飞行器总体设计大作业

歼-50（终结者）

小组成员：

目录

前言.....3
第一章　飞机设计要求.....4
任务计划书性能指标.....4
发动机要求.....4
有效载荷.....5
任务剖面.....5
概念草图.....6
第二章　总体参数估算.....7
起飞重量的计算.....7
2.1.1 飞机起飞重量的构成.....7
2.1.2 空机重量系数 W_e/W_0 的计算.....9
发动机的耗油率 C.....10
2.3 升阻比 L/D.....11
由浸湿面积比估算出 L/D 约为 13.....13
燃油重量系数 W_f/W_0.....13
2.4.1 飞机的典型任务剖面.....14
2.4.2 计算燃油重量系数 W_f/W_0.....16
2.4.3 全机重量计算.....16
飞机升阻特性估算.....20
2.5.1 确定最大升力系数.....20
2.5.2 估算零升阻力系数 C_{D0} 及阻力系数 C_D.....21

前言

随着美国 F-22 战斗机的服役，以及俄罗斯 T-50 战斗机的首飞，我国处于自身战略的需要以及面临的实实在在的威胁，必须要研制出自己的四代机，否则未来几十年只能任由其它国家的战机闯入我国的凌空。

我们正在无声无息的被四代机重重包围，如何突围，成了中国航空业和中国空军不得不面对的问题。根据对 21 世纪战争的预测分析，作战模式将向空战一体化，信息化发展。赋予战斗机的作战使命将进一步提升，要求战斗机取得“据对制空权”，具有远程奔袭和突防能力，“先敌发现，先敌进攻，先敌制胜”的能力将被赋予更加实际的内涵。具有更高的生存性，低可探测性（即隐身性能），超声速巡航，高机动性，超视距攻击将成为新一代战斗机的主要发展方向。

鉴于以上思想，我们以俄罗斯 T-50 为原型机，设计了适合新形势下我军作战要求的第四代战斗机。

第一章　飞机设计要求

任务计划书性能指标

T-50 设计要求:	本机设计要求:
尺寸数据: 机长 22.0 米 机高 6.05 米 翼展 14.2 米 翼面积 78.8 ㎡ 重量及载荷: 空重： 17,500 kg 一般起飞重量： 26,000 kg 最大起飞重量： 36,000 kg 性能数据: 最高速度： 2,600 km/h 巡航速度： 1,400 km/h 航程： 4,000 km 实用升限： 18,000 m 爬升率： 350 m/s 翼负荷： 470 kg/㎡	尺寸数据： 机长 22.3 米 机高 6.32 米 翼展 14.6 米 翼面积 80.0 ㎡ 重量及载荷： 空重： 18,000 kg 一般起飞重量： 27,000 kg 性能数据 最高速度： 2,500 km/h 巡航速度： 1,350 km/h 作战半径： 1800km 实用升限： 18,000 m 爬升率： 350 m/s 翼负荷： 470 kg/㎡ 限制过载+10g/-4g

发动机要求

（1）推重比达到 10 以上；

（2）应满足具有超音速巡航能力，发动机不开加力在高度 11-13 千米，飞机应能～持续巡航飞行，及要求发动机不开加力使得最大推力要大；

（3）为飞机提供短距起降和过失速机动能力（采用推力矢量喷管）；

（4）有良好的隐身能力，发动机的红外和雷达反射信号特征尽可能小；

（5）采用双余度全权限数字电子控制（FADEC）；

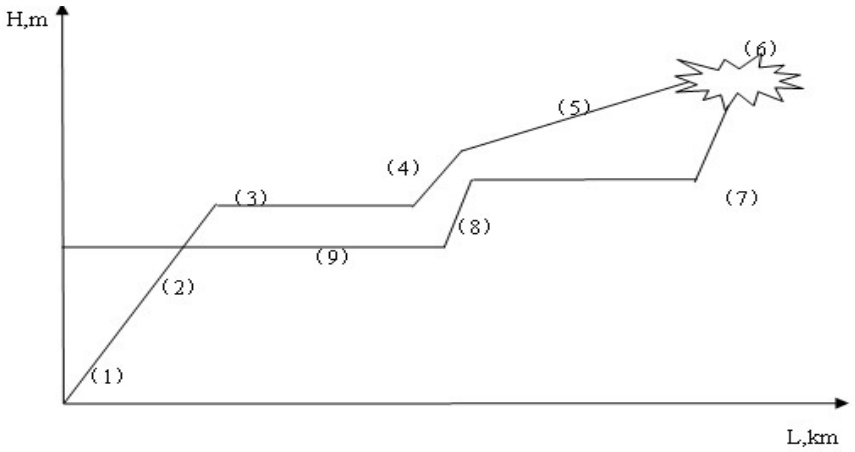
（6）与第三代战斗机的发动机相比，零件数量减少 40～60%，可靠性提高一倍，耐久性提高一倍；

（7）寿命周期费用降低约 25～30%。

有效载荷

武器载荷 6000kg 以上，驾驶员一名 100kg.

任务剖面



（1）起飞并加速到上升速度；

（2）沿预定航向，以能达到最大任务航程的最佳发动机工作状态和速度程序上升到巡航高度 。

（3）以最大航程的速度和高度巡航到离目标一定距离处（根据需要选定，大致可取 200 到 500Km）；

（4）加速并上升到超声速巡航的高度和速度（一般高度为 10 到 14Km,速度为到）；

（5）以超声速巡航一定距离（如（3）所述 200 到 500Km）；

（6）利用中、远程制导武器攻击目标，作战时间一般不大于 2 分钟；

（7）以超声速或亚音速退出战斗返航，飞行预定距离；

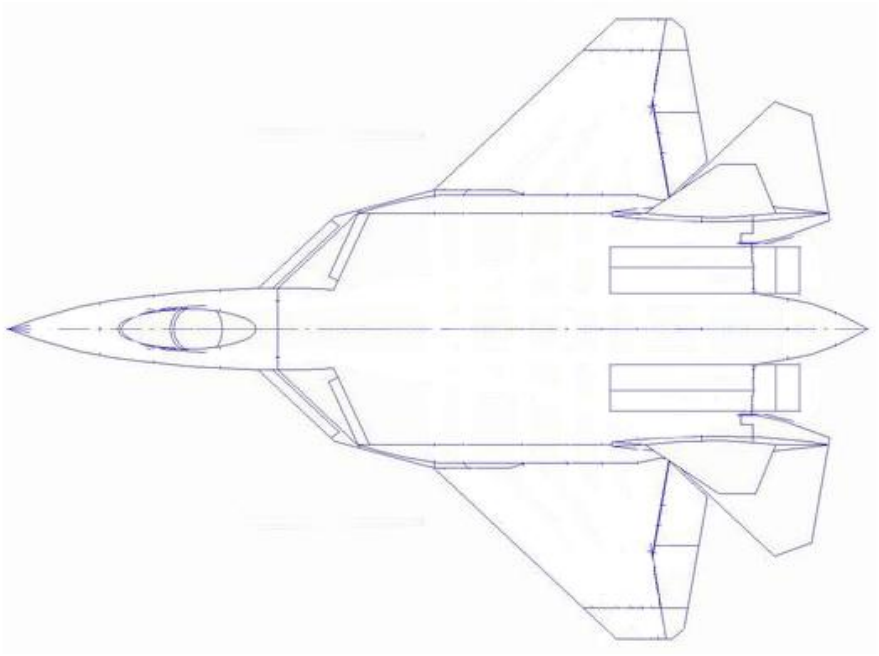
（8）改变高度、速度至有利巡航的高度及速度；

（9）带着陆余油到达基地上空。

概念草图

- □ 正常式布局
- □ 翼身融合的后掠翼布局
- □ 倾斜式双立尾
- □ 悬臂式中单翼
- □ 二维矢量喷管
- □ 双发发动机，机腹进气，S 型进气

绘制草图如下：



第二章　　总体参数估算

起飞重量的计算

2.1.1 飞机起飞重量的构成

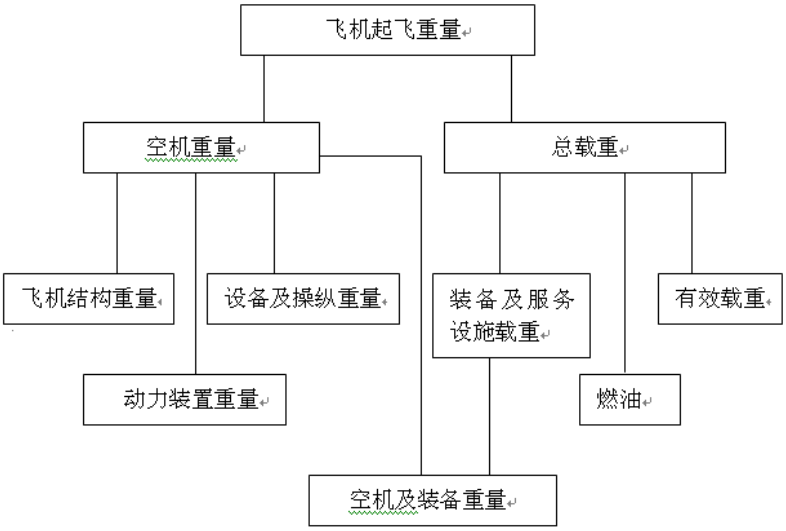
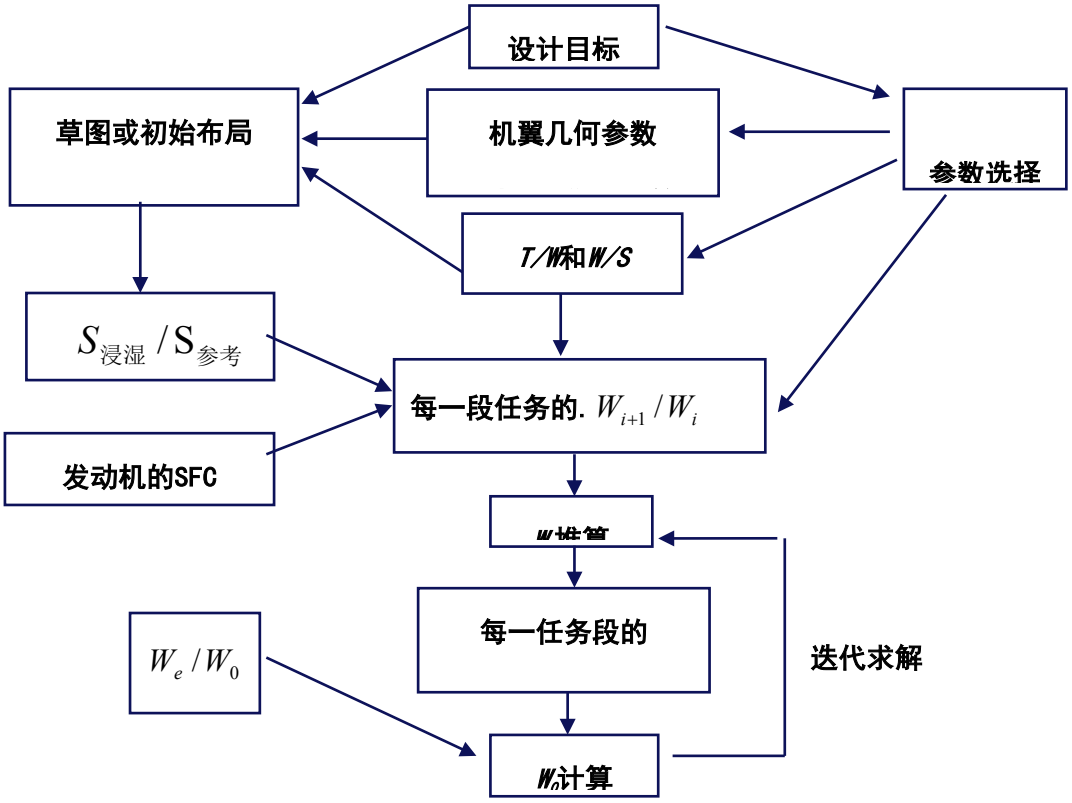


图 2.2.1　飞机起飞重量分类

以及近似计算过程的框图如下：



WO 为飞机的起飞总重，它由以下几部分组成：

$$W_0 = W_p + W_f + W_e$$

$$= W_p + W_f + (W_{st} + W_{en} + W_{eq})$$

Wp 为有效载荷(含乘员)重量

Wf 为燃油重量，包括任务燃油(可用燃油)、备份燃油(安全余油)及死油三部分；

We 为空机重量，主要包括结构(机体、起落架、操纵系统等)重量、动力装置重量及设备重量三部分；

因为：$W_0 = W_p + W_f + W_e$

$$= W_p + (W_f / W_0)W_0 + (W_e / W_0)W_0$$

$$= W_p + (W_f / W_0 + W_e / W_0)W_0$$

所以：$W_0 = \dfrac{W_p}{1 - W_f / W_0 - W_e / W_0}$

其中：w_f / w_0、w_e / w_0 分别称为燃油重量系数、空机重量系数。

在有效载重 Wp 已知的情况下，求出空机重量系数 w_e / w_0 和燃油重量系数 w_f / w_0 （或燃油重量 W_f），就可求出 W_0。

W_P 为有效载荷(含乘员)重量，共 6000kg+100kg(单人体重)=6100kg

W_e 为空机重量，主要包括结构(机体、起落架、操纵系统等)重量、动力装置重量及设备重量三部分, 约 12000 千克；

Wp 基本与 W_0 无关，W_f 和 W_e 与 W_0 有关。

2.1.2 空机重量系数 W_e/W_0 的计算

空机重量系数 W_e/W_0 采用统计方法给出，其值大致为 ~ ，其中战斗机为 ~ ，喷气运输机为~。

W_e/W_0 随飞机起飞重量的增加而减小。

对于用常规金属材料制造的飞机，可以得到 W_e/W_0 的拟合公式

$$W_e / W_0 = A \cdot W_0^{C}$$

由于 W_e/W_0 随起飞重量的增加而减小，所以 $C<0$。

采用变后掠翼时，W_e/W_0 会增加；采用先进复合材料结构时，W_e/W_0 会减小。

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。

如要下载或阅读全文，请访问：

https://d.book118.com/027124112114006056