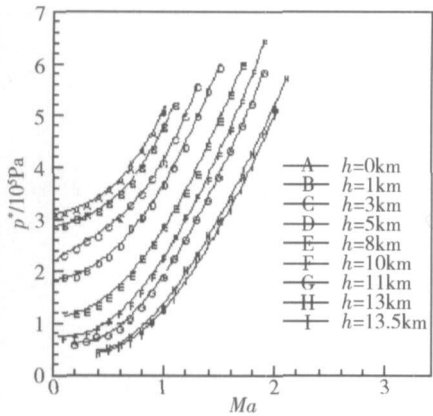


图 8 发动机最大状态出口总压分布
Fig. 8 Total pressure characteristics on the engine exit at the maximum state

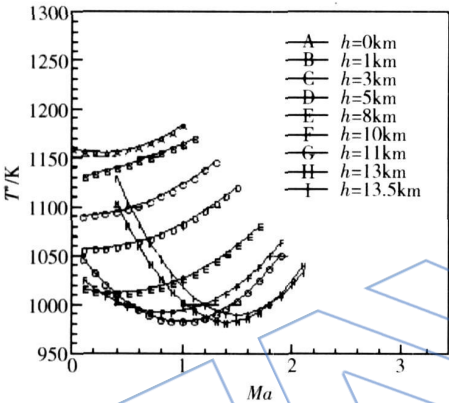


图 9 发动机最大状态出口总温分布
Fig. 9 Total Temperature characteristics on the engine exit at the maximum state

范围,说明了逆向仿真模型建立的正确性.

4 结 论

本文对某型发动机离散试车数据进行了分变量多元高次多项式最小二乘拟合,并在此基础上进行了发动机总体气动特性的逆向仿真研究,得到了进出口气动参数的全工况仿真数据,结果表明:

1) 仿真数据分布范围与发动机的真实工作范围相似,证实了模型的正确性;模型建立过程中应用了部分假设,随着试车数据的丰富,采用假设的

数目的减少,模型精度可进一步提高;

2) 目前所建立的逆向仿真模型和计算结果可以用于飞机/发动机气动性能一体化的设计,并满足工程设计技术要求.

参考文献:

[1] 赵群力. 飞机一体化设计技术[J]. 航空科学技术, 2004, (3): 17- 20.
ZHAO Qunli. Aircraft inte gration design technologies[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004, 2004(3): 17- 20.

[2] 曹源, 金先龙, 孟光. 航空发动机系统级仿真研究的回顾与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 131- 140.
CAO Yuan, JIN Xianlong, MENG Guang. Recent develop- ment and prospects of system level modeling of aircraft er- gine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (4): 131- 140.

[3] Dip. Ingegneria Aeronautica e Spaziale, Politecnico di To- rino. A computational method for gas turbine engines[R]. AIAA 2005 1009.

[4] Reed J A, ffeh A A A. Computational simulation of gas turbine part F foundation of component based models[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 12(2): 366- 376.

[5] Reed J A, ffeh A A A. Computational simulation of gas turbine part IF extensible domain framew ork [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 12(2): 377- 38.

[6] 封建湖, 车刚明, 聂玉峰. 数值分析原理[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

[7] 王新和, 程世洲. 曲线拟合的最小二乘法[J]. 新疆职业大学学报, 2004, 12(2): 86- 88.
WANG Xinhe, CHENG Shizhou. The method of least squares curve fitting[J]. Journal of Xinjing vocational Uni- versity, 2004, 12(2): 86- 88.

[8] 高伟, 姜水生. 分段曲线拟合与离散度加权的数据误差处- 理方法[J]. 中国测试技术, 2005, 31(6): 60- 61.
GAO Wei, JIANG Shuisheng. Method of deal with data error by subsection curve fitting and discrete degree [J]. China Measurement Technology , 2005, 31(6): 60- 61.

[9] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版- 社, 2001.

[10] (美) William H P, 等. C 数值算法[M]. 第 2 版. 北京: 电子- 工业出版社, 2004.