



飞机-发动机性能匹配与优化

陈大光 张 津 编著

北京航空航天大学出版社

V23
1007

内容简介

本书系统地介绍了飞机发动机的性能、匹配与优化设计。全书共分五章。第一章介绍发动机的性能指标；第二章介绍发动机的匹配设计；第三章介绍发动机的优化设计；第四章介绍发动机的性能测试；第五章介绍发动机的性能分析。本书可作为高等院校航空工程专业及相关专业的教材，也可供从事飞机发动机设计、制造、试验、维修工作的工程技术人员参考。

飞机-发动机性能 匹配与优化

陈大光 张 津 编著



30271271



北京航空航天大学出版社

677891

内 容 简 介

本书着重介绍发动机性能对飞机性能的影响,从而论述了如何根据飞机飞行性能确定发动机方案,优选发动机循环参数和发动机控制方案。为此目的,本书系统地叙述了飞机、发动机和推进系统的性能数学模型,及如何将其组合在一起,考虑飞机/发动机的相互影响,用优化方法,根据飞机性能要求优选出能最大限度地满足飞机性能要求的最佳发动机。

全书内容新颖,注意工程设计应用,以90年代空战战斗机方案设计为例,贯穿到全书各主要章节。本书还兼顾了其它机型的设计和改型工作。因此,本书除可供航空发动机设计专业的本科生及研究生作教材外,还可供发动机设计及飞机设计的有关工程技术人员参考。

飞机-发动机性能匹配与优化

FEIJI-FADONGJI XINGNENGPPEI YU YOUHUA

陈大光 张 津 编著

责任编辑 陶金福

北京航空航天大学出版社出版

新华书店 总店科技发行所发行 各地新华书店经售

河北省固安县印刷厂印装

850×1168 1/32 印张: 7.75 字数: 208千字

1990年6月第一版 1990年6月第一次印刷 印数: 1500册

ISBN 7-81012-149 9/TK·005

定价: 2.00元

前 言

本书是在作者多年从事航空发动机专业的教学，航空发动机设计及飞机/发动机性能匹配和优化研究工作的实践基础上，广泛搜集了国内外参考资料后写成的。目前出版了不少专门讲述发动机或飞机设计的著作，但是系统地介绍如何考虑飞机和发动机的相互影响，对飞机和发动机的性能进行匹配及优化的书籍在国内外还十分缺乏。正是因为这样，从事发动机设计的技术人员对发动机和飞机的相互影响及飞机设计对发动机性能的要求了解很少。同样，飞机设计人员对发动机和推进系统的性能也缺少了解。因此，在飞机和发动机设计过程中，由于对两者的相互影响考虑不够，致使在新飞机研制中发生许多不协调问题，影响研制周期和飞机性能。

七十年代以来，为了发展性能更先进的飞机，人们越来越重视飞机/发动机性能匹配的重要性。本书搜集了许多国内外的研究成果和工程上实用的方法，其目的就是通过对飞机性能、发动机及推进系统性能和优化方法等内容的介绍，使学习或从事飞机、发动机设计的人员能互相了解，用本书介绍的工程方法，在设计过程中，特别是在飞机、发动机的方案设计阶段，可以根据飞机特定的飞行战术技术要求，优选出能最大限度地满足飞机性能要求的发动机。

符号表

- A ——面积
- A_0 —— A_{01} 和 A_{0BL} 之差
- A_{01} ——捕获面积
- A_{0BL} ——附面层泄除量在0截面（见截面代号）的横截面积
- A_{0BP} ——进气道放气量在0截面的横截面积
- A_{0E} ——流入发动机的空气在0截面的横截面积
- A_{0I} ——流入进气道的空气在0截面的横截面积
- A_{0SP} ——进气道溢流量在0截面的横截面积
- B ——函道比
- b ——二元进气道宽度
- C_F ——推力系数
- C_m ——喷管流量系数
- C_p ——定压比热
- $\overline{C_p}$ ——压力系数
- C_x ——阻力系数
- C_{x0} ——零升阻力系数
- C_Y ——升力系数
- D ——直径
- F ——力；发动机推力；目标值
- F_A ——安装推力；可用推力
- F_{ex} ——作用在推进系统外表面上的轴向力
- F_{in} ——作用在推进系统内表面上的轴向力
- F_{RQ} ——需用推力
- f ——油气比
- g ——重力加速度

- H ——飞行高度；总焓
 H_u ——燃油低热值
 h ——二元进气道高度；每公斤气体的焓
 K ——升阻比；系数
 L ——长度
 Ma ——马赫数；扭矩
 m ——质量；飞机质量
 m_E ——发动机质量
 m_{EM} ——飞机空机质量
 m_f ——燃油质量
 m_P ——酬载
 m_{TO} ——飞机起飞总质量
 N ——正压力；数目
 n ——转速
 n_f ——过载
 P ——功率
 p ——静压
 p^* ——总压
 q ——动压头
 q_m ——质量流量；空气流量
 q_{m_f} ——燃油流量
 q_{m_g} ——燃气流量
 q_{mfab} ——加力燃烧室的燃油流量
 R ——半径；气体常数；可行域
 S ——机翼面积
 SEP ——飞机单位剩余功率
 SFC ——单位燃油消耗率，简称耗油率
 s ——航程；距离；每公斤气体的焓
 T ——静温（K）

T^* ——总温 (K)

t ——时间

u ——内能; 圆周速度

V ——速度; 容积

X ——阻力

X_A ——进气道附加阻力

X_{BI} ——进气道附面层泄除阻力

X_{BP} ——进气道放气阻力

X_F ——飞机前体阻力

X_f ——摩擦阻力

X_{IN} ——进气道总阻力

X_N ——喷管/后体阻力

X_{SP} ——进气道溢流阻力

Y ——升力

α ——攻角; 推力修正系数; 系数

β ——楔面与远前方来流的夹角; 飞机质量系数; 系数

γ ——滚转角; 比热比

δ ——楔角; 锥角; 总压和海平面标准大气压之比

η ——效率

θ ——俯仰角; 激波和楔面的夹角

θ ——航迹倾角; 激波角; 加热比; 总温和海平面标准大气温度之比

Λ ——后掠角

λ ——速度系数

μ ——摩擦系数

v_{col} ——相对冷却气量

π ——压力比

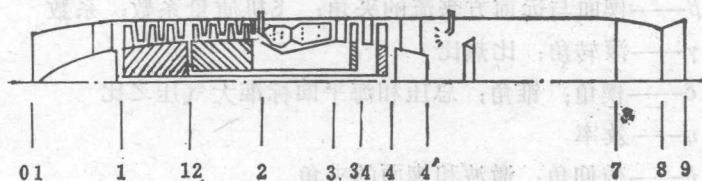
ρ ——密度

σ ——总压恢复系数; 应力

- τ ——温度比
 Φ ——流量系数；罚函数
 φ ——仰角；速度损失系数
 φ_E ——发动机安装角
 φ_{IN} ——进气道安装损失系数
 φ_{NOZ} ——喷管/后体安装损失系数
 ψ ——航向角
 $\Delta\psi$ ——熵函数
 ω ——角速度；盘旋角速度

注 脚

一、截面代号标识图



二、部件代号

- $IN; i$ ——进气道
 F ——风扇
 C ——压气机
 b ——主燃烧室
 T ——涡轮
 mix ——混合器

ab——加力燃烧室

N——喷管

三、其它注脚

A——安装的

ad——等熵的；理想的

BL——附面层泄除的

BP——放气的

col——冷却气流的

D——设计的；盘的

f——燃油的

g——燃气的

H——高压的；叶片根部的

L——低压的

max——最大的

min——最小的

RQ——需用的；需要的

S——单位的

SL——海平面静态的

SP——溢流的

T——喉道的；叶片尖部的

TO——起飞的

zh——折合的

I——内函的

II——外函的

•——总参数的

目 录

前 言

符号表

第一章 绪论..... 1

§1 飞机/发动机性能匹配概述..... 1

§2 设计任务及要求..... 3

§3 任务分析..... 8

§4 优化设计..... 10

第二章 飞机性能..... 12

§1 基本概念..... 12

§2 飞机性能计算..... 21

第三章 推进系统性能..... 50

§1 概述..... 50

§2 进气道的内、外流特性..... 53

§3 喷管的内、外流特性..... 72

§4 推进系统性能..... 78

§5 进气道-发动机-喷管的匹配..... 82

第四章 推进系统数学模型..... 92

§1 数学模型内容、分类和建模方法..... 92

§2 发动机数学模型..... 95

§3 进气道特性数学模型..... 140

§4 喷管/后体特性数学模型..... 147

§5 推进系统性能数学模型..... 150

第五章 优化方法..... 161

§1 概述..... 161

§2 使用导数的无约束极小化方法..... 163

§3 不用导数的无约束极小化方法..... 166

§ 4	约束非线性规划方法.....	170
§ 5	多目标优化问题.....	180
第六章	飞机/发动机性能匹配和优化设计的应用.....	182
§ 1	最佳机体/发动机设计方案选择.....	182
§ 2	90年代空战战斗机用发动机总体设计.....	189
§ 3	飞机最佳动力改型方案和发动机最佳工作方案选择	222
§ 4	自动设计系统.....	227
参考文献		232
01		18
02		18
03		18
04		18
05		18
06		18
07		18
08		18
09		18
10		18
11		18
12		18
13		18
14		18
15		18
16		18
17		18
18		18
19		18
20		18
21		18
22		18
23		18
24		18
25		18
26		18
27		18
28		18
29		18
30		18
31		18
32		18
33		18
34		18
35		18
36		18
37		18
38		18
39		18
40		18
41		18
42		18
43		18
44		18
45		18
46		18
47		18
48		18
49		18
50		18
51		18
52		18
53		18
54		18
55		18
56		18
57		18
58		18
59		18
60		18
61		18
62		18
63		18
64		18
65		18
66		18
67		18
68		18
69		18
70		18
71		18
72		18
73		18
74		18
75		18
76		18
77		18
78		18
79		18
80		18
81		18
82		18
83		18
84		18
85		18
86		18
87		18
88		18
89		18
90		18
91		18
92		18
93		18
94		18
95		18
96		18
97		18
98		18
99		18
100		18

第一章 绪论

§ 1 飞机/发动机性能

匹配概述

在飞机的发展过程中,发动机性能的不断提高对飞机性能的改进一直起着决定性的作用。为满足航空各个领域的需要,飞机的类型是多种多样的,每种飞机各有特点,因此,对其发动机提出了各不相同的要求;飞机的发展又推动了发动机的发展。例如,亚声速运输机,其所装用的发动机主要是涡轮风扇(简称涡扇)发动机。按其航程长短,可选用不同的函道比。大航程干线客机,函道比都在5~8范围内。巡航段很短的亚声速运输机,其函道比则以2~3为宜。超声速飞机则不然,例如,飞行 Ma 数为2~3时用补燃加力涡轮喷气(简称加力涡喷)发动机或小函道比加力涡扇发动机最合理。如果技术上允许选用很高的涡轮前温度和压气机增压比,则可用不加力的涡喷或涡扇发动机。对于多用途飞机,按其超声速巡航航程和亚声速巡航航程长短比例不同,应选取不同的函道比和其它热力过程参数(如增压比,涡轮前温度等)。显然,以亚声速巡航为主的飞机,其发动机应该是函道比为2~2.5的加力涡扇发动机。增加超声速巡航航程,相应缩短亚声速巡航航程,其发动机的函道比也应相应减小到0.5~1.0。如希望在低空超声速飞行,发动机的函道比还应进一步降低,约在0.2~0.3范围内,甚至可改用涡喷发动机。

以上简单的例子说明,发动机的选择应根据飞机飞行性能的要求来确定,不能只看发动机本身性能的优劣。例如,众所周知,函道比加大是使发动机耗油率下降的有效措施,但函道比加大使发

动机单位推力下降，这就意味着保证同样推力，发动机尺寸、重量都将增加，阻力也将增加。因此，函道比的选择不能离开飞机的设计。最有利的发动机热力循环参数（如风扇增压比，压气机增压比，涡轮前温度和加力温度等）应根据飞机性能为最佳来确定。

发动机安装到飞机上还必须加上进气道与喷管。进气道、发动机、尾喷管一起构成飞机推进系统。从图1-1上可以看出，进气道，喷管既是机体的一个组成部分，又是推进系统的一个组成部分。它们的内、外流特性，既影响推进系统的性能，又影响飞机的气动特性。在超声速飞机上，发动机安装到飞机上之后，进、排气系统可使发动机的推力损失10~15%；非设计状态下，特别是跨声速飞行状态，推力损失可达25~30%以上^[1]。进、排气系统的损失和飞机的飞行条件、发动机的工作状态，发动机的循环参数及推进系统各组成部分的控制规律和匹配好坏等有关。因此，在飞机方案设计阶段，通过飞机/发动机性能匹配优选发动机参数和控制规律时，必须考虑进气道、喷管对飞机和发动机性能的影响。

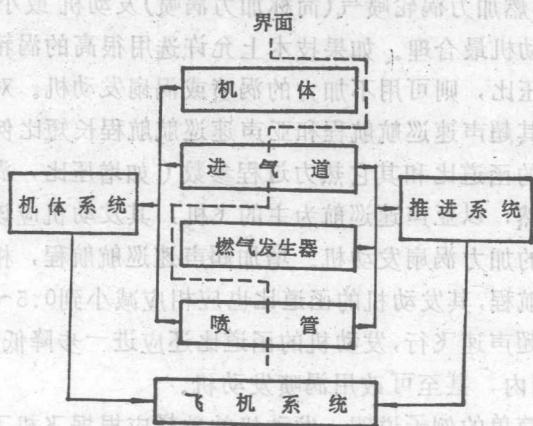


图1-1 飞机的组成及其分系统

喷气发动机与活塞发动机相比,它具有推力大,重量轻的优点。喷气发动机的出现,使飞机在飞行速度,高度和载重等方面都有显著提高,跨入了超声速飞行的新阶段。30年代末40年代初,喷气式发动机相继在德国和英国问世,其推力约为4kN。适应飞机发展的需要,在短短40年左右时间,其推力发展到300kN。推力的成百倍的增加,代表流过发动机的空气流量大幅度增加。发动机吸入大量空气,经过发动机形成大量燃气排出,使发动机前后的流场内的压力和速度发生明显变化。这一流场变化对飞机的气动特性包括升力、阻力和俯仰力矩等产生了显著影响。这就是发动机对飞机的干扰。反过来,飞机在飞行中,机体附近的绕流流场对发动机的工作也会产生影响,特别是超声速飞行和大攻角飞行时,对发动机工作的影响尤为严重。因此,设计一开始,就应在飞机/发动机性能匹配上考虑这些相互影响,从而优选发动机类型、循环参数、控制规律和发动机在飞行过程中的工作方案,以便最大限度地发挥发动机性能,最好的满足飞机性能的要求。

上面的叙述说明,飞机性能的优劣,发动机性能起决定性作用;而发动机的选型又不能离开飞机,必须考虑飞机性能要求和飞机/发动机的相互影响。这就是研究飞机/发动机性能匹配的重要意义。本书的目的即在于使发动机设计人员了解发动机性能和飞机性能间的相互关系,从而在发动机设计过程中能与飞机设计人员密切配合,互通信息,主动地进行工作,更好地满足飞机设计的要求。

§ 2 设计任务及要求

一般军用飞机的服役年限约为20~25年。在服役期间,飞机的电子设备和武器装备将不断改进或更新,这样可改善飞机的某些性能,但为了在一个作战环境中能保持空中优势,经过一段

时间后，应发展一种新型飞机（包括发动机），利用一些更先进的技术，使其性能与现役飞机相比有显著提高。对于民用飞机，情况也是类似的，各航空公司要求不断地以性能更先进的飞机替代老的机种以提高运营效益。新一代飞机或飞机/发动机系统的技术要求，应由用户——空军或民航总局——根据近些年取得的新技术成果和新的作战方案或运输要求提出。这一技术要求的提出，意味着发展新一代飞机的技术已经成熟。做为一例，下面列举一个美国发展空战战斗机时，军方提出的战术技术要求的主要内容^[2]。

§2.1 任务

空战战斗机携带两枚空中拦截导弹，两枚先进的中距的空对空导弹和一门25mm机关炮。这架飞机的飞行任务如图1-2所示。各飞行任务段说明见表1-1。

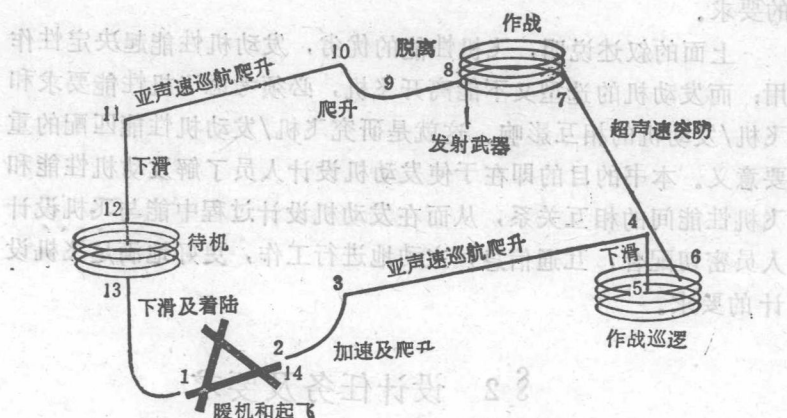


图1-2 空战战斗机飞行任务剖面

表1-1 各飞行任务段说明

飞行任务段	说 明
1-2	暖机和起飞。机场压力高度600m, 大气温度38℃。消耗的燃油量按慢车状态工作5min进行暖机和滑行, 军用功率(即中间状态)暖机1min计算。在湿的硬质表面跑道上($\mu=0.5$)起飞, 起飞滑跑再加上3s拉总长度 $\leq 460\text{m}$, $V_{\text{To}}=V_{\text{Sto}}$ 。
2-3	加速及爬升。用军用功率加速到爬升速度, 然后按快升速度爬升, 最后爬升到最佳巡航 Ma 数和最佳巡航高度。
3-4	亚声速巡航爬升。按最佳巡航 Ma 数及巡航高度巡航。2-3段的爬升和本段巡航爬升一起总航程为278km。
4-5	下滑。下降至9144m。这一段不计航程、燃油消耗量和时间。
5-6	作战巡逻。完成20min作战巡逻飞行。高度9144m、飞行 Ma 数按航时最长确定。
6-7	超声速突防。高度9144m, 飞行 Ma 数 $Ma_0=1.5$, 超声速突防至作战空域, 航程185km。如可能, 这段飞行使用军用功率。
7-8	作战。发射两枚先进的中距空-空导弹。在高度9144m, 飞行Ma数为1.6的条件下完成持续过载为5g的360°盘旋。 在高度9144m, Ma数0.9条件下完成两个360°持续过载5g的盘旋。 用最大状态在9144m高度上从$Ma_0=0.8$加速到$Ma_0=1.6$。 发射两枚空中拦截导弹并发射一半炮弹。 作战的机动飞行不计航程, 作战终了高度9144m, 飞行Ma数为1.5。

飞行任务段	说 明
8-9	脱离。以 $Ma_0 = 1.5$, 在 9 144m 高度上脱离, 航程 46km。 这段超声速飞行如可能, 则使用军用状态。
9-10	爬升。使用军用状态, 按快升速度爬升至最佳巡航高度和最佳巡航 Ma 数。(如开始爬升时能量高度超过爬升终了的高度, 可用保持能量高度不变的机动飞行跃升。)爬升段不计航程。
10-11	亚声速爬升。按最有利巡航高度和速度爬升。从作战终了算起, 爬升段总航程为 185km。
11-12	下滑。下滑至 3 000m, 不计时间、燃油消耗量及航程。
12-13	待机。在 3 000m 待机 20min, 飞行 Ma 数按航时最长确定。
13-14	下滑着陆。机场高度 600m, 大气温度 38℃。自由滑跑 3s 后刹车, 总距离 ≤ 460 m。跑道为硬质表面湿跑道 ($\mu_B = 0.18$), $V_{TD} = 1.15V_{ST}$

除起飞和着陆外, 所有上述性能的计算全按无风, 标准大气条件进行。

§ 2.2 性能要求和约束条件

在完成上述飞行任务过程中, 对飞机性能还有一系列要求, 下面列出一些具体要求。

一、性能要求

1. 酬载: 2 枚先进中距空-空导弹, 2 枚拦截导弹, 500 发 25mm 炮弹。
2. 起飞距离: 不大于 470m (地面滑跑加拉起)。
3. 着陆距离: 460m (3s 自由滑跑后刹车至完全停止的总