



# 飞机设计手册

《飞机设计手册》总编委会 编

13

· 动力装置系统设计 ·

航空工业出版社

# 第1章 飞机动力装置系统总体设计

## 1.1 飞机动力装置系统功能分析

### 1.1.1 飞机动力装置系统定义

飞机动力装置系统是指包括发动机本身及实现发动机在飞机上的安装、使用和可靠工作的系统和装置的总称。

飞机动力装置系统总体设计是指动力装置系统的顶层设计。顶层设计不替代动力装置各系统的详细设计,但对各系统设计进行顶层要求与协调,并进行发动机与飞机各相关系统的协调。

### 1.1.2 飞机动力装置系统功能

#### (1) 发动机的功能

- a. 产生推力(或拉力),使飞机飞行性能达到规定的战术技术指标要求。
- b. 驱动发电机、液压泵、燃油增压泵等附件的工作(这些附件可以装在发动机附件机匣上,亦可以装在单独的飞机附件机匣上),使飞机具有足够的能源。
- c. 长期、稳定、可靠、泼辣地工作,实现飞机的安全飞行与作战使用。
- d. 为飞机环境控制系统、燃油箱增压、边界层吹除、防冰与除冰等提供所需的气源。
- e. 带偏转喷管的发动机产生矢量推力,参与飞机姿态的操纵与控制。

#### (2) 动力装置的功能

- a. 保障发动机在飞机上的安装、操纵和外部冷却要求。
- b. 保障发动机与飞机进气道、排气装置匹配工作。
- c. 保障飞行员对发动机的操纵和使用。
- d. 保障防火安全性,向飞行员及时报告火警、迅速扑灭失火,保障人机安全。
- e. 保障向发动机连续地、不间断地供给燃油,并能有效地切断燃油供给;利用燃油作为热沉介质;组织飞机油箱按规定顺序输油,确保飞机重心变化要求。

#### (3) 飞机动力装置系统功能框图

飞机动力装置系统的功能框图如图1-1所示。

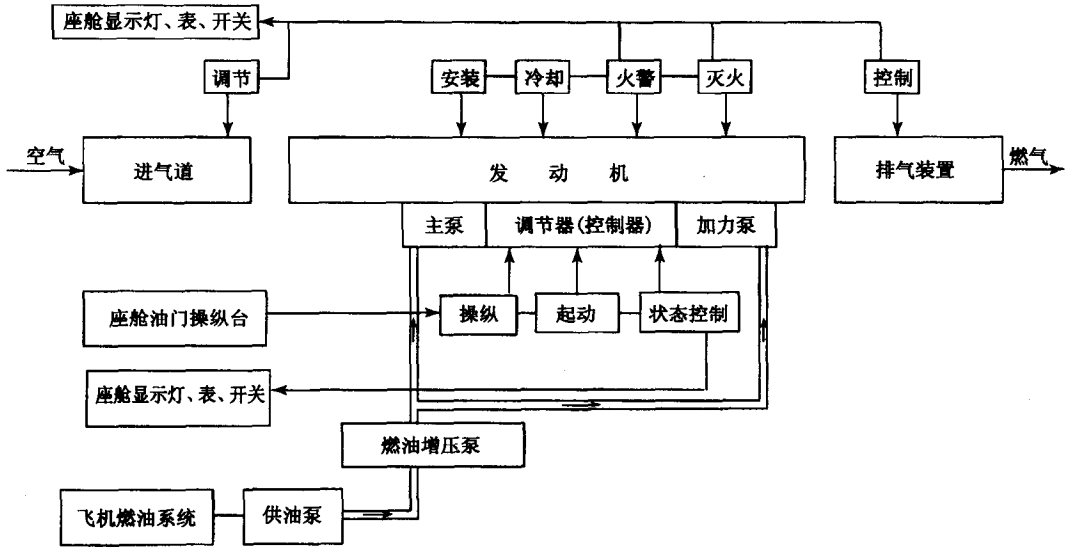


图 1-1 飞机动力装置系统功能框图

### 1.1.3 飞机动力装置系统组成

(1) 飞机动力装置系统应包括的项目

- a. 发动机；
- b. 发动机安装和固定；
- c. 供给发动机空气流的飞机进气道及进气道调节系统；
- d. 排出发动机燃气流的排气装置及排气装置控制系统；
- e. 发动机的起动装置和氧气补给系统；
- f. 改变发动机工作状态的发动机操纵系统；
- g. 为保证发动机润滑系统安全工作的发动机通气系统和漏油系统；
- h. 为改善发动机短舱内热环境的发动机舱通风冷却系统；
- i. 火警系统与灭火系统；
- j. 安装起动机、发电机、液压泵和燃油增压泵等附件的飞机附件传动机匣，以及挠性传动轴；
- k. 飞机附件传动机匣和挠性传动轴的安装固定；
- l. 还可以包括带整流罩的螺旋桨（对涡轮螺旋桨发动机）、应急动力装置和辅助动力装置及其安装固定；
- m. 发动机的补充安装（如附件的安装、外滑油系统的安装等）；
- n. 飞机燃油系统。

(2) 飞机动力装置系统组成框图

飞机动力装置系统的组成框图如图 1-2 所示。

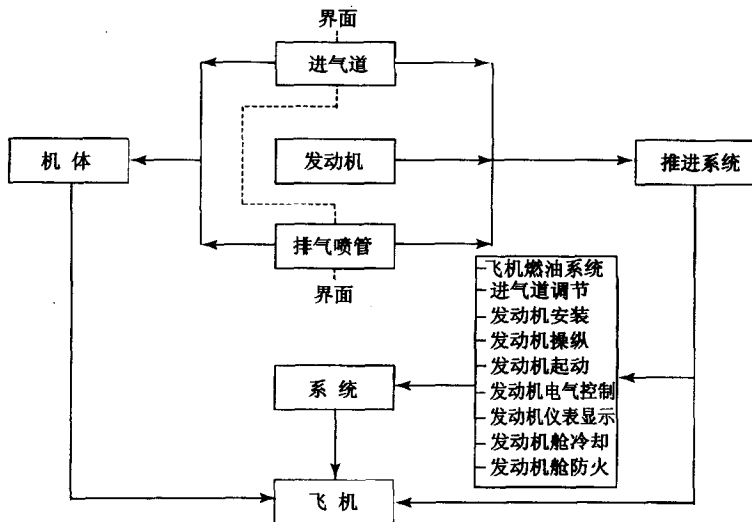


图 1-2 飞机动力装置系统组成框图

## 1.2 飞机与发动机的接口控制设计

### 1.2.1 飞机动力装置系统总体设计的依据

飞机动力装置系统总体设计所依据的文件，对于军用飞机应是经军方（使用方）批准的《飞机研制任务书》、《发动机研制任务书》和飞机设计部门编制的经飞机总设计师批准的《飞机配套技术状态》、《飞机系统设备设计要求》、《飞机成品附件环境技术要求》等；对于民用飞机，则应依据 CCAR-25《中国民用航空规章 运输类飞机适航标准》、CCAR-33《中国民用航空规章 飞机发动机适航标准》和飞机公司与发动机公司之间的合同书等。

飞机动力装置系统总体设计依据，以某一军用型号飞机及其配装的某一军用型号发动机为例，列出其文件号《某型飞机研制任务书》、文件号《某型发动机研制任务书》、文件号《某型飞机 01 架配套技术状态》、文件号《某型飞机 03、04 架配套技术状态》等文件，并从这些文件中摘出对飞机动力装置系统的要求内容，作为某型飞机动力装置系统总体设计的依据，示例如下。

- (1) 发动机与进气道、引射喷管要匹配，使推力在主要作战条件下损失小、收益大。
- (2) 发动机应满足飞机地面标准大气条件下最大引气量为  $0.35\text{kg/s}$  的要求。
- (3) 附件传动机匣应满足发动机和飞机附件的安装要求，且应满足飞机在各种情况下功率提取和转速、转向等要求，功率提取不小于  $220\text{kW}$ 。

附件传动机匣的轮廓线应与飞机结构相容。

附件机匣的首翻期与总寿命和发动机的首翻期与总寿命相同。

- (4) 发动机的主安装节应以发动机在大过载飞行时，机匣变形最小、结构增重最少为原则进行设计。

(5) 在飞机允许的机动条件下和武器允许发射的范围内发射武器时，发动机不应失速、喘振、熄火和机械损伤。

- (6) 左右发动机主机（含加力扩散段）在外场能够互换。



- (7) 燃油增压泵应能承受进口油温  $80^{\circ}\text{C}$  的要求。
- (8) 发动机所需的一、二级检测设备及有关专用工具应配套齐全。
- (9) 尽可能缩短外场拆装发动机工时。
- (10) 发动机的稳定工作包线应不低于以下要求：

最大允许飞行表速  $1350\text{km/h}$ ；

最大允许飞行马赫数  $M$  为  $2.25$ ；

最大允许飞行高度  $21000\text{m}$ ；

最小允许机动飞行表速应能满足飞机最小机动飞行表速  $350\text{km/h}$  的要求。

- (11) 发动机地面台架性能见表（略）。

最大允许振动极限及振动测量点在《型号规范》中给定。

推力瞬变性能：

从慢车到中间推力状态，其时间  $t \leq 9\text{s}$ ；

从中间推力到最大推力状态，其时间  $t \leq 4\text{s}$ ；

从慢车到最大推力状态，其时间  $t \leq 14\text{s}$ 。

- (12) 发动机高度—速度特性曲线、检查的特征点和检查手段在《型号规范》中确定。

- (13) 发动机起动性能：

空中起动包线（冷态）：空中起动表速  $400 \sim 600\text{km/h}$ ，补氧起动高度  $H \geq 10\text{km}$ ，不补氧起动高度  $H \geq 8\text{km}$ ；

地面起动性能：地面起动的最低大气温度  $-40^{\circ}\text{C}$ ，地面起动的最高大气温度  $+52^{\circ}\text{C}$ ，地面起动的最高海拔高度  $4000\text{m}$ ，地面起动时间（标准状态） $t \leq 45\text{s}$ 。

- (14) 发动机净重  $W \leq 1154\text{kg}$ ，外廓尺寸、安装节点适应飞机的要求。

- (15) 发动机的装机性能：

在全寿命期内，发动机性能要稳定，且满足性能要求；

装机后，发动机振动值指标在《型号规范》中给定；

装机后，发动机地面连续工作时间应满足外场地面开车检查性能的需要。

- (16) 在格斗空战飞机急剧机动情况下，在发动机重心处过载达到  $9g$  时，发动机应能正常工作。

(17) 在发动机工作包线内，用  $0.5 \sim 1\text{s}$  时间移动油门杆改变发动机工作状态时，发动机应能稳定工作且能满足性能要求。

- (18) 发动机加力接通、切断及稳定工作边界在《型号规范》中给定。

- (19) 发动机静态喘振裕度  $\Delta k_y$  值大于  $17\%$ ，动态的抗畸变能力要求在《型号规范》中给定。

(20) 从发动机与飞机一体化、发动机与进气道匹配、装机性能变化考虑，发动机设计部门与飞机设计部门对以下问题进行协调：

发动机装机后与进气装置、排气装置的匹配性能要好，以保证推进系统的有效推力满足飞机的要求；

发动机装机后，引射喷管的二股气流冷却通风流量应足够；

发动机在飞机上的安装要满足结构、性能和工作系统的要求；

发动机与进气道性能匹配，不仅要满足静、动态流量匹配要求，而且要满足静、动态流场匹配要求，使其相容性好；

为满足发动机装机后地面、空中的性能及安全要求，应保证发动机地面台架涡轮后最高燃气温度与发动机涡轮后最高允许燃气温度之间有足够差值。

(21) 发动机可靠性:

空中起动能可靠;

发动机主要系统要考虑必要的余度装置;

平均故障间隔时间、平均推力下降间隔时间、平均停车间隔时间等具体可靠性指标要求在《型号规范》中给定;

按 GJB241《航空涡喷、涡扇发动机通用规范》要求在 2 台发动机上进行 150h 持久试车;

中间至最大推力状态工作占总工作时间的 30% 时, 首次翻修期不低于 300h, 中间至最大推力状态工作占总工作时间的 20% 时, 首次翻修期不低于 500h;

允许翻修次数不少于 4 次 (4 次累计翻修费用不大于采购费用的 80%), 翻修后的再次翻修期、性能与新品相同;

成品附件的总寿命和翻修期应与发动机本体的总寿命和翻修期相同。

(22) 发动机的维修性:

发动机应具有良好的可达性、可测性和防错性, 并可原位检测。

各种接头、接口、调整用旋钮等均应有防错及自锁装置和警告标记。

尽量减少紧固件、螺钉等标准件的类型, 除特殊需要的零部件外, 应尽量选用系列发动机已有的。

附件传动机匣应有滑油外观显示和滑油取样阀门。

设置发动机状态监控监测系统, 至少应记录下列参数:

高温时数;

低循环疲劳次数;

高负荷工作状态累计时数;

油液污染检测;

振动极值;

喘振监控。

可及时发出故障报警信号 (如排气温度、滑油压力等)。

滑油系统应有压力和重力充注两种方式, 滑油量能从外观直视, 应设有放油、取样阀门。

设置孔探针检测孔以检查低压压气机各级、高压压气机进出口叶片和环形燃烧室以及 I 级涡轮等部件。

发动机的维修工具要通用化、标准化、规格化, 专用工具要随机配带。

发动机维修工时/飞行小时 (含 1、2、3 级维修) 指标要求在《型号规范》中给定。

采用先进的监控手段, 实现外场视情维修, 取消定检工作。

(23) 直接用于飞机操纵和空战的关键性控制按钮、开关、手柄等应安装在飞行员便于操纵的驾驶杆和油门杆上, 使飞行员在空战中两手基本上不离开杆就可以完成武器、攻击方式选择并实现发射投放。

(24) 握杆操纵的各种按钮、开关应有明显区别, 并有防错措施, 两杆上的开关、按钮, 原则上按飞机的要求进行设置。

## 1.2.2 飞机动力装置系统总体方案的选择

### 1.2.2.1 发动机的选择

飞机对发动机的选择可分以下 5 种情况:

- a. 改进改型的飞机配装以往装机定型的发动机；
- b. 改进改型的飞机配装改进改型的发动机；
- c. 改进改型的飞机配装新研制型号发动机；
- d. 新研制型号飞机配装改进改型的发动机；
- e. 新研制型号飞机配装新研制型号发动机。

在 a 种情况中，指的是发动机、发动机安装、发动机舱内部结构和发动机与飞机各系统接口均不改变。飞机的改进改型涉及到与发动机的硬件的接口均应按以往装机定型的发动机的状态不再变化，否则会出现同一个型号发动机的不同接口硬件状态。如果经飞机与发动机的协调结果必须要改变发动机的某些硬件接口条件的话，则飞机所配装的发动机的型号、批次就要改变或变成 b 种情况。

在 b 种情况中，飞机配装改进改型的发动机，是在以往已定型的发动机的基础上进行的。因此为避免飞机机体和发动机总体外形的重大变化，原则上发动机的改进改型不涉及到发动机安装形式和主要承力件的较大更改，不改变进气道与发动机的匹配要求。其他的功能系统的接口控制要求可以改变，可以重新协调制定，系统的附件、管路、接头的位置可以重新布置与协调。座舱中仪表信号灯（有关动力装置专业的）也有可能做出局部调整或更改。

飞机配装改进改型的发动机其主要目的有：

- (a) 提高或改善飞机的某项（或某些项）性能；
- (b) 由于飞机改进改型的结果（比如换装更先进的大直径雷达，装挂更先进的大口径导弹等），导致飞机增重或增阻而要求保持飞机的性能不降低；
- (c) 发动机使用性方面的改善（比如改善或提高发动机工作稳定性、寿命、维修性、可靠性等），使飞机使用性能提高；
- (d) 由于某种原因，以往定型的发动机停止生产，飞机必须换装在定型发动机基础上改进改型的发动机，迫使飞机也要有所改动而成为改进改型的飞机。

当新研制的一种新的型号发动机为能使其试飞验证与定型并能成为服役的装备动力时，必然要寻求成为某一型号飞机的动力装置，这就迫使某一型号飞机变成了改进改型的飞机，这就是 c 种情况。c 种情况的工作应近于 b 种情况。

一种新研制的型号飞机为加快研制的进度，缩短研制的周期，减少研制的费用，确保研制的成功，避免新研飞机与新研发发动机的研制技术风险的重叠，在只要能够实现新研制型号飞机的战术技术性能的前提下往往优先选择配装改进改型的发动机，以降低飞机研制的风险性，这就是 d 种情况。d 种情况的工作应近于下面的 e 种情况。

在 e 种情况中，指的是新研制的一种新型号飞机配装新研制的一种新型号发动机。如果飞机的改进改型和发动机的改进改型涉及到了飞机作战性能、总体结构、气动外形的重大变化，则也应当归结为 e 种情况。

针对 e 种情况，对发动机的选择应当考虑如下内容：

- 根据飞机各项性能指标的要求（如最大飞行马赫数、爬升率、加速性、机动性、作战半径、航程、起降性能等），对发动机的推力、耗油率、加速性等进行协调确定；
- 根据飞机的翼载和起飞重量确定发动机的推力级、重量、空气流量、涵道比等；
- 根据飞机的某些特殊要求（如超声速巡航、过失速机动、红外隐身、低噪声等），对发动机的中间状态推力（最大不加力状态推力）、发动机的适应性（喘振裕度）、红外辐射、噪声等提出要求；

——根据飞机对发动机的总体布置安排、最大截面尺寸控制、发动机快速装拆形式的论证，对发动机的外廓尺寸、安装节位置、安装件结构形式、附件机匣布置等进行协调确定。

对于 e 种情况，飞机研制的技术风险与发动机研制的技术风险重叠，加大了整个新型号飞机工程研制的技术风险，研制进度与研制经费也将会难以控制，有可能危及新型号飞机按预定目标研制成功。因此，应尽可能避免发生 e 种情况。

在军用飞机研制总体方案论证过程中，一定会重点涉及到对动力装置的需求与选择。在对发动机的选择过程中，应当了解军用飞机的作战任务剖面。下面列举一例，这是参考文献中所列举的一架战斗机对发动机选择的计算实例，很有参考价值。本章很简要地列出，其目的是要了解这架军用飞机上所配装的发动机的性能必须满足飞机的任务剖面的需求。

这架战斗机携带 2 枚“响尾蛇”空中拦截导弹(AIM-9L)、2 枚先进的中距空空导弹(AM-RAAM)和 1 门口径为 25mm 的航炮。它的典型的作战任务剖面见图 1-3 和表 1-1 的说明。

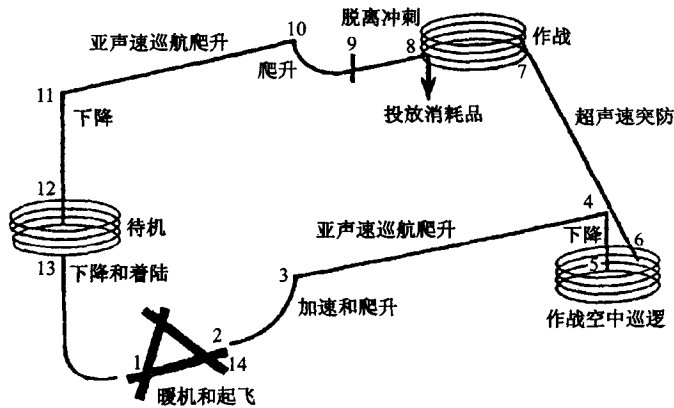


图 1-3 某战斗机的飞行任务剖面图

表 1-1 任务剖面说明

任务阶段	说明
1—2	暖机和起飞。 机场高度 600m，大气温度 38℃。燃油消耗量按慢车状态工作 5min 滑行和中等状态暖机 1min 计算。在湿的硬质表面跑道上 ( $\mu = 0.05$ ) 起飞，滑跑加上 3s 抬前轮总长 $\leq 450m$ ， $V_{TO} = 1.2V_S$
2—3	加速到爬升速度。 用中间状态以最少时间爬升到最佳巡航马赫数 ( $M$ ) 和最佳巡航高度
3—4	亚声速巡航爬升。 以最佳巡航马赫数和最佳巡航高度作亚声速巡航爬升。加速爬升和巡航爬升加一起总航程 278km
4—5	降低高度。 下降至 9150m。该段不计航程、燃油消耗量和时间
5—6	作战巡逻。 完成 20min 的作战巡逻待机飞行。高度 9150m，飞行马赫数按续航时间最长确定
6—7	超声速突防。 高度 9150m、 $M = 1.5$ 作超声速突防至作战空域。航程 185 km。如可能，应使用发动机中间状态



续表 1-1

任务阶段	说明
7—8	作战(模型)。 发射2枚 AMRAAM 导弹。 在高度 9150m、 $M = 1.6$ 条件下完成一次过载为 5 的 360° 稳定盘旋。 在高度 9150m、 $M = 0.9$ 条件下完成两次过载为 5 的 360° 稳定盘旋。 用发动机最大状态, 在 9150m 高度上从 $M = 0.8$ 水平加速到 $M = 1.6$ 。 发射 2 枚 AIM-9L 导弹并发射一半炮弹。 作战的机动飞行不计航程, 作战終了为高度 9150m、 $M = 1.5$
8—9	脱离。 以 $M = 1.5$ 、在高度 9150m 上脱离, 航程 46km。该段超声速飞行, 如可能使用发动机中间状态
9—10	爬升。 使用发动机中间状态, 按最少时间爬升至最佳巡航马赫数和最佳巡航高度
10—11	亚声速巡航爬升。 以最佳巡航马赫数和最佳巡航高度爬升。从作战終了算起至该段总航程为 278km
11—12	下降。 下降至 3050m 高度, 不计时间、燃油消耗量和航程
12—13	待机。 在 3050m 高度上, 按最大续航时间的马赫数, 待机 20min
13—14	下滑与着陆。 机场高度 600m, 大气温度 38℃。自由滑跑 3s 后刹车, 总距离必须小于或等于 450m。跑道为硬质表面湿跑道 ( $\mu = 0.18$ ), $V_{TD} = 1.15 V_S$

注: 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。

$V_{TO}$ —飞机起飞速度;  $V_{TD}$ —飞机着陆速度;  $V_S$ —飞机失速速度。

根据任务剖面对这架战斗机所形成的性能要求见表 1-2。

表 1-2 性能要求

性能项目	要求
有效载荷	2 枚先进的中距空空导弹。 2 枚“响尾蛇”空中拦截导弹。 500 发 25mm 炮弹
起飞滑跑距离	450m
着陆滑跑距离	450m
最大马赫数 $M$	$M = 2.0$ , 12200m 高度上(飞机处于机动飞行重量状态——2 枚拦截导弹、250 发炮弹、半油)
超声速巡航	$M = 1.5$ , 9150m 高度上
加速性( $M = 0.8 \rightarrow 1.6$ , 高度 9150m)	时间小于或等于 50s
稳定过载	在 $M = 0.9$ , 9150m 高度上, $n \geq 5$ 。 在 $M = 1.6$ , 9150m 高度上, $n \geq 5$
其他	单座。 可进行空中加油。 维修性: 可达性好、易于检查维护、重要系统的主要组件易于更换。 结构: 主结构应按耐久性、损伤容限和可修复要求设计。结构能承受的动压头为 1.0213MPa (相当于海平面 $M = 1.2$ )。 2 个机翼挂架和一个机身挂架。 燃油箱: 自封闭的。1 个副油箱容积为 1400L。 雷达、红外、噪声、电磁等信号应按实际上可能达到的最低水平设计

在飞机的战术技术指标和发动机的战术技术指标下达之后, 飞机设计部门和发动机设计部门先初步确定(选定)飞机方案和发动机方案, 估算出飞机的升阻特性和发动机的高度—

速度特性,按图1-3的飞行任务剖面逐段计算飞机的性能,并检查分析是否满足战术技术指标的要求。当有不满足的项目发生,则要修改飞机方案和发动机方案,再进行计算和检查分析,如此反复多次,直至全部项目满足战术技术指标要求为止,这时,这个确定(选定)的方案可称为“可行方案”。但是,这个“可行方案”还不能算是将要最终确定(选定)的最佳方案,或者说是理想的折中方案,还要进一步考虑飞机总体、结构、系统、武器设计的兼容性,要考虑飞机的其他飞行任务或强项任务的适应性,要考虑飞机应具有多种用途的扩展性,还要考虑研制、采购、使用的经济性等各个方面对这个“可行方案”所提出的修改。这样,可能会牺牲某些性能或者说突破某些约束条件,来换取更为需要的性能或用途。

图1-4是一张典型的推力载荷与机翼载荷的关系的约束条件图,国外目前服役的战斗机均标示在图中。图中的四项约束条件形成了一个典型的约束空间,即“可行域”,落在图中的可行域区中的飞机,其上述性能自动满足约束条件要求,而落在可行域区之外的飞机表明其有特殊要求的约束条件。

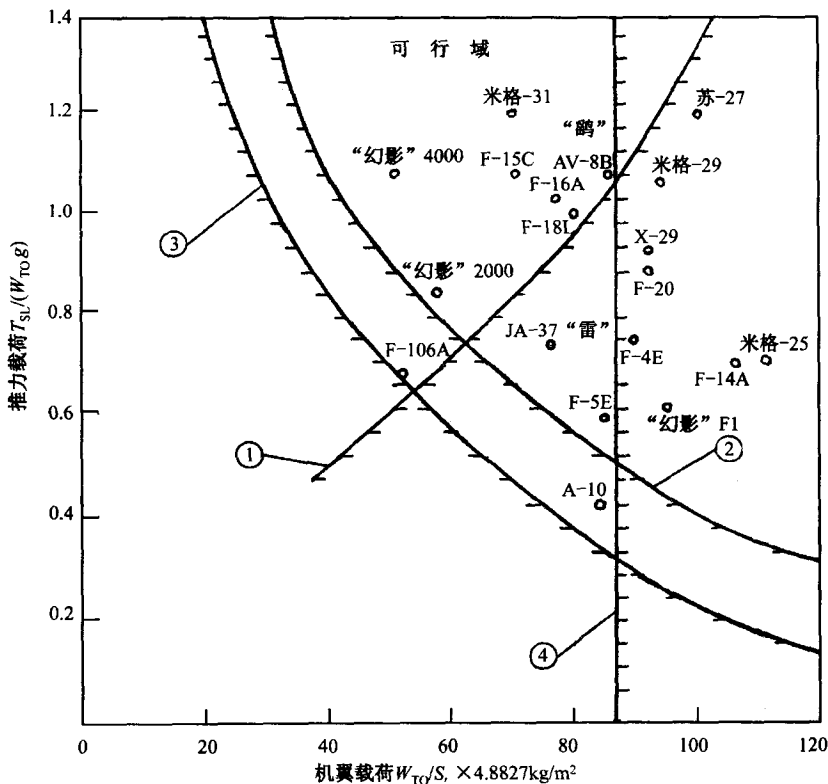


图 1-4 典型战斗机性能约束条件图

- ①—从给定长度的跑道上起飞。
- ②—在给定的高度和所要求的速度下水平飞行。
- ③—在给定的高度和速度下以所要求的速度爬升。
- ④—在给定长度的跑道上不用反推力装置(用阻力伞)着陆。

上面列举的这架战斗机,由起飞、着陆、超声速突防三项性能所形成的约束条件参见图1-5。将22架不同型号战斗机的推力载荷—机翼载荷组合点标在图1-5中,将会发现当代战斗机无一架飞机落在图1-5的可行域区中,这表明每一架不同型号战斗机都有其特殊要



式中： $\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$ ——标准大气的静密度比。

假设瞬时重量由下式给出

$$W = \beta W_{TO}$$

式中： $\beta$ ——瞬时重量比；

$W_{TO}$ ——飞机起飞总重量。

对于某一任务航段的重量比  $\beta$  的最初数据根据经验给出。典型的战斗机沿任务剖面的瞬时重量比  $\beta$ ，见表 1-3。

表 1-3 典型战斗机的瞬时重量比

任务阶段结束时	1—2	3—4	5—6	7—8	10—11	12—13 (着陆前)
$\beta$	1	0.9	0.85	0.78	0.68	0.6

按图 1-5 的约束条件，经对发动机的选择结果，得出这架战斗机所配装的发动机其海平面静止标准大气条件下的性能要求，见表 1-4。

表 1-4 所列举战斗机配装的发动机在海平面静止标准大气条件下的性能

参 数	状 态	数 据
推力 (kN)	最大状态	73.65
	中间状态	49.35
耗油率 (kg/(N·h))	最大状态	0.1655
	中间状态	0.0919
空气流量 (kg/s)		59.7
压气机总增压比		28.1
风扇压比		4.83
涵道比		0.48
引气流量 (kg/s)		0.4
功率提取 (kW)		150

最后的结果是这架战斗机和其所选择配装的发动机的设计点参数，即可行域中的那个解 (AAF) 是推力载荷  $T_{SL}/(W_{TO}g) = 1.262$  和机翼载荷  $W_{TO}/S = 312.5 \text{ kg/m}^2$ ，两台发动机。

在对发动机的选择过程中，飞机动力装置系统专业主任设计师应紧密配合飞机总体专业主任设计师共同完成对发动机性能的协调确定。

### 1.2.2.2 发动机安装方案的选择

在飞机配装所需发动机的总体方案论证阶段，就应对发动机的安装方案进行选择确定。

确定发动机安装方案的目标应是：除了实现安装、固定、传力、补偿（工作时的变形补偿、安装时的工艺补偿）之外，还应实现发动机的快速装拆，以便尽可能减少更换发动机的时间（工时），实施军用飞机快速战斗准备，民用飞机降低直接使用成本。

按此目标选择确定发动机安装方案，实现发动机快速装拆，应遵循下面几点原则。

(1) 恰当地选择发动机的布置位置和合理地安排发动机舱结构（包括舱口盖）的开敞性，使发动机在安装架车的帮助下能迅速到位，对发动机的安装件能迅速可达。

(2) 在飞机上对发动机安装件（推力销、拉杆和吊挂）的连接形式应能做到快速定位与固紧。

(3) 发动机与飞机的连接接口项目（机械的接口、电气的接头）应尽可能少，连接方法应简便快捷，接口位置应快速可达。

下面列举出三种型号军用飞机发动机装拆方案的例子。图1-6所示为我国某型号飞机发动机安装图。图1-7所示为国外某型号飞机发动机安装图。图1-8所示为国外另一型号飞机发动机安装图。所列3例飞机发动机的安装均为2台发动机左右水平并列地布置在发动机舱中。

图1-6所示的发动机装拆方法是以脱开后机身为前提，先脱开后机身，然后，发动机水平方向推进或拖出。图1-7所示的发动机装拆方法是发动机水平方向推进或拖出，即所谓“钻山洞”式。图1-8所示的发动机装拆方法是打开机身发动机舱大口盖，发动机垂直升起或放下。图1-6所示的发动机安装是飞机附件（如液压泵、交流发电机、燃油增压泵、直流起动发电机等）装在发动机附件传动机匣上，没有独立的飞机附件传动机匣，这样在将发动机往飞机上安装之前需要安排往发动机上安装飞机附件的发动机地面配套工作。图1-7和图1-8所示的发动机安装是飞机附件传动机匣与发动机附件传动机匣分离的方案，两个机匣之间用功率输出轴（PTO轴）连接，飞机附件安装在飞机附件机匣上，与发动机装拆互不干扰。

三种型号的飞机和发动机之间安装连接点数目各不相同，图1-6所示的飞机发动机安装连接点数目较多，而图1-8所示的飞机发动机安装连接点数目最少，见表1-5所列。

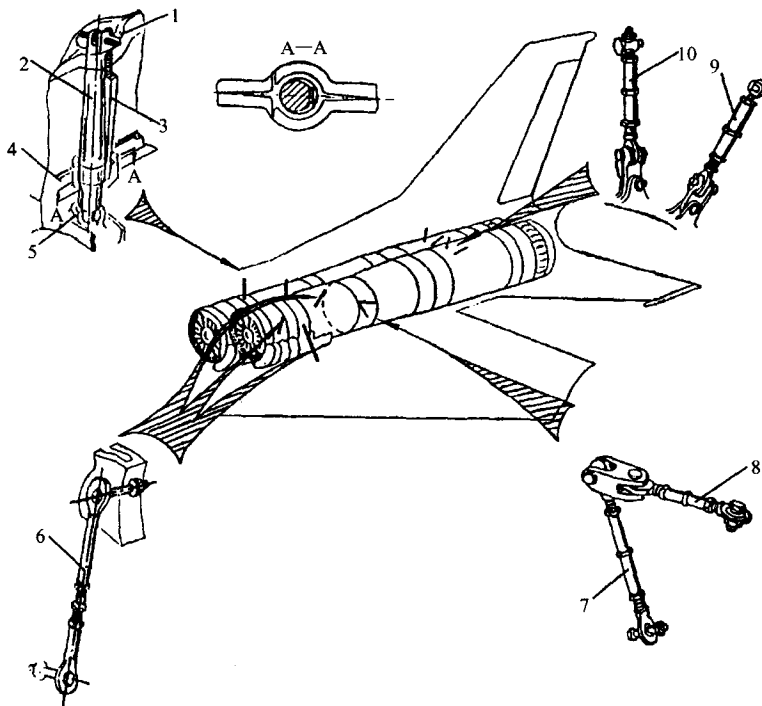


图1-6 我国某型号飞机发动机安装图

1—推力销在机身梁上的固定接头；2—推力销；3—推力销上的楔形件；4—机身推力梁；5—发动机上球形承力座；6—主固定面内侧拉杆、主固定面外侧拉杆、辅助固定面内侧拉杆；7—辅助固定面外侧拉杆；8—水平拉杆；9—加力燃烧室外侧吊挂拉杆；10—加力燃烧室内侧吊挂拉杆

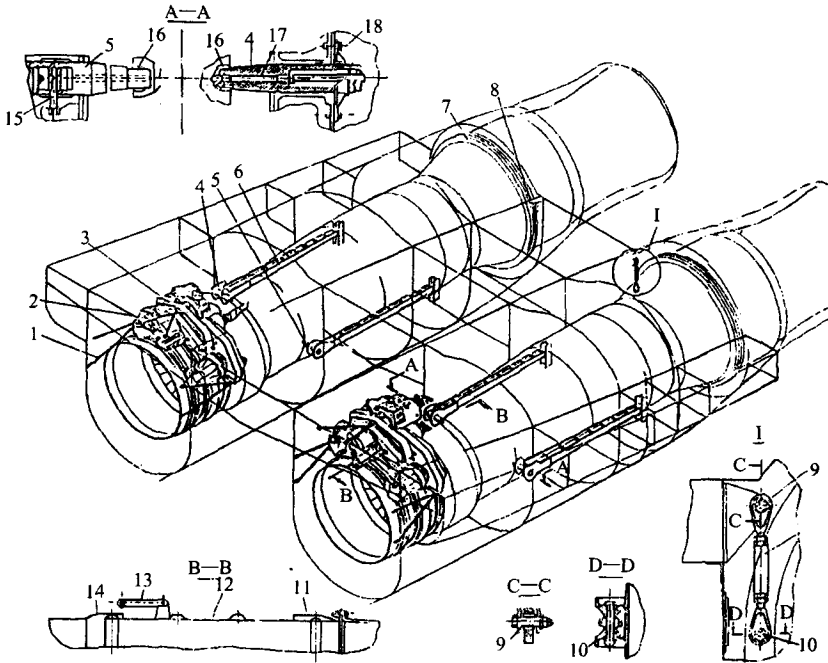


图 1-7 国外某型号飞机发动机安装图

1—外置附件机匣的侧固定拉杆；2—外置附件机匣的上固定拉杆；3—外置附件机匣；4—位于舱外侧的固定发动机的主安装点的推力销；5—位于舱内侧的固定发动机的主安装点的推力销；6—固定发动机主安装点的承力梁；7—发动机的后固定承力环；8—固定发动机后安装点的垂直拉杆；9—后拉杆上部固定螺栓；10—后拉杆下部固定螺栓；11—在发动机压气机上的进口转接罩圈；12—在进气道和发动机之间的过渡转机匣；13—过渡转机匣的固定锁；14—进气道转接安装罩圈；15—推力销内部固定螺栓；16—球形支座；17—推力销固定螺栓；18—固定外侧推力销的法兰盘

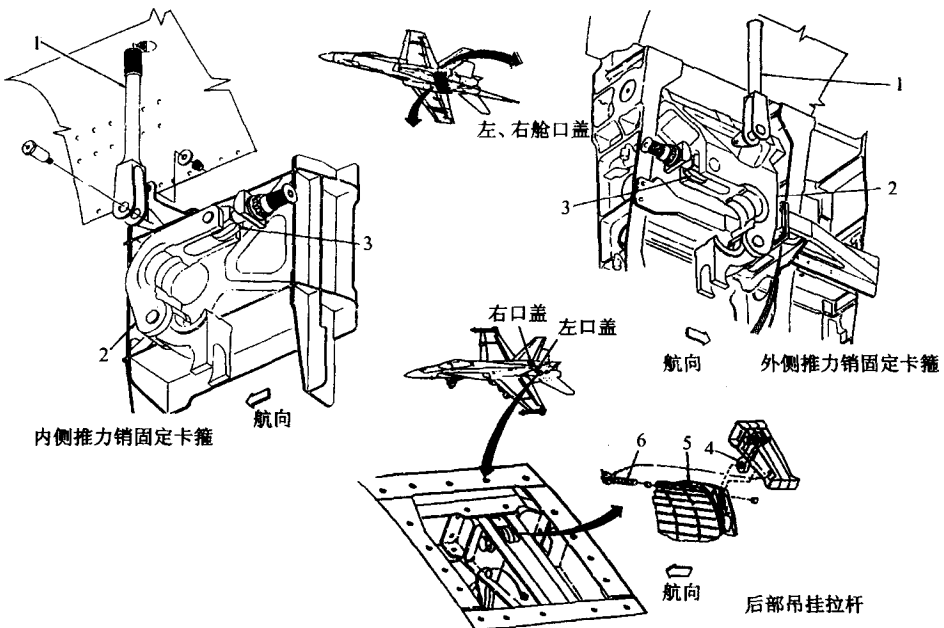


图 1-8 国外某型号飞机发动机安装图

1—支杆；2—推力销固定卡箍；3—固定卡箍的耳朵螺栓；4—后部固定吊挂拉杆；5—发动机后部固定承力环组件；6—发动机后部固定快速装拆的销子



表 1-5 三种型号飞机发动机安装连接点 (单台)

序号	连接点项目名称	连接点数量		
		国内某型号	国外某型号	国外某型号
1	推力销	1	2	2
2	主安装拉杆	2		
3	辅助安装拉杆	3	1	1
4	加力吊挂拉杆	2		
5	加力筒体快卸环	1		
6	功率输出轴		1	1
7	涡轮后排气温度热电偶	4		
8	加力点火电嘴	1		
9	油门操纵拉杆	1	1	1
10	燃油供油管	1	1	1
11	液压泵进出油管	2		
12	通气管	4	2	
13	漏油管	5	4	3
14	飞机附件和发动机附件机匣滑油管, 通气管		4	3
15	滑油箱通气管, 压力加油管		2	
16	补氧导管	1	1	
17	飞机用引气管	3	2	1
18	交流发电机冷却通风管	1		
19	起动发电机冷却通风管	1		
20	喷口作动筒进出油管	2		
21	喷口作动筒冷却通风管	3		
22	交流发电机电气接头	1		
23	起动发电机电气接头	1		
24	电气主插头	2	4	3
25	热电偶接线盒	1	1	
26	滑油压力传感器	1		
27	转速表传感器	2		
总计		46	26	16

三种型号飞机的发动机装拆方法使得在飞机上更换 2 台发动机的时间明显不同。

图 1-9 为对应图 1-6 所示的发动机安装的装拆工作程序图, 更换 2 台发动机的时间约为 4h。图 1-10 为对应图 1-8 所示的发动机安装的装拆工作程序图, 更换 2 台发动机的时间约为 1h。

对于发动机安装在后机身舱的布置方案, 可采用下述 2 种装拆方案。

(1) 第一种装拆方案是采用机身腹部全部打开的大舱口盖, 打开舱口盖, “腹部大开口”, 整台发动机在架车上垂直向上安装到位。

(2) 第二种方案是采用机身尾段脱开, 脱开尾段, 整台发动机在架车上水平向前推进安装到位, 然后再对接尾段。

在对发动机安装方案的选择过程中, 飞机动力装置系统专业主任设计师应紧密配合飞机总体专业主任设计师和飞机结构专业主任设计师共同完成对发动机安装尺寸与安装方案的协调确定。

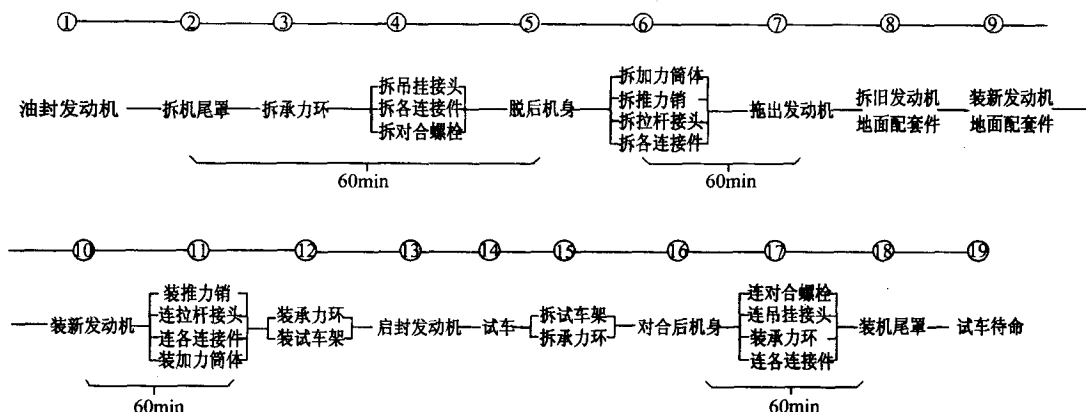


图 1-9 我国某型飞机更换双发工作程序图

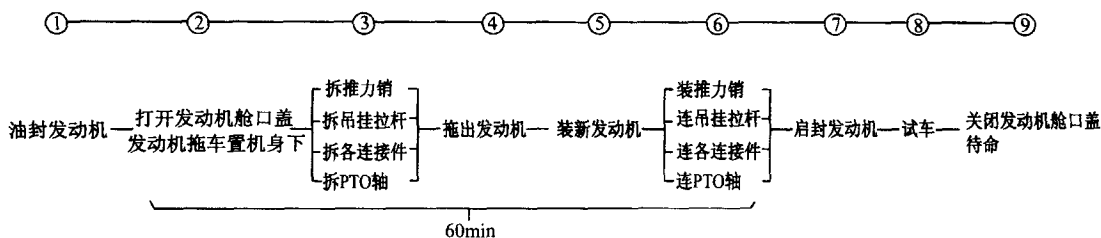


图 1-10 国外某型飞机更换双发工作程序图

### 1.2.3 飞机与发动机的接口控制

飞机与发动机的接口控制是飞机动力装置系统总体设计的一项重要组成内容。接口控制实际上是对飞机与发动机之间的各项接口（无一漏项）制定技术要求并对其进行协调、确认和跟踪的工作。接口控制贯穿于型号设计与研制工程实施的全过程，并不断地进行补充、完善或修订。飞机与发动机的接口控制涉及飞机的各相关专业，如飞机总体、性能、结构、强度、进排气、调节与控制、环控、燃油、液压、武器外挂、大气数据计算机、飞行参数记录仪、电源与电气、显示与监控，发动机安装、操纵、冷却、防火、起动、防喘等。接口控制将由飞机设计师和发动机设计师共同组成的“协调工作组”来完成，协调后所形成的各项“接口项目协调单”是发动机与飞机进行各项接口交联（包括软件接口和硬件接口）的设计依据。

#### 1.2.3.1 发动机与飞机性能方面的接口控制

飞机的性能取自于发动机的性能，发动机的性能应满足飞机在整个飞行包线范围的各项战术技术指标的实现。在飞机性能与发动机性能的协调过程中，需要发动机设计师的努力（如提高发动机的推力、降低耗油率、减轻重量），也需要飞机设计师的努力（如降低阻力、减少重量、提高发动机安装推力）。

发动机性能方面的接口控制的内容应当包括：

- (1) 海平面静止标准大气条件下发动机台架性能参数数据；
- (2) 发动机高度—速度特性；
- (3) 发动机转速特性；
- (4) 飞机的功率提取和引气量要求对发动机性能的影响计算数据；

(5) 飞机的飞行包线, 包括飞机最大飞行马赫数、最大飞行表速、最小机动飞行表速、静升限、发动机的稳定工作范围、发动机可靠接通与断开加力的稳定工作范围等;

(6) 发动机空中起动机范围和地面起动机范围;

(7) 飞机的强度设计条件, 包括飞机的最大使用表速、法向过载、侧向过载, 以及尾旋情况等;

(8) 发动机的外廓尺寸(进口直径、最大直径, 附件凸出部分最大高度、长度, 安装节位置等), 重量(净重和交付重量等), 重心位置和惯性矩。

### 1.2.3.2 飞机进气道与发动机匹配方面的接口控制

飞机进气道与发动机匹配包括以下两个方面。

一是进气道与发动机的流量匹配; 二是进气道与发动机的流场匹配。

流量匹配要求在整个的飞行包线范围, 在发动机各种工作状态、在飞机各种飞行姿态下, 飞机进气道所供给的空气流量与发动机所需要的空气流量相适应; 流场匹配则要求发动机抗进气畸变的能力与进气道产生的进气畸变相适应, 这就要求发动机的喘振裕度要大。

进气道与发动机匹配质量的优劣直接影响到飞机进气道和发动机能否稳定、可靠地工作, 因此, 应特别予以注意。

进气道与发动机匹配方面的接口控制的内容应当包括:

- (1) 发动机的调节规律;
- (2) 发动机的可调喷口参数;
- (3) 发动机的换算流量、换算转速、压气机静压比与发动机进口总温的变化曲线——发动机流量特性;
- (4) 发动机稳定工作裕度值(喘振裕度值);
- (5) 发动机共同工作线;
- (6) 发动机压气机、风扇部件畸变模拟试验特性;
- (7) 发动机高空台进气畸变试验特性;
- (8) 飞机进气道与发动机共同工作点的总压恢复特性;
- (9) 进气道调节规律。

### 1.2.3.3 发动机与飞机机械接口控制

发动机与飞机机械接口控制协调是发动机安装的首要工作, 其协调的项目和内容是非常多的, 也是非常细致的。接口控制协调过程中要求: 一是不能漏项, 二是每项的技术要求的制定要正确、协调、完善。否则, 将有可能造成人力、物力、财力的浪费和进度的延误。

发动机与飞机机械接口控制的内容应当包括以下方面。

(1) 发动机总体外廓尺寸, 包括各典型截面的外形尺寸、各项安装节位置、地面架车用固定点位置等。

(2) 发动机安装轴线位置图。

(3) 发动机各安装节连接形式、尺寸, 地面架车用固定点连接形式、尺寸, 发动机外喷口(收敛-扩散喷管的扩散段)的连接(或对接)形式、尺寸。

(4) 发动机附件机匣的位置、外廓尺寸, 如果飞机附件(如液压泵、交流发电机、燃油增压泵、起动机等)装在发动机附件机匣上, 则应协调附件的布置位置、尺寸、装拆形式。

(5) 飞机附件机匣的位置、外廓尺寸, 附件的布置位置、尺寸、装拆形式, 功率输出轴的位置、连接尺寸与形式, 飞机附件机匣的固定形式、连接尺寸, 发动机附件机匣与功率输