



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

西北工业大学航空学院

高空长航时侦察无人机总体设计方案



团队成员	姓名	学号	专业
	郑中原	2017300579	飞行器设计与工程
	冯铮浩	2017300281	飞行器设计与工程
	覃刚	2017300405	飞行器控制与信息工程
	严钰文	2017300411	飞行器控制与信息工程
	王旭鲲	2017300318	飞行器设计与工程
	耿培源	2017300272	飞行器设计与工程
	林昀	2017300218	飞行器设计与工程
	秦嘉琛	2017300357	飞行器控制与信息工程
	马铄恒	2017300409	飞行器控制与信息工程
	刘德园	2017300315	飞行器设计与工程

西安·西北工业大学

2020年7月1日

小组成员主要分工情况（供老师参考）

姓名	学号	分工内容
郑中原	2017300579	【大组长】负责召开线上会议、协调分工、推进进度；负责总体设计报告第一至三章整理汇总，任务剖面确定，布局分析与选择，电子样机结构布置与三面图绘制。
冯铮浩	2017300281	【副组长】负责总体设计报告第四至八章整理汇总、终稿报告修改与排版；负责总体参数部分设计要求拟定、升阻特性计算、重量估算，尾翼与操纵面设计，全机重心范围确定（飞机纵向操稳特性），部分方案总结。
覃刚	2017300405	负责总体参数翼载荷与推重比确定，发动机初步尺寸确定及该部分汇总整合，进气道详细设计部分，飞机气动性能分析，飞行性能分析部分。
严钰文	2017300411	负责总体参数翼载荷与推重比确定，飞机费效分析部分，总体布置图绘制，方案总结与报告梳理，摘要撰写。
王旭鲲	2017300318	负责总体参数翼载荷与推重比确定，发动机与进气道详细设计，发动机特性分析，飞机飞行性能分析部分。
耿培源	2017300272	负责项目背景与原准机部分撰写，布局分析与选择，结构重量与重心特性计算，总体布置参数确定，发动机初步尺寸确定。
林昀	2017300218	负责基本设计要求拟定，典型任务剖面图绘制，机翼详细设计部分，电子样机三视图绘制与渲染。
秦嘉琛	2017300357	负责项目背景与原准机部分撰写，布局分析与选择部分，机身详细设计部分，进气道详细设计，总体布置图绘制，部分方案总结。
马铄恒	2017300409	负责项目背景与原准机部分撰写，布局分析与选择部分、起落架详细设计部分，总体布置部分，总体布置图绘制，部分方案总结。
刘德园	2017300315	负责基本设计要求拟定，项目背景与原准机部分撰写，布局分析与选择部分，电子样机绘制与渲染图设计，发动机尾喷管设计。

摘 要

高空长航时无人机作为一种现代新型无人机，在执行侦察、监视、电子对抗及火力打击等任务起着战略作用。近几年，这种多功能作战平台受到了持续关注，同时世界各国也陆续展开对其的研究并取得了一定的成果，其中具有代表性的有美国的 RQ-4A “全球鹰” “复仇者” “捕食者” 无人机，中国的“翔龙” “翼龙” 无人机等。高空长航时无人机追求高续航性能和任务多样化，这就决定了其飞行性能和品质方面要求极高，其设计过程必然有着一定的复杂度。本文主要以高空长航时为目标对该侦察无人机进行了初步设计，并对相关性能进行研究。

本设计报告旨在设计一款先进高空长航时侦察无人机。以美国的 RQ-4A “全球鹰” 无人机作为原准机，首先确定了本设计方案的基本要求与典型任务剖面，随后进行首轮三个重要总体参数（起飞重量、翼载荷、推重比）估算。在权衡各类布局的优缺点后，本小组选定常规式布局作为设计方案的基本布局形式。之后，结合实际设计要求，利用统计公式、分析软件等方式进行各部分的详细设计，主要包括机身设计、起落架布置、机翼和尾翼参数尺寸及操纵面等重要部件设计，同时也对发动机部分进行了详细地分析选型并对进气道尾喷管进行参数设计。设计过程中，小组成员充分考虑设计指标后进行了多次迭代，合理地选择参数以及进行各部件之间的匹配，以使全机具有较好的飞行性能。

在完成了初步设计后，小组成员对该高空长航时无人机分别进行了重心重量特性计算以及纵向操纵稳定性分析，并结合软件工具进行详细的气动分析、全机飞行性能分析，并验证该设计方案是否达到了最初设计指标要求，并对不满足预期设计指标的性能参数进行了优化和迭代分析，直到达到最终满足设计指标。在最终确定各总体设计参数之后，小组成员对方案进行了费效分析，并给出了该无人机的渲染图、三视图以及总体布置图，最后进行了详细的方案总结。

本项目各模块的分析计算工作基本均使用自主编写的 MATLAB 程序进行实现，程序通用性与适应性均较强。通过以上工作的开展，本小组最终形成了一套高空长航时侦察无人机的总体设计方案，可供未来的类似工程项目参考。

关键词：高空长航时侦察无人机；总体设计；迭代分析；详细部件设计；性能分析；费效分析；MATLAB

目 录

第一章 项目背景与原准机分析	8
1.1 项目背景.....	8
1.2 原准机分析.....	9
第二章 飞机总体参数确定	10
2.1 基本设计要求.....	10
2.2 典型任务剖面确定.....	11
2.3 主要总体参数确定.....	12
2.3.1 飞机升阻特性估算.....	13
2.3.2 飞机重量估算.....	18
2.3.3 飞机推重比与翼载荷确定.....	26
2.4 首轮近似结果.....	30
第三章 飞机总体布局设计	31
3.1 各类飞机布局分析.....	31
3.1.1 常规布局.....	31
3.1.2 鸭式布局.....	31
3.1.3 联结翼布局.....	32
3.1.4 飞翼布局.....	33
3.2 飞机布局选择.....	33
3.3 机身设计.....	34
3.3.1 设计要求.....	34
3.3.2 主要几何参数.....	34
3.3.3 机身外形初步设计.....	36
3.3.4 机身参数总结.....	37
3.4 起落架初步设计.....	37
3.4.1 设计要求.....	37
3.4.2 起落架形式比较与选择.....	38
3.4.3 起落架主要几何参数选择.....	39
3.4.4 起落架布置示意图.....	40

3.5 机翼的设计.....	40
3.5.1 翼型的选择与设计.....	40
3.5.2 机翼平面形状的设计.....	42
3.5.3 机翼安装角和上反角.....	43
3.5.4 机翼扭转和翼梢设计.....	44
3.5.5 副翼和增升装置设计.....	46
3.5.6 机翼油箱容积估算.....	48
3.5.7 机翼的总体参数汇总.....	48
3.6 尾翼及其操纵面的设计.....	49
3.6.1 尾翼布置形式选择.....	49
3.6.2 尾翼布置位置选择.....	50
3.6.3 尾翼设计基础数据.....	50
3.6.4 尾翼设计参数选择.....	50
3.6.5 尾翼外形与操纵面选择.....	53
3.6.6 尾翼设计参数汇总.....	55
第四章 发动机设计及分析	56
4.1 发动机初步尺寸的确定.....	56
4.1.1 发动机类型的选择.....	56
4.1.2 发动机台数的选择.....	56
4.1.3 发动机安装位置的选择.....	57
4.1.4 发动机加力段的最大直径.....	57
4.1.5 主要典型尺寸的计算.....	57
4.1.6 发动机初步相关数据总结.....	58
4.2 进气道设计.....	58
4.2.1 进气道形式及位置.....	58
4.2.2 进气道主要参数的选择.....	59
4.2.3 进气道的外部阻力.....	61
4.3 分流器与尾喷管设计.....	62
4.3.1 分流器设计.....	62

4.3.2 尾喷管设计.....	63
4.4 发动机特性分析.....	64
4.4.1 推力特性.....	64
4.4.2 耗油率特性.....	65
第五章 飞机外形设计与总体布置	66
5.1 方案三面图与渲染图.....	66
5.2 总体布置方案.....	67
第六章 飞机主要性能分析	68
6.1 重量与重心估算.....	68
6.1.1 重量估算.....	68
6.1.2 飞机重心计算.....	70
6.1.3 全机重心估算与重心示意图.....	72
6.1.4 飞机重心变化范围说明.....	73
6.2 气动特性分析.....	76
6.2.1 升力特性估算.....	76
6.2.2 阻力特性估算.....	81
6.2.3 升阻极曲线估算.....	86
6.3 飞行性能分析.....	87
6.3.1 巡航性能分析.....	87
6.3.2 能量机动性分析.....	88
6.3.3 飞行包线分析.....	90
第七章 飞机费效分析	91
7.1 飞机寿命周期费用.....	91
7.1.1 飞机寿命周期.....	91
7.1.2 飞机寿命周期费用.....	91
7.1.3 飞机寿命周期费用分析的方法.....	92
7.2 兰德 DAPCA IV 模型	92
7.2.1 DAPCA IV 模型中各费用计算公式.....	93
7.2.2 综合费率.....	94

7.3 使用保障费用.....	95
7.3.1 燃油费用.....	95
7.3.2 空勤人员费用.....	95
7.3.3 维护费用.....	96
7.3.4 维护材料费.....	96
第八章 方案总结	97
参考文献	99

第一章 项目背景与原准机分析

1.1 项目背景

无人机系统具有巡航里程长、飞行高度低、设备部署灵活、态势适应性强等特点,使得无人机通信中继将在未来战场上发挥越来越重要的作用。无人机通信中继主要体现在中空长航时无人机上,与有人机功能相近,而容易作为备份平台。随着中继通信技术的迅速发展,使得高空长航时无人机应用到两军交战的最前端。根据需求配备多架无人机,大大提高了战场通信网的覆盖范围。

高空长航时无人机(MALE)指续航时间为十几小时、几十小时,乃至几天的无人机。通常它的飞行高度在 6000 千米以上,滞空时间在 18 小时以上,可在战区内执行侦察、监视、电子对抗及火力打击等任务,有些甚至可以执行战略侦察任务已经成为各国发展的重点趋势。高空长航时无人机追求高续航性能和任务多样化,通常具有大展弦比和较大的机翼面积,因而在起飞升力、巡航升阻比和及结构刚度方面有较高的要求。其中最具代表性的有美国的“全球鹰”“复仇者”,英国的“螳螂”“西风”系列,以及中国的“翔龙”“翼龙”无人机等。

“全球鹰”无人机系统是目前世界上技术最先进、应用最成熟的高空长航时无人侦察机系统。“全球鹰”是由诺斯洛普·格鲁门生产制造的无人飞机,其巡航高度可达 19 800 m,可以在 5500km 外的目标区滞空 24 h,全球鹰无人机系统设计的初衷就是让其具备在全天候全时段条件下,在中低度威胁环境中提供作战支援行动。它能够连续执行高空情报收集任务,为美军联合作战部队和国家指挥当局在和平时期、危机时期和战争期间在世界范围内提供作战支援。该无人机系统装备了机载图像情报和信号情报探测器,具备提供接近实时的、广泛领域的情报收集能力。在全球鹰无人机与美军现有的情报处理、利用和分发系统相结合,能够为美军各战区作战指挥官提供接近实时的情报数据。

为了满足这样的性能指标,飞机起飞质量达到 11635 kg,其中燃料约 6600 kg,载油重量系数相当高。飞机采用大展弦比直机翼。为了兼顾低可探测性的要求,飞机采用了 V 型尾翼和背负式进气道。无人机由预编程序控制,飞行中也可通过遥控方式随时编写飞行程序。任务设备有侦察设备(光电/红外传感器、合成孔径雷达)、威胁报警系统和雷达干扰箔条投放系统。“全球鹰”可通过卫星数据链

把侦察到的图像信息实时传输给地面站。雷达和光电/ 红外传感器每小时的搜索覆盖面积 50 平方公里。在 20 千米高度, 该机能识别地面停放的各种飞机、导弹和车辆的类型。美国 RQ-4A “全球鹰” 无人机飞行效果图如图 1 所示。



图 1.1 美国 RQ-4A “全球鹰” 无人机飞行效果图

1.2 原准机分析

本方案设计目标是一款高空长航时无人机, 主要的功能方向是情报监视侦察。高空长航时无无人机的任务特点是在高空 (18 km 以上)、长时间 (大于 24 h) 地工作, 主要用于执行侦察和传感任务, 其任务要求包括初始和运行成本低、维护工作量少、能够快速部署等。目前国内外同级别的可供参考的无人机机型主要为美国的 RQ-4A “全球鹰” 无人机、MQ-4C 无人机, 由于该级别无人机较少, 小组另选取了两个中高空长航时无人机进行对比, 分别为 MQ-9 无人机和“复仇者” 无人机。上述机型的部分参数如表 1.1 所示。

表 1.1 不同机型的主要设计参数对比

参考 机型	起飞总重 (kg)	翼展 (m)	航时 (h)	航程 (km)	实用升限 (m)	巡航速度 (km/h)
RQ-4A	10400	35.4	34	25000	20000	650
MQ-4C	14628	39.9	30	20000	18288	575
MQ-9	1360	20	15	7000	15000	460
复仇者	1360	20.12	20	15000	18288	740

鉴于 RQ-4 系列 “全球鹰” 无人机是目前世界上最为成功的一款高空长航时无人机, 所以本小组方案主要选取美国 RQ-4A 型 “全球鹰” 无人机为原准机进行设计。“全球鹰” 无人机采用正常气动布局, 大长度低单翼, V 形尾翼。机翼

和尾翼用碳纤维复合材料制成。半硬壳式机身用铝合金制成。头部大透波整流罩下方是直径 1.22 米的抛物线型卫星通信天线。下面的仪表舱里装有侦察设备。机身中部有副油箱，尾部是一台罗尔斯-罗伊斯 AE3007H 双路式涡喷发动机，最大推力 36.8 千牛。起降为可收式三点式起落架。机身长度 13.5 米，机身高度 4.6 米，翼展 35.4 米，空重 3850 千克，装载重量 10400 千克，最大飞行速度 650 千米/小时，航程 25000 千米，实用升限 20000 米。

参考“全球鹰”无人机的主要性能特点如下：

- **高空长航程：**全球鹰燃油携带量为 7.8 吨，以此保证全球鹰的超强续航能力，经济航速能够航行 34 个小时，航程超过 22000 公里，升限也达到 18288 米。
- **情报监视侦察：**全球鹰头部装有直径 1.2 米的卫星天线，机鼻配备光电红外摄像机，腹部的设备舱装有下列视雷达，并装有合成孔径雷达。
- **起飞与着陆：**包括 RQ-4N 在内的所有全球鹰无人机都需在跑道上起降，且不宜用作舰载机。而当全球鹰获取任务参数，其就可以自主滑行、起飞、飞行、停留在空间站捕捉图像、返回和着陆。

第二章 飞机总体参数确定

2.1 基本设计要求

通过项目背景调研及需求分析，参照原准机 RQ-4A“全球鹰”无人机部分指标，团队设计定位为一款高空长航时侦察无人机，基本设计要求如表 2.1 所示。

表 2.1 高空长航时侦察无人机基本设计要求表

指标分类	设计要求	参数值（SI 单位）
携带有效载荷	整体搜索与侦察感应模组×1 （包含合成孔径雷达（SAR）、光电（EO）与红外线（IR）感应器等）	1000 kg
主要飞行性能	巡航高度	18000 m
	实用升限	20000 m
	巡航马赫数	0.60
	侦察马赫数	0.64
主要续航性能	活动最大半径	5000 km
	转场最大航程	26000 km
	定点续航时间	> 24 h

	最大续航时间	$> 42\ h$
主要起落性能	起飞滑跑距离	$< 1200\ m$
	起飞离地速度	$< 80\ km/h$
	着陆滑跑距离	$< 1500\ m$
	着陆接地速度	$< 140\ km/h$

本设计方案高空长航时侦察无人机考虑采用先进涡轮风扇发动机（单台），以保证其高空性能、燃油效率与经济效能，其基本要求如下：

- 发动机推重比不小于 4；
- 发动机在海拔高度 16 ~ 20 千米处，能使飞机以 $0.50\ Ma \sim 0.60\ Ma$ 持续巡航飞行，且要求发动机此时不开加力并使得推力最大；
- 尽可能使飞机的起降距离缩短；
- 使用寿命小时数不小于 3000；
- 全寿命周期费用降低约 20 ~ 30%。

针对基本设计要求，本方案首先对无人机总体布局、气动布局进行初步设计，并对初始总体参数进行首轮近似估算，再开展总体参数精细化设计与效能分析。

2.2 典型任务剖面确定

在任务剖面规划方面，本方案根据设计需求，并依照最新 GJB 34-2012《有人驾驶飞机（固定翼）飞行性能》，结合实际任务特点，综合考虑油耗与飞行速度的权衡，采取了“高—高—高—高”形式作为进行首轮参数近似的典型任务剖面，并规划完成任务后返回原基地机场的模式，任务剖面示意图如图 2.1 所示。

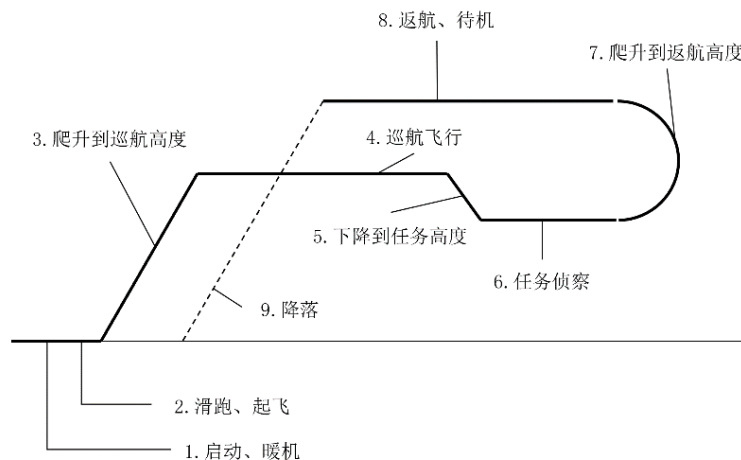


图 2.1 高空长航时侦察无人机典型任务剖面设计示意图

其中任务剖面各阶段介绍与相关数据如表 2.2 所示。

表 2.2 任务剖面各阶段介绍与主要参数表

任务段序号	任务段名称	阶段任务规则与主要参数
1, 2	起飞阶段	任务规则：飞机发动机启动、暖机、跑道滑行、起飞。
		主要参数：机场海拔高度 = 550 m; 20 分钟慢车+30 秒起飞工作状态, 中间功率起飞。
3	加速爬升	任务规则：飞机沿预定航向, 以能达到最大任务航程的最佳发动机工作状态和速度迅速上升至巡航高度。
		主要参数：起始速度 = 0.20 Ma; 海拔高度 = 550 m; 平均爬升速度 = 80 m/s; 终止速度 = 0.60 Ma; 海拔高度 = 18000 m。
4	巡航—上升	任务规则：飞机以最大航程速度巡航。
		主要参数：巡航速度 = 0.60 Ma; 巡航高度 = 18000 m。
5	侦察活动	任务规则：以最大加力状态, 在指定的马赫数和高度附近, 以久航速度, 持续盘旋飞行规定时间 (全天候, > 24 h)。
		主要参数：侦察速度 = 0.64 Ma; 侦察高度 = 18000 m。
6	巡航—上升	任务规则：完成侦察任务, 以最大航程速度巡航, 返回机场。
		主要参数：同任务段 3。
7	盘旋待机	任务规则：飞机在机场上空空域盘旋等待降落, 满足至少剩余 20 分钟飞行耗油 + 5% 初始携带燃料。
		主要参数：盘旋速度 = 0.40 Ma; 着陆高度 = 2000 m。
8	着陆阶段	任务规则：飞机着陆, 跑道滑行、滑入机库、关闭发动机。
		主要参数：机场海拔高度 = 550 m;

2.3 主要总体参数确定

本部分方案设计的任务是确定影响总体设计方案的关键总体参数, 同时估计飞机的主要升阻特性, 主要需估算参数及其符号表示如下。

主要总体参数:

- 飞机的正常起飞重量 W_{TO} ;
- 起飞翼载荷 $\frac{W}{S}$;
- 起飞推重比 $\frac{T}{W}$ 。

主要升阻特性参数:

- 最大升力系数 $C_{L_{\max}}$ ；
- 零升阻力系数 C_{D_0} 。

下面对三个主要总体参数和两个主要升阻特性参数进行确定。由于较精确的重量、翼载荷和推重比估算均需要飞机的部分升阻特性参数，故本方案首先对飞机升阻特性进行估算，再依次对飞机进行重量估算、翼载荷和推重比参数匹配。

2.3.1 飞机升阻特性估算

1) 确定最大升力系数 $C_{L_{\max}}$

最大升力系数取决于机翼的几何形状、翼型、襟翼几何形状及其展长、前缘缝翼及缝翼几何形状、雷诺数、全机表面粗糙度以及来自飞机其他部件的影响，如来自机身、发动机短舱或挂架的干扰。如果喷气洗流冲击到机翼或襟翼上，则在发动机工作条件下，也会对最大升力产生重要影响。

不同飞机的典型 $C_{L_{\max}}$ 值如表 2.3 所示。其中 $C_{L_{\max TO}}$ 为起飞状态下典型升力系数，与 $C_{L_{\max}}$ 近似； $C_{L_{\max L}}$ 为在前缘缝翼、后缘襟翼等增升装置作用下飞机可能达到的最大升力系数。 $C_{L_{\max TO}}$ 与 $C_{L_{\max L}}$ 与襟翼等增升装置的类型与效率有关。

表 2.3 不同类型飞机最大升力系数典型值

序号	飞机类型	$C_{L_{\max}}$	$C_{L_{\max TO}}$	$C_{L_{\max L}}$
1	运动螺旋桨飞机	1.2 ~ 1.8	1.2 ~ 1.8	1.2 ~ 2.0
2	单发螺旋桨飞机	1.3 ~ 1.9	1.3 ~ 1.9	1.6 ~ 2.3
3	双发螺旋桨飞机	1.2 ~ 1.8	1.4 ~ 2.0	1.6 ~ 2.5
4	公务机	1.4 ~ 1.8	1.6 ~ 2.2	1.6 ~ 2.6
5	涡轮螺旋桨支线飞机	1.5 ~ 1.9	1.7 ~ 2.1	1.9 ~ 3.3
6	喷气运输机	1.2 ~ 1.8	1.6 ~ 2.2	1.8 ~ 2.8
7	军用巡逻机、轰炸机和运输机	1.2 ~ 1.8	1.6 ~ 2.2	1.8 ~ 3.0
8	超声速巡航飞机	1.2 ~ 1.8	1.6 ~ 2.0	1.8 ~ 2.2

参照原准机数据，并选择军用巡逻机、轰炸机和运输机为标准，近似估算得本无人机的最大升力系数 $C_{L_{\max}} = 1.6$ ， $C_{L_{\max TO}} = 1.8$ ， $C_{L_{\max L}} = 2.0$ 。有关最大升力系数的更精细的计算和分析详见后续翼型与机翼设计部分。

2) 确定零升阻力系数 C_{D0}

飞机受到的阻力可分为零升阻力(与升力无密切联系的阻力)和诱导阻力(与升力密切相关的阻力)。零升阻力包括表面摩擦阻力与压差阻力。本方案飞机主要处于亚声速阶段,其零升阻力大部分为蒙皮摩擦阻力,小部分为流动分离导致的压差阻力。现引入当量蒙皮摩擦阻力系数 C_{fe} , 包括蒙皮摩擦阻力和分离阻力。

用当量蒙皮摩擦阻力系数方法估算零升阻力系数的公式为

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{浸湿}}}{S_{\text{参考}}}$$

其中, $S_{\text{浸湿}}$ ——飞机浸湿面积, 即飞机总的外露表面积, 对摩擦阻力影响最大;

$S_{\text{参考}}$ ——飞机参考面积。

当量蒙皮摩擦阻力系数 C_{fe} 取值可从表 2.4 中查取。

表 2.4 不同类型飞机当量蒙皮摩擦阻力系数典型值

$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{浸湿}}}{S_{\text{参考}}}$	C_{fe} /亚声速	$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{浸湿}}}{S_{\text{参考}}}$	C_{fe} /亚声速
轰炸机或民用运输机	0.0030	轻型飞机 (单发)	0.0055
军用货机	0.0035	轻型飞机 (双发)	0.0045
空军战斗机	0.0035	螺旋桨水上飞机	0.0065
海军战斗机	0.0040	喷气式水上飞机	0.0040
超声速巡航飞机	0.0025		

参照表中飞机类型统计典型值为标准, 估计本方案中无人机当量蒙皮摩擦阻力系数 $C_{fe} = 0.0040$ 。

机身的浸湿面积可以用飞机的俯视图和侧视图来估算。对于一般飞机, 下式给出合理的近似。

$$S_{\text{机身浸湿}} \approx 3.4[(S_{\text{机身侧}} + S_{\text{机身俯}}) / 2]$$

其中, $S_{\text{机身俯}}$ ——俯视图中飞机的平面面积;

$S_{\text{机身侧}}$ ——侧视图中飞机的平面面积。

机翼和尾翼的浸湿面积可根据其平面形状估算, 如图 2.2 所示。

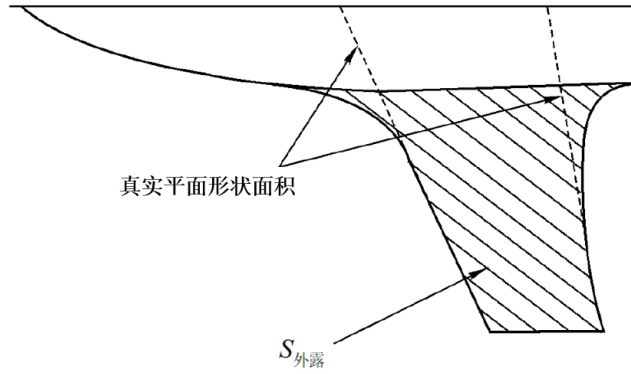


图 2.2 机翼/尾翼浸湿面积估算示意图

图中所示阴影部分为外露部分平面形状面积，虚线所示为机翼/尾翼真实平面形状面积。如果机翼或尾翼很薄，即相对厚度 $\frac{t}{c}$ 很小，则浸湿面积近似为实际平面形状的二倍（包括上表面和下表面）。而较大有限厚度的影响将增大浸湿面积。浸湿面积可近似由实际视图外露部分平面形状面积（ $S_{\text{外露}}$ ）乘以一个根据机翼和尾翼相对厚度 $\frac{t}{c}$ 确定的因子 $\eta_{\text{厚度}}$ 得到，即

$$S_{\text{浸湿}} = S_{\text{外露}} \cdot \eta_{\text{厚度}}$$

其中有经验公式

$$\eta_{\text{厚度}} = \begin{cases} 2.003, & \frac{t}{c} \leq 0.05 \\ 1.977 + 0.52 \left(\frac{t}{c} \right), & \frac{t}{c} > 0.05 \end{cases}$$

参照原准机，机翼翼型厚度可取 15%，则厚度因子为 2.055。可取可绘制俯视图和侧视图中飞机的平面形状如图 2.3 与 2.4 所示。

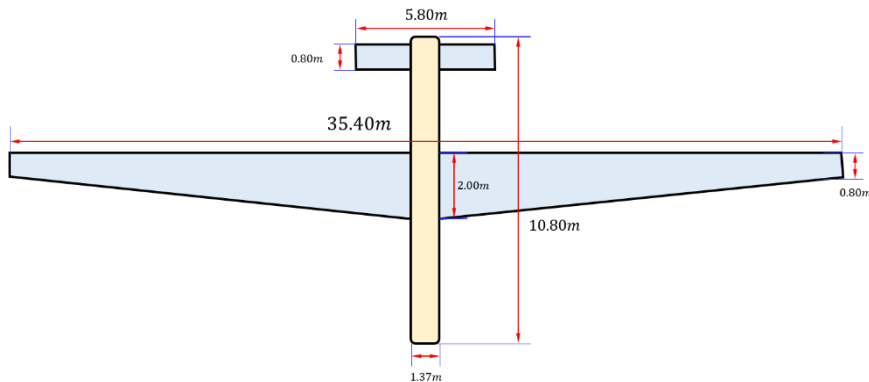


图 2.3 俯视图中飞机的平面形状示意图

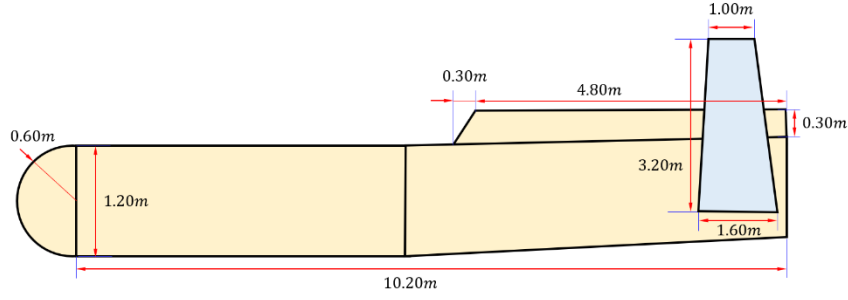


图 2.4 侧视图中飞机的平面形状示意图

两图中，淡黄色部分为机身，淡蓝色部分为机翼与尾翼。由此可初步估算
 $S_{\text{机身浸湿}} = 50.51\text{m}^2$ ， $S_{\text{机翼浸湿}} = 2.055 \times 47.64 = 97.90\text{m}^2$ ， $S_{\text{尾翼浸湿}} = 13.12\text{m}^2$ ，故全机浸湿面积有

$$S_{\text{浸湿}} = S_{\text{机身浸湿}} + S_{\text{机翼浸湿}} + S_{\text{尾翼浸湿}} = 50.21 + 97.90 + 13.12 = 161.53\text{m}^2$$

全机参考面积为机翼面积，有 $S_{\text{参考}} = 47.16\text{m}^2$ ，后续进行细致设计可调整。

由零升阻力系数公式，首轮可估算得本方案无人机 $C_{D0} = 0.0135$ 。

对于第一轮近似，最小阻力系数 $C_{D\min}$ 可由经验公式计算，也可直接取零升阻力系数值，本方案取 $C_{D\min} = C_{D0} = 0.0135$ 。

3) 确定飞机极曲线与最大升阻比 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}$

当以亚声速巡航时，设飞机极曲线近似为抛物线，阻力系数有如下关系

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

或者

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

其中， $K = \frac{1}{\pi A e}$ ——诱导阻力因子；

A ——机翼展弦比，参考原准机，设 A 为 25；

e ——奥斯瓦尔德（Oswald）效率因子。

典型的奥斯瓦尔德效率因子在 0.7 ~ 0.85 之间，可用以下公式估算。

对于直机翼飞机

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.46$$

对于后掠翼飞机

$$e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1$$

其中， Λ_{LE} 为机翼前缘后掠角。

高空长航时无人机由于需保证亚声速巡航状态升阻特性较高，故拥有大展弦比、小后掠角的特点。由于本方案无人机具有较大展弦比，故可近似使用平直翼公式，同时代入展弦比 $A = 25$ ，可计算得 $e = 0.6051$ 。

进一步可计算得到诱导阻力因子 $K = 0.0210$ 。

升阻比 $\frac{L}{D}$ 是所设计方案总气动效率的量度，对飞机耗油率、续航性能等具有重要影响。在亚声速状态下，升阻比直接取决于机翼翼展和浸湿面积。下面运用求升阻比倒数最小值的方式，推导计算最大升阻比 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}$ 的公式。

由升阻比定义，其倒数为

$$\frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D0} + KC_L^2}{C_L}$$

对 C_L 求导数可得

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_D}{C_L} \right) = \frac{-C_{D0} + KC_L^2}{C_L^2}$$

为求函数极小值，令上述导数为零，可得

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

则有

$$\left(\frac{C_D}{C_L} \right)_{\min} = 2\sqrt{KC_{D0}}$$

故计算最大升阻比的公式如下

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}}$$

代入各参数值，可计算得到 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{0.0210 \times 0.0135}} = 29.70$ 。

2.3.2 飞机重量估算

本方案的高空长航时侦察无人机作为“空中优势侦察平台”，必须在装备指定的先进侦测雷达等系统设备的情况下，尽量达到远航程、长航时、高巡航高度、较高巡航速度的目标。因此，估算并最终确定为了完成任务各阶段的飞机最小起飞重量以及燃油重量至关重要。

下面对起飞重量 W_{TO} 、空机重量 W_E 以及任务燃油重量 W_F 进行首轮近似估算。

设计起飞重量包括空机重量和全部载重，如图 2.5 所示。

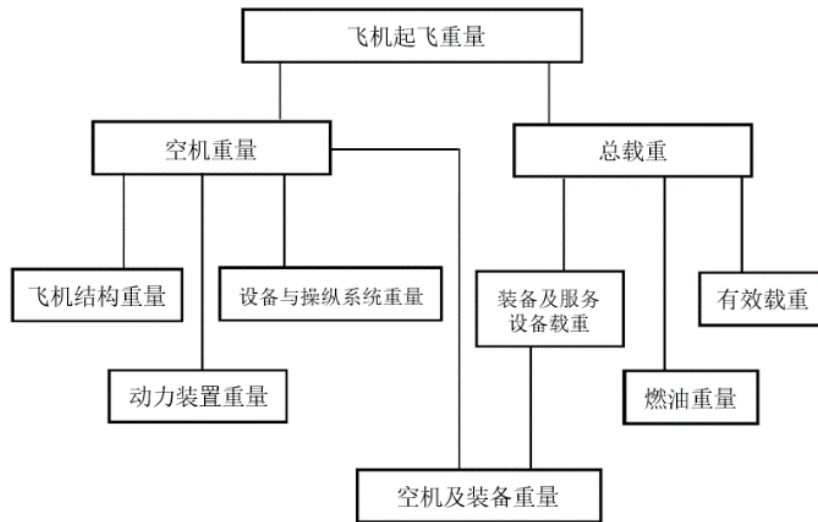


图 2.5 飞机设计起飞重量分类示意图

若将部分小项整合，则飞机起飞重量可以表示为如下几大项

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_P$$

其中， W_E ——空机重量，包括飞机结构重量，动力装置重量及设备重量三部分；

W_F ——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；

W_P ——有效载荷重量，由于无乘员，故本方案中有效载荷重量即为无人机携带的整体搜索与侦察感应模组，近似有 $W_P = 1000 \text{ kg}$ 。

在首轮近似估算过程中， W_P 基本与 W_{TO} 无关，而 W_F 与 W_E 与 W_{TO} 有关。

起飞重量也可以表示为

$$W_{TO} = \frac{W_p}{1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} = \frac{W_p}{1 - m_f - m_e}$$

其中, $\frac{W_F}{W_{TO}} = m_f$ ——燃油重量系数;

$\frac{W_E}{W_{TO}} = m_e$ ——空机重量系数。

在有效载重 W_p 已知的情况下, 求出燃油重量系数 m_f 与空机重量系数 m_e 即可求出起飞总重 W_{TO} 。下面对燃油重量系数 m_f 与空机重量系数 m_e 分别进行估算。

1) 燃油重量系数 m_f 估算

飞机携带燃油总重可表示为

$$W_F = W_{F,used} + W_{F,res}$$

其中, $W_{F,used}$ ——任务期间耗去的燃油重量;

$W_{F,res}$ ——执行任务所必须的余油。

任务余油量通常按下列方式确定:

- 作为消耗燃油的一部分;
- 使飞机可以抵达另外机场的附加航程需要;
- 满足待机时间要求的油量, 这里设置为盘旋待机 20 分钟。

为确定执行完整飞行任务时耗去的油量, 通常采用燃油系数法, 根据已确定的任务剖面 (见上图 1), 将每一段的油耗按简单计算公式或由工程经验确定。

下面对确定典型任务剖面的每一阶段燃油系数进行分析与估算。

(1) 任务阶段一: 起飞阶段

飞机在地面启动发动机启动并暖机。起始重量为 W_{TO} , 终止重量为 W_1 。本段

燃油系数为 $\frac{W_1}{W_{TO}}$ 。

(2) 任务阶段二: 起飞阶段

飞机在地面通过跑道滑行、起飞。起始重量为 W_1 ，终止重量为 W_2 。本段燃油系数为 $\frac{W_2}{W_1}$ 。相关数据和任务阶段一同时确定，满足

$$\frac{W_2}{W_{TO}} = \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_{TO}} = 0.970 \quad (\text{统计值})$$

(3) 任务阶段三：加速爬升

飞机沿预定航向，以能达到最大任务航程的最佳发动机工作状态和速度迅速上升至巡航高度。起始重量为 $W_{1,2}$ ，终止重量为 W_3 。本段燃油系数为

$$\frac{W_3}{W_{1,2}} = 0.985 \quad (\text{统计值})$$

(4) 任务阶段四：巡航—上升

飞机以最大航程速度巡航。起始重量为 W_3 ，终止重量为 W_4 。本段燃油系数可以根据布雷盖（Breguet）航程公式计算，即

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp\left(\frac{-R \cdot C_{cru}}{v_{cru} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cru}}\right)$$

其中， R 为巡航任务段规划航程（按设计要求设为 $5000 \text{ km} = 5 \times 10^6 \text{ m}$ ）， C_{cru} 为巡航段动力装置的耗油率， v_{cru} 为巡航速度， $\left(\frac{L}{D}\right)_{cru}$ 为巡航段最佳升阻比。

首轮近似中，航空发动机的耗油率 C 可由下表 2.5 中典型发动机统计值确定。

表 2.5 典型发动机单位耗油率表

典型发动机类型	巡航耗油率（单位：1/h）	待机耗油率（单位：1/h）
纯涡轮喷气式	0.9	0.8
低涵道比涡轮风扇	0.8	0.7
高涵道比涡轮风扇	0.5	0.4

由发动机设计要求，确定巡航耗油率 $C_{cru} = 0.5 (1/h) = 0.0001389 (1/s)$ 。

由飞行力学知识，针对不同类型飞机，巡航和待机状态下最佳升阻比的参考取值如表 2.6 所示。

表 2.6 巡航和待机状态最佳升阻比选取

飞机类型	巡航升阻比	待机升阻比
喷气式飞机	$0.866 (L/D)_{\max}$	$(L/D)_{\max}$
螺旋桨飞机	$(L/D)_{\max}$	$0.866 (L/D)_{\max}$

由升阻特性计算参数，最大升阻比 $\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 29.70$ ，故巡航段升阻比取为

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cru} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 25.72。$$

下面计算 v_{cru} 。飞机在执行不同的飞行任务时所处高度不同，进而空气密度不同。**理想大气模型（1976 US Standard Atmosphere Model）**描述如下：

- 若满足 $H < 11000m$ （对流层），则有

$$T = 288.15 - 0.0065H$$

$$p = 101325(1 - 2.25577H \cdot 10^{-5})^{5.2588}$$

- 若满足 $11000m \leq H < 20000m$ （平流层较低位置），则有

$$T = 216.65$$

$$p = 22631 \cdot e^{-\frac{(H-11000)g}{287 \cdot 216.65}}$$

大气密度与声速计算式为

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

$$\rho = \frac{p}{RT}$$

由设计要求方案无人机巡航高度为 18000 m，根据大气模型与声速计算公式可得 $a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1.4 \times 287 \times 216.65} = 295.04 \text{ m/s}$ ，又巡航马赫数为 0.60，则得到巡航速度 $v_{cru} = M_{cru} \cdot a = 0.60 \times 295.04 = 177.03 \text{ m/s}$ 。

将 R ， C_{cru} ， v_{cru} ， $\left(\frac{L}{D}\right)_{cru}$ 的参数值同时代入该段燃油系数表达式，可得

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp\left(\frac{-R \cdot C_{cru}}{v_{cru} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cru}}\right) = \exp\left(\frac{-5 \times 10^6 \times \frac{0.5}{3600}}{177.03 \times 25.72}\right) = 0.8585$$

(5) 任务阶段五：侦察活动

以最大加力状态，在指定的马赫数和高度附近，以最大航时速度，持续盘旋飞行规定时间（全天候 $> 24 h$ ）。起始重量为 W_4 ，终止重量为 W_5 。本段燃油系数可以根据航时公式计算，即

$$\frac{W_5}{W_4} = \exp\left(\frac{-E_{rec} \cdot C_{rec}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{rec}}\right)$$

其中， E_{rec} 为指定待机侦察续航时间（按设计要求设为 $24 h = 86400 s$ ）， C_{rec} 为侦察段动力装置的耗油率， $\left(\frac{L}{D}\right)_{rec}$ 为待机侦察段最佳升阻比。

由上表 5，确定待机侦察段耗油率 $C_{rec} = 0.4 (1/h) = 0.0001111 (1/s)$ 。

由上表 6，待机侦察段最佳升阻比取为 $\left(\frac{L}{D}\right)_{rec} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 29.70$ 。

将 E_{rec} ， C_{rec} ， $\left(\frac{L}{D}\right)_{rec}$ 的参数值同时代入该段燃油系数表达式，可得

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp\left(\frac{-E_{rec} \cdot C_{rec}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{rec}}\right) = \exp\left(\frac{-24 \times 3600 \times \frac{0.4}{3600}}{29.70}\right) = 0.7238$$

(6) 任务阶段六：巡航—上升

飞机完成任务返回机场。起始重量为 W_5 ，终止重量为 W_6 。本段燃油系数同任务阶段四。

$$\frac{W_6}{W_5} = \frac{W_4}{W_3} = \exp\left(\frac{-R \cdot C_{cru}}{v_{cru} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cru}}\right) = 0.8585$$

(7) 任务阶段七：盘旋待机

飞机在机场上空空域盘旋等待降落，满足至少剩余 20 分钟飞行耗油 + 5% 初始携带燃料。起始重量为 W_6 ，终止重量为 W_7 。本段燃油系数计算方法与任务

阶段四类似，满足

$$\frac{W_7}{W_6} = \exp\left(\frac{-E_{hov} \cdot C_{hov}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{hov}}\right)$$

其中， E_{hov} 为指定盘旋待机续航时间（按设计要求设为 $20 \text{ min} = 1200 \text{ s}$ ）； C_{rec} 为侦察段动力装置的耗油率，同 C_{rec} ； $\left(\frac{L}{D}\right)_{hov}$ 为盘旋待机段最佳升阻比，同 $\left(\frac{L}{D}\right)_{rec}$ 。

将 E_{hov} ， C_{hov} ， $\left(\frac{L}{D}\right)_{hov}$ 的参数值同时代入该段燃油系数表达式，可得

$$\frac{W_7}{W_6} = \exp\left(\frac{-E_{hov} \cdot C_{hov}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{hov}}\right) = \exp\left(\frac{-20 \times 60 \times \frac{0.4}{3600}}{29.70}\right) = 0.9955$$

(8) 任务阶段八：着陆阶段

飞机着陆，跑道滑行、滑入机库、关闭发动机。起始重量为 W_7 ，终止重量为 W_8 。本段燃油系数满足

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.995 \quad (\text{统计值})$$

对于本方案中无集中载荷投放的任务剖面，根据上述分析得到的各阶段燃油系数，可求出任务燃油系数为

$$\begin{aligned} \left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right) &= \frac{W_{TO} - W_8}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_8}{W_{TO}} \\ &= 1 - \left(\frac{W_2}{W_{TO}}\right) \prod_{i=2}^8 \left(\frac{W_{i+1}}{W_i}\right) = 1 - 0.970 \times 0.985 \times 0.8585 \times 0.7238 \times 0.8585 \times 0.9955 \times 0.995 = 0.4951 \end{aligned}$$

如果安全余油为总油量的 5%，死油为总油量的 1%，则得总燃油重量系数为

$$m_f = 1.06 \left(\frac{W_f}{W_{TO}}\right) = 1.06 \times 0.4951 = 0.5248$$

2) 空机重量系数 m_e 估算

空机重量系数 m_e 可通过如图 2.6 所示的经验曲线按统计规律估算，也可由经

验拟合公式推算。本方案选择后者，表 2.7 给出了统计曲线的拟合方程以及部分类型飞机相关系数的一些经验取值。对于常规金属材料飞机，可得到拟合公式

$$m_e = \left(\frac{W_E}{W_{TO}} \right) = A \cdot W_{TO}^C \cdot K_{VS}$$

其中， K_{VS} 为可变后掠常数，对可变后掠机翼，取 1.04；对固定后掠机翼，取 1.00。

由于 W_E / W_{TO} 随着起飞重量的增加而减小，故有 $C < 0$ 成立。若全机部分位置采用先进复合材料（可减轻飞机重量）时， W_E / W_{TO} 会减小。

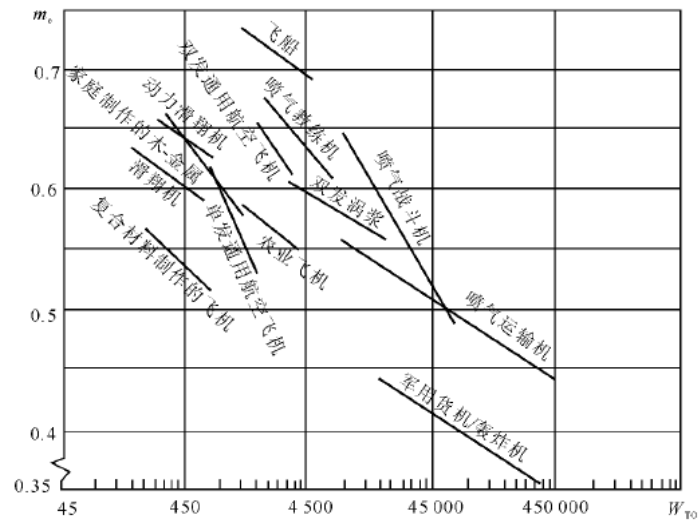


图 2.6 空机重量比经验曲线

表 2.7 部分类型飞机统计曲线的拟合方程相关系数的经验取值

$\left(\frac{W_E}{W_{TO}} \right) = A \cdot W_{TO}^C \cdot K_{VS}$	A	C
滑翔机—不带动力	0.83	-0.05
滑翔机—带动力	0.88	-0.05
通用航空飞机—单发动机	2.05	-0.18
通用航空飞机—双发动机	1.40	-0.10
喷气战斗机	2.11	-0.13
军用货机/轰炸机	0.88	-0.07
喷气运输机	0.97	-0.06
无人机-战术侦察 & 无人战斗机	1.47	-0.16
高空无人机	2.39	-0.18
小型无人机	0.93	-0.06

在本方案空机重量比的初步参数近似中，以上表中高空无人机经验公式为标准，同时参照原准机“全球鹰”使用的铝合金机身、大展弦比碳纤维轻质固定后掠机翼，设计本无人机使用较大比例先进复合材料，空机重量比近似设定为统计值的 85%，故取系数 $A = 2.39 \times 0.85 = 2.03$ ， $C = -0.18$ ， $K_{VS} = 1.00$ 。

3) 起飞重量 W_{TO} 估算

将相关系数代入估算空机重量比 m_e 的拟合公式，并代入估算燃油重量比 m_f ，起飞重量（单位为 kg ）与两个系数的迭代关系公式可表示为

$$W_{TO} = \frac{W_P}{1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} = \frac{W_P}{1 - m_f - m_e} = \frac{1000}{1 - 0.5248 - 2.03 \times W_{TO}^{-0.18} \times 1.00}$$

利用简单迭代方法求解起飞重量 W_{TO} 的主要步骤如下：

- i) 首先假定一个起飞重量 W_{TO} ，通常可设置较大，如 $W_{TO} = 15W_P$ ；
- ii) 将该重量值代入关系式右边，计算出一个新的起飞总重 $W_{TO,new}$ ；
- iii) 若新的起飞总重与原始差值小于指定的误差值（1‰），则得到结果 W_{TO} ；
- iv) 否则，将新的起飞总重 $W_{TO,new}$ 重复步骤 ii)，迭代计算。

利用 MATLAB 进行编程，实现迭代求解过程如表 2.8 所示。

表 2.8 迭代求解起飞重量 W_{TO} 过程

迭代次数	W_{TO} 当前值 (kg)	空机重量比 m_e	W_{TO} 计算值 (kg)	重量绝对差 (kg)	重量误差 (%)
1	15000	0.3598	8667.39	6332.61	42.22
2	8667.39	0.3972	12814.71	4147.32	47.85
3	12814.71	0.3702	9521.07	3293.63	25.70
4	9521.07	0.3905	11807.07	2286.00	24.01
5	11807.07	0.3757	10046.95	1760.12	14.91
6	10046.95	0.3868	11305.06	1258.11	12.52
7	11305.06	0.3786	10353.79	951.27	8.41
8	10353.79	0.3847	11044.27	690.49	6.67
.....
20	10731.92	0.3822	10750.33	18.42	0.17

21	10750.33	0.3821	10736.72	13.61	0.13
22	10736.72	0.3822	10746.78	10.06	0.09

经程序迭代计算，依据初步设计要求，该高空长航时侦察无人机的主要重量参数如下：最大起飞重量 $W_{TO} = 10746.78 \text{ kg}$ ，空机重量 $W_E = 4106.44 \text{ kg}$ ，燃油重量 $W_F = 5639.65 \text{ kg}$ ，燃油重量比 $m_f = 0.5248$ ，空机重量比 $m_e = 0.3822$ 。

2.3.3 飞机推重比与翼载荷确定

推重比 ($\frac{T}{W}$) 和翼载荷 ($\frac{W}{S}$) 是影响飞机飞行性能的两个最主要参数，这两个参数的优化是初始设计布局完成后所要进行的主要分析、设计工作。

下面对方案无人机的推重比与翼载荷进行初步确定。本部分思路在于对飞机各个典型状态（如爬升、巡航、盘旋、着陆等）进行参数估算并建立推重比与翼载荷之间的约束公式，然后绘制约束曲线边界，并进行参数匹配与设计点选取。

首先给出本部分定义约束边界所需要的相关参数表，主要为设计要求参数、已计算获得的飞机主要升阻特性参数以及部分机动参数，如表 2.9 所示。

表 2.9 定义约束边界所需要的相关参数表

参数类别	参数符号	参数取值
主要几何参数	展弦比 A	25
主要性能参数	盘旋过载系数 n	2.5
	巡航最大升力系数 $C_{L\max}$	1.6
	起飞最大升力系数 $C_{L\max TO}$	1.8
	增升可达最大升力系数 $C_{L\max L}$	2.0
	零升阻力系数 C_{D0}	0.0135
	最小阻力系数 $C_{D\min}$	0.0135
	诱导阻力因子 K	0.0210
主要任务参数	盘旋阶段高度	18000 m
	爬升阶段典型高度*	1500 m
	巡航阶段高度	18000 m
	盘旋阶段速度	120 m/s
	爬升阶段速度	80 m/s
	巡航阶段速度	177.03 m/s

*注：选取任务阶段典型高度用以估算爬升约束边界，实际爬升阶段高度迅速增加。

下面对分别建立各个典型状态约束边界条件方程，并进行说明。

1) 起飞滑跑距离约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$\frac{T}{W} = 1.05 \left[\frac{1.2 \left(\frac{W}{S} \right)}{C_{L_{\max TO}} L_{TOG}} + \frac{1}{2} \left(3\mu_G + \frac{1}{\left(\frac{L}{D} \right)_{TO}} \right) \right]$$

其中， μ_G ——机场地面摩擦力系数；

L_{TOG} ——起降滑跑距离；

其余参数 $C_{L_{\max TO}}$ 已经确定，由于起飞阶段襟翼处于完全打开状态，且地面滑跑摩擦力较大，参照亚声速飞机数据，故估算起飞滑跑升阻比 $\left(\frac{L}{D} \right)_{TO} \approx 10 \sim 15$ 。

下面对 μ_G 与 L_{TOG} 两个参数进行估算。

(1) 机场地面摩擦力系数 μ_G

典型的地面摩擦阻力系数如表 2.10 所示。

表 2.10 典型的地面摩擦力系数 μ_G 取值

地面状况	μ_G 取值	地面状况	μ_G 取值
压平的雪或冰	0.02	坚硬的土跑道	0.07
干的水泥路面	0.02	湿的草地	0.06
湿的水泥路面	0.03	草地	0.08

本方案选取的情况是湿的水泥路面，即起降机场地面摩擦力系数 $\mu_G = 0.03$ 。

(2) 起降滑跑距离 L_{TOG}

参照原准机“全球鹰”起飞滑跑时的速度 V_{TO} —高度 H_{TO} 关系，如图 2.7 所示。

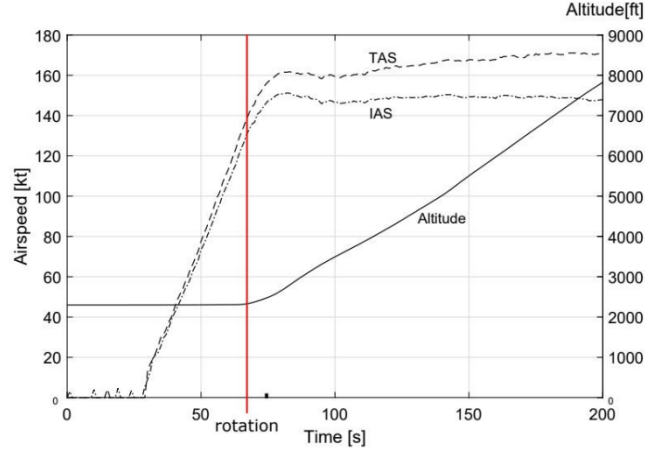


图 2.7 设计飞机起飞滑跑时的速度—高度关系图

由上图关系，将飞机离地速度确定为 130 kt 左右，即 $V_{TO} = 66.88 \text{ m/s}$ 。由静止开始匀加速至离地预计时间为 37 s ，则起飞滑跑距离 $L_{TOG} \approx 1200 \text{ m}$ 。

将估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

2) 爬升约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{V} + \frac{q}{\left(\frac{W}{S}\right)} C_{D_{\min}} + \frac{k}{q} \frac{W}{S}$$

其中， V_v 为飞机爬升速率，根据起降速度—高度关系图 7，可估算高度爬升率为

$V_v = 12.6 \text{ m/s}$ ，实际计算取值为 10 m/s ； q 为爬升阶段动压，满足 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ，其

中 ρ 可根据爬升阶段典型高度与大气模型有， $\rho = 1.0581 \text{ kg/m}^3$ ， $q = 3385.82 \text{ Pa}$ 。

将所有已知和估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

3) 巡航约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$\frac{T}{W} = q C_{D_{\min}} \left(\frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} \right) + k \left(\frac{1}{q} \right) \left(\frac{W}{S} \right)$$

将所有已知和估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

4) 盘旋约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$\frac{T}{W} = q \left[\frac{C_{D\min}}{\frac{W}{S}} + K \left(\frac{n}{q} \right)^2 \left(\frac{W}{S} \right) \right]$$

其中， q 为巡航阶段动压，满足 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ，其中大气密度 ρ 可根据盘旋阶段典型高度计算，可计算得 $\rho = 0.1207 \text{ kg/m}^3$ ， $q = 868.8723 \text{ Pa}$ ；其余参数均已知。

将所有已知和估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

5) 升限约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$\frac{T}{W} = \frac{V_v}{\sqrt{\frac{2}{q} \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{3C_{D\min}}}}} + 4 \sqrt{\frac{KC_{D\min}}{3}}$$

其中， q 同爬升阶段动压，其余参数均已知。

将所有已知和估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

6) 着陆约束计算

该阶段约束边界条件方程为

$$S_L = 80 \frac{W}{S} \frac{1}{\sigma C_{L\max} + S_a}$$

其中， σ 表示密度比， S_L 代表着陆滑跑距离， S_a 满足

$$\begin{aligned} S_a &= 305 \text{ m (Airliner-type, 3-deg glideslope)} \\ &= 183 \text{ m (General aviation-type power-off approach)} \\ &= 137 \text{ m (STOL, 7-deg glideslope)} \end{aligned}$$

将所有已知和估算数据代入约束关系方程，即可确定曲线形状及其边界。

7) 设计点状态确定

根据以上建立的六条推重比—翼载荷约束边界，分别绘制各条约束曲线并形成曲线簇，使得方案飞机性能满足起飞条件约束、爬升条件约束、巡航条件约束、盘旋条件约束、着陆条件约束，如图 2.8 所示。

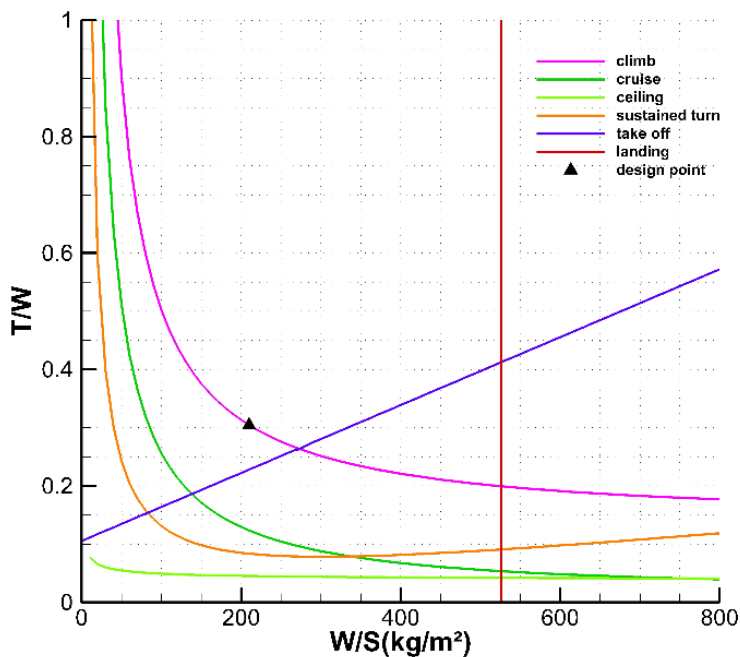


图 2.8 推重比 $\frac{T}{W}$ 与翼载荷 $\frac{W}{S}$ 约束曲线簇（黑色三角形为选取设计点）

综合六项约束，最终确定可行域为起飞曲线左上侧，其余曲线右上侧，在图中予以表示。为保留一定设计余量，最终方案初选设计点如图中黑色三角形表示，满足飞机推重比 $\frac{T}{W} = 0.3041$ ，翼载荷 $\frac{W}{S} = 210$ 。对比原准机数据，结果较为合理。

2.4 首轮近似结果

综合以上三部分关于飞机升阻特性、重量参数及推重比和翼载荷的估算分析，团队得到首轮近似参数结果如表 2.11 所示，包括主要重量参数和设计参数。

表 2.11 首轮近似参数结果表

主要重量参数		参数数据	主要设计参数	参数数据
总体重量	起飞重量	10746.78 kg	机翼面积	51.18 m ²
	空机重量	4106.44 kg	推重比 T/W	0.3041
	燃油重量	5639.65 kg	翼载荷 W/S	210
	有效载荷	1000.00 kg	动力装置海平面净推力 T	3268.10 kg
重量比	空机重量比	0.3822	最大升力系数 C_{Lmax}	1.60
	燃油重量比	0.5248	零升阻力系数 C_{D0}	0.0135

第三章 飞机总体布局设计

3.1 各类飞机布局分析

3.1.1 常规布局

目前世界上绝大多数飞机均采用常规布局，即有主机翼和水平尾翼，水平尾翼安置于飞机尾部，具有一到两个垂直尾翼，根据隐身需求也可能采用 V 尾。

常规布局的特点是水平尾翼位于飞机重心之后，因此作用在平尾上的升力将提供一个负的机头力矩，可以增加飞机的纵向静稳定性。当飞机迎角为正时，为使飞机稳定，平尾需要产生一个负升力，因此升降舵上偏，这与飞机机翼的升力方向相反。所以常规布局的飞机的水平尾翼总是使全机升力减小，因此有时候需要放宽静稳定性或选择其他布局，来使得升力最大化。相比于其他布局，常规式布局是使用最广泛、发展最完善、生产技术最成熟的布局，该布局拥有最为均衡的气动性能，无论是军用飞机、民用飞机、大型运输机、小型无人机，都在使用该布局。

3.1.2 鸭式布局

在常规布局的基础上将水平尾翼移至主机翼之前，该布局称为鸭式布局，前翼叫做鸭翼。通过鸭翼与主机翼的距离远近可将鸭式布局分为近耦合和远耦合两类。前者主要通过鸭翼提高升力，改善飞机在大攻角下的性能；后者主要是通过鸭翼改善操纵性能，获得更好的机动性。

鸭式飞机的主要优点是配平阻力比较小，具有较大的升阻比。通常飞机增大迎角、增大升力时会产生低头力矩。鸭翼处于飞机重心之前，增大机翼迎角和升力时，鸭翼出现正偏转，产生正升力（正常布局飞机平尾出现负偏转，产生负升力），用抬头力矩加以平衡，使全机升力增大。为了获得预定的升力，飞机迎角就要小于正常布局飞机的迎角。这使鸭式飞机的配平阻力明显小于正常布局飞机而具有较大的升阻比。鸭式飞机可以用较小的机翼升力获得较大的全机升力，有利于减轻飞机的结构重量。此外，由于鸭翼下洗，大迎角飞行时，鸭翼的迎角一般大于机翼的迎角，鸭翼首先出现气流分离，导致飞机低头，使鸭式飞机不易失速，有利于飞行安全。但这也往往使作为飞机主升力面的机翼承载能力得不到充

分使用,使飞机的最大升力不及正常布局飞机大。由于机翼后缘离飞机重心较远,当后缘襟翼放下较大的角度产生较大的低头力矩时会使鸭翼负担过重。鸭式飞机的着陆性能较差。鸭翼布局雷达反射率也高,不利于隐身性能。

3.1.3 联结翼布局

联结翼布局是一种新型的飞机布局形式,具有与常规飞机不同的特点。联结翼布局飞机是指带上反角的后掠前翼和带下反角的前掠后翼联结成菱形框架结构的飞机。从飞机的前视图和俯视图上看,联结的机翼框架都成菱形投影,一种典型构型如图 3.1 所示。

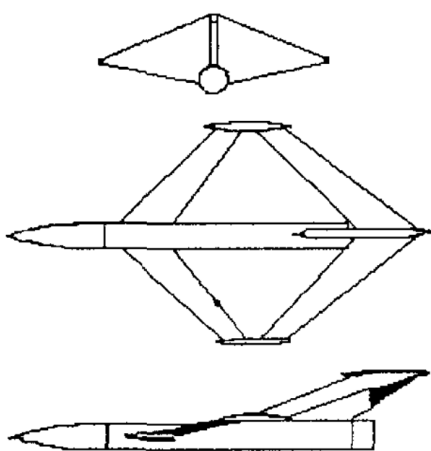


图 3.1 典型联结翼飞机三视图

联结翼布局也是一种极具竞争力的布局形式,其最突出的优点是结构重量轻,刚度好,因此使用这种构型是解决机翼结构重量大和刚度差的有效途径之一。对于联结翼布局飞机,由于其前翼、后翼纵向错开并有垂直间隙,因此具有近耦双翼布局的气动特点,同时,后翼还具有前掠翼的性质,这会使得联结翼布局的飞机全机升力线斜率大于正常后掠翼布局飞机,失速迎角推迟,失速现象比较稳定。同时研究还表明联结翼飞机与常规飞机相比有着更好地稳定性和操纵性,具有直接升力和直接侧力控制的可能,它通过前、后翼上四片襟副翼不同组合的偏转所产生的升力和侧力合力来完成直接升力和直接侧力的控制,不需要依靠升降舵、副翼或者方向舵等常规控制面,这样能够使飞机运动模态的控制得到一定的简化,改善飞机的控制响应品质。但是由于这种构型的研究在国外还处于试验阶段,在国内也只是刚刚起步,因此关于联结翼的参数性能还有待进一步的实验和研究,如图 3.2 所示。

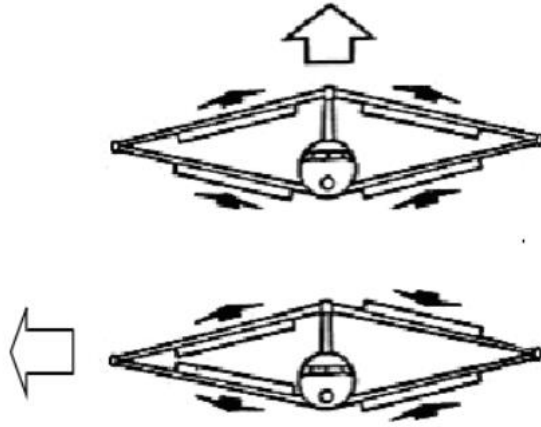


图 3.2 直接升力和直接侧力控制

3.1.4 飞翼布局

在常规布局的基础上取消尾翼，该种构型称为飞翼式布局。

飞翼式布局是一种较好地兼顾了气动和隐身性能的布局形式。飞翼作为翼身融合体结构布局，节省了部分机身和尾翼，减轻了重量、载荷分布均匀、机体内部分空间大、有效载荷量大、结构效率高；机身与机翼融为一体，整个机体成为一个升力面，空气动力效率高；具有升阻比大、升力性能好的气动特性，气动效率高；机翼机身平滑过渡，隐身性能好。但是，飞翼布局同样存在着很多不足。飞翼布局由于采用无尾布局，其稳定性不足，操纵面不易布置，此外，其操纵舵面的效率低，不易操控。

3.2 飞机布局选择

本方案目标研制一架高空长航时侦察无人机，其最大航时计算公式为

$$t_{\max} = \frac{1}{c} E_m \ln \left(\frac{W_0}{W_{TO}} \right)$$

其中， E_{\max} 为最大升阻比， W_{TO} 为起飞重量， W_0 为空机重量，因此，该飞机对升阻比和空机重量有着严格的要求。对于常规布局飞机，如果要满足这两点需求，那么就需要大展弦比的机翼，这对飞机的结构提出了很高的要求，但是常规布局应用最多，风险最小；对于鸭式布局，该飞机不需要做大攻角的机动，也不需要有良好的机动性。此外，主翼是全机升力的主要来源，鸭翼对主翼的下洗会极大的降低主机翼的气动性能。对于联结翼布局，它可以很好的解决机翼气动和

结构矛盾，但是，目前对于联结翼的研究尚不充分，技术风险相当大，很难达到预期的成果；对于飞翼式布局，相较联结翼，其现有技术相对成熟，研究也较为充分，但是，即便如此，飞翼式布局的技术难度和风险也是极大的。此外，飞翼布局舵面力臂短，操纵效能低，并且其舵面都布置在机翼上，这对大展弦比机翼的结构设计有较高的要求。

综上分析，本小组在权衡了各个布局形式的优劣以及团队现有能力之后，决定采用**常规布局方案**，并通过大展弦比机翼、V型尾翼等部件设计以提升飞机亚声速巡航性能。本章重点将分别对机身、起落架、机翼、尾翼及其操纵面等各主要部件进行详细设计与说明，下一章将着重针对发动机以及进气道进行设计。

3.3 机身设计

3.3.1 设计要求

按照用途和功能特征，机身是飞机最复杂的部件之一。它的用途是多种多样的，装载有效载重、乘员、设备、装备、动力装置和燃料，并把飞机的重要部件联成一个整体，包括机翼、尾翼、起落架和发动机。这种功能上的复杂性决定了在设计过程中不论是选择机身参数、尺寸和形状，还是确定作用在它上面的外载荷都有一定的难度。机身不仅承受其载重的重量，而且还承受从飞机各部件传到机身上的载荷。

本方案在设计机身时主要围绕以下三点要求开展：

- 机身应具有足够的容积，以保证内部装载的要求；
- 为了便于连接和安装机翼、尾翼及其他部件，机身应保证具有足够的结构高度；
- 设计出的机身其气动阻力应尽量较小。

3.3.2 主要几何参数

1) 机身长度 L_f

本方案在进行机身长度估算时，使用统计公式 $L_f = AW_{TO}^C$ ，其中系数 A 与 C 可按照表 3.1 所示的统计规律表选取。

表 3.1 机身长度相关参数统计规律表

	A	C
喷气教练机	0.333	0.41
喷气战斗机	0.389	0.39
军用运输机/轰炸机	0.104	0.50
喷气运输机	0.287	0.43
滑翔机（动力）	0.383	0.48
飞船	0.439	0.40

因为方案设计的是军用无人机，所以这里按军用运输机/轰炸机的统计规律选取得系数 $A = 0.104$ ， $C = 0.50$ 。并将之前计算所得起飞重量 10746.78kg 代入，计算得机身长度 L_f 为 10.78 米。

2) 机身最大截面积 $S_{B\max}$

假设机身为圆筒状，则机身最大截面积可按如下公式计算：

$$S_{B\max} = \pi \left(\frac{D_{\max}}{2} \right)^2$$

其中 D_{\max} 为机身最大宽度，在总体说明部分已经给出原准机的数据，考虑结构高度的要求，将机身宽度和横截面积适当调整，并有利于布置发动机、武器舱和起落架，最终确定机身最大宽度为 1.37 米，代入公式计算得 $S_{B\max} = 1.47m^2$ 。

3) 长细比 k_f

对于机身长细比的计算公式如下：

$$k_f = \frac{L_f}{K_f} = \frac{L_f}{\sqrt{4S_{B\max}/\pi}}$$

将机身长度 L_f 和最大机身截面积 $S_{B\max}$ 代入公式中，可计算得 $k_f = 7.38$ 。

不同飞行速度的飞机的长细比统计值如表 3.2 所示。

表 3.2 飞机长细比统计值表

长细比	亚音速飞机 ($M \leq 0.7$)	跨音速飞机 ($M = 0.80 \sim 0.90$)	超音速飞机
k_f	6 ~ 9	8 ~ 13	10 ~ 23
k_{fk}	1.2 ~ 2.0	1.7 ~ 2.5	4 ~ 6
$k_{f\lambda}$	2 ~ 3	3 ~ 4	5 ~ 7

本方案中，无人机的主要飞行速度为亚音速，根据高空长航时无人机的飞行性能，兼顾机身内部容积、结构、布置等特性， $k_f = 7.38$ 在统计规律的范围。

4) 尾部上翘角 θ

为了在起飞着陆时机身尾部不致擦地，机身后部设计一定的上翘角度。从阻力的角度，上翘角不宜超过 $6 \sim 7^\circ$ 。如果上翘角过大，在机翼下洗和起落架整流鼓包以及后机身产生的流场中可能产生不利干扰，形成不稳定的涡系。综合考虑以上因素，这里取尾部上翘角 θ 为 6° 。

5) 尾部上翘部分长度 L_c

考虑到起落架高度 h 为 1.4m，防倒立角 φ 为 15° ，机身尾部上翘角 θ 为 6° ，并结合起落架布置及其他设备尺寸的要求，计算出尾部上翘部分长度 L_c 为 4.2m，以使起飞和着陆时保证在主起落架支柱高度最小的条件下满足擦地角的要求。

3.3.3 机身外形初步设计

1) 控制截面

机身的几何外形必须满足内部装载的需要。机身横截面的形状以圆形最为有利，在内部容积一定的情况下，圆形截面的浸湿面积最小，摩擦阻力最小，同时对于承受密闭座舱的内压也最有利，从而能减轻结构重量。所以我们的机身设计采用了近似圆形的截面形状。

2) 机身外形初选

选取足够多的机身控制截面后，在侧视图上将各点连接构成机身形状侧视图。按照气动要求，对机身横截面和气动外形进行修型，进行两方面协调性设计。

采取气动阻力最小原则，本无人机为亚音速飞机，故采用流线型机身。最大横截面积在距机头约 $1/4$ 机身长度处，减少压差阻力。但摩擦阻力所占比例较大，因此不要求很大的长细比，但保证了良好的流线外形。机身中部的几何外形对气动阻力影响相对较小，按照内部布置要求确定。结合减小气动阻力的要求，采用圆柱形并按面积律进行修型。

3) 机身头部和尾部的特点

考虑到头部安装雷达天线的布置要求，在选择头部外形时需要与整流罩光滑

过渡。为减小气动阻力，整流罩尽量倾斜，倾斜角取 50° 。机身尾段与机身中段外形与尾翼相协调，避免表面气流分离，减小阻力。尾部稍向上翘起，综合考虑机身长度、起落架布置及设备尺寸的要求，机尾从距尾部 4.2 米处开始收缩。

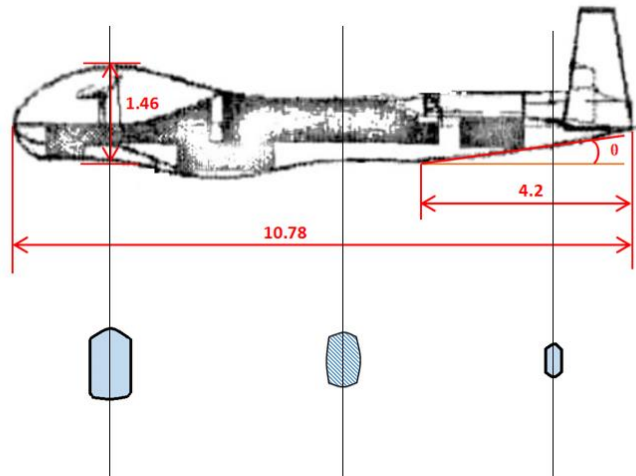


图 3.3 机身参数及横截面分布

3.3.4 机身参数总结

综上所述，本方案中的机身主要设计参数选取如表 3.3 所示。

表 3.3 机身主要设计参数汇总

主要设计参数	取值
机身长度	10.78 m
长细比	7.38
最大宽度	1.37 m
最大横截面积	1.47 m ²
尾部上翘角 θ	4°
尾部上翘部分长度 L_c	4.2 m

3.4 起落架初步设计

3.4.1 设计要求

起落架是一种起飞着陆装置，它保证飞机滑跑、起飞、着陆、着陆后滑跑以及在机场上机动滑行。这时，起落架承受作用于飞机上的各种载荷，并在着陆滑跑中将其大部分动能散逸掉。起落架形式是指支点数目及其相对于飞机重心的位

置特征。目前，飞机上采用的起落架有 4 种形式：后三点式起落架、前三点式起落架、机翼下带支点的自行车式起落架及多支点式起落架。

本方案设计起落架系统时主要考虑以下三方面的要求：

- 地面运行时具有良好的稳定性、操纵性和适应性；
- 适合机场的承载能力；
- 满足起飞着陆的使用要求。

3.4.2 起落架形式比较与选择

通过综合权衡主流起落架各自的优缺点，最后选择适合本方案飞机的起落架。下面对后三点式、前三点式与自行车式起落架的优缺点进行阐述。

1) 后三点式起落架

优点	(1) 两个主起在重心之前，有助于加大桨尖与地面距离； (2) 比前三点式轻，阻力小。
缺点	(1) 飞机着陆速度受限； (2) 起飞滑跑与着陆滑跑不稳定，操纵困难； (3) 喷气式飞机难以采用； (4) 起降视野很差。

2) 前三点式起落架

优点	(1) 具有滑跑方向稳定性。侧风着陆时较安全。地面滑行时，操纵转弯灵活； (2) 着陆操纵比较容易，着陆滑跑距离大大缩短； (3) 起飞滑跑阻力小，加速快，起飞距离短，驾驶员前视界好，乘坐舒适。
缺点	(1) 前起落架承受的载荷大、尺寸大、构造复杂，因而质量大。 (2) 前轮会产生摆振现象。

3) 自行车式起落架

优点	(1) 解决了部分薄机翼飞机主起落架的收放问题； (2) 可大速度着陆。
缺点	(1) 前起落架承受的载荷较大，而使尺寸、质量增大； (2) 只能以小攻角起飞。起飞滑跑时不易离地而使起飞滑跑距离增大。

4) 起落架形式最终确定

通过权衡比较，本方案最终选择前三点式起落架作为起落架布置方案。

3.4.3 起落架主要几何参数选择

1) 停机角 ψ

飞机水平基准线与跑道平面之间的夹角称为停机角。停机角 ψ 通常取 $0^\circ \sim 4^\circ$ ，其最佳值应使飞机起飞滑跑时迎风面阻力最小，以缩短起飞滑跑距离。当 $C_{D_{\min}} = C_{D_0} = 0.0135$ 时，该飞机迎角为负数，因为起飞时要求升力系数为最大升力系数，因此停机角取 1° 。

2) 防倒立角 φ

也叫着地角，为机身尾部或尾鳍与跑道平面的接触角。依据公式 $\alpha = \psi + \varphi + \alpha_D$ ，在此处取 $\varphi = 15^\circ$ 。

3) 主轮伸出角 γ

也叫防后倒立角，为机轮和减震器未压缩时飞机重心与主轮接地点组成的平面与铅垂线的夹角称为主轮伸出角。依据公式 $\gamma = \varphi + (1^\circ \sim 2^\circ)$ ，可得 $\gamma = 16^\circ$ 。

4) 纵向轮距 b

在侧视图中前轮与主轮轴线之间的距离。纵向轮距的选择条件之一是保证飞机在机场滑行转弯时具有良好的使用性能，因此轮距取决于机身长度 L_f 。根据经验公式 $b = (0.3 \sim 0.4)L_f$ ，因此 b 取值 $4m$ 。

5) 主轮伸出量 e

在侧视图中通过飞机重心的垂线和主轮轴线之间的距离。通常取值为 $e = (0.06 \sim 0.12)b$ ，这里拟定为 $0.1b$ ，即为 $4m$ 。

6) 前轮伸出量 a

在侧视图中通过飞机重心的垂线与前轮轴线之间的距离，选择为停机时前轮上承受载荷为飞机重量的 $6\% \sim 12\%$ ，通常取值为 $a = (0.94 \sim 0.88)b$ ，拟定为 $0.9b$ 。

7) 起落架高度 h

起落架高度指机轮和减震器压缩时飞机重心到地面的距离。起落架高度 h 是按照减震器和轮胎处于压缩状态时，能保证地面与飞机任何一部分之间的最小

距离（200mm ~ 250mm）的要求来确定的。同时，确定起落架高度 h 时，还应该考虑飞机形式，起落架固定部位及其收起位置的布局。最终通过上述参数确定起落架高度为 140cm。

8) 主轮距 B

前视图中两主轮接地点之间的距离。主轮距要保证飞机在跑道上起飞滑跑和着陆滑跑时，以及滑行中机动转弯时运动稳定，即 $B \geq 2h$ 。因此初步选取为 3m。

3.4.4 起落架布置示意图

综上分析，起落架布置的示意图如图 3.4 所示。

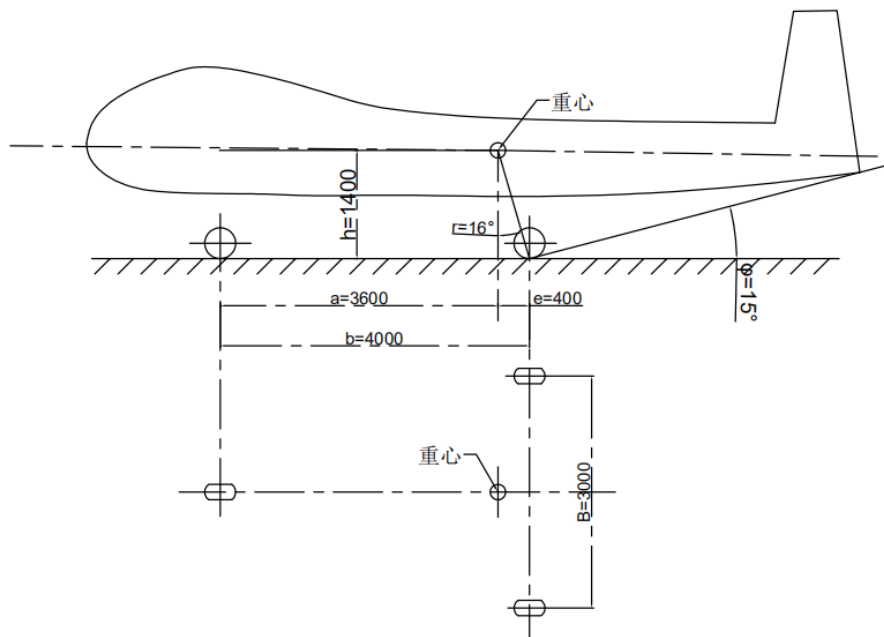


图 3.4 起落架布置示意图

3.5 机翼的设计

3.5.1 翼型的选择与设计

在巡航状态下，飞机的设计升力与重力平衡，则有：

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

其中 C_L 为三维机翼的设计升力系数，初步设计时，可以近似认为三维机翼的升力系数与翼型的升力系数有如下的关系：

$$C_{L,\max} = 0.9(c_{l,\max}) \cdot \cos \chi_{c/4}$$

根据初始布局，可以近似认为机翼四分之一弦线处的后掠角为 0 度。

对于设计的侦察阶段，可以用巡航-上升阶段的终止重量 W_4 估算设计升力系数 $C_{L_{xh}}$ ，即有

$$C_{L_{xh}} = \frac{W_4}{W_{TO}} \cdot W_{TO} / \tilde{q}S = 0.82 \cdot \frac{W_{TO}}{\tilde{q}S}$$

其中， \tilde{q} 为设计侦查阶段的飞行动压。

代入计算数据，可得设计升力系数 $C_{L_{xh}} = 1.00$ 。

在翼型设计升力系数附近阻力系数应在较小的范围内，俯仰力矩系数也应处在较小的数值，避免过高的配平阻力。

根据原准机型全球鹰的翼型参数，挑选出特性相似的四个翼型：① NASA LRN 1015；② NRELs S832；③ EPPLER 657；④ EPPLER 431。根据以下条件进行分析筛选：

- 设计升力系数附近的阻力系数和力矩系数；
- 翼型失速迎角和失速过程急缓程度；
- 翼型 20%~30%、60%~70%处的结构高度。

最终确定使用 EPPLER 657 翼型为机翼的主要翼型，翼型最大厚度为 15.57%，最大弯度为 4.66%，前缘相对半径 1.29%，其示意图如图 3.5 所示。

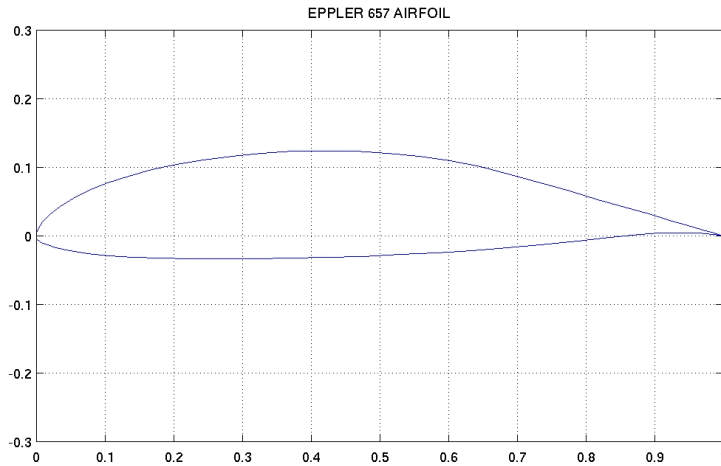


图 3.5 EPPLER 657 翼型截面图

3.5.2 机翼平面形状的设计

机翼平面几何形状参数有机翼的面积、展弦比、根梢比、后掠角等，如图 3.6 所示。

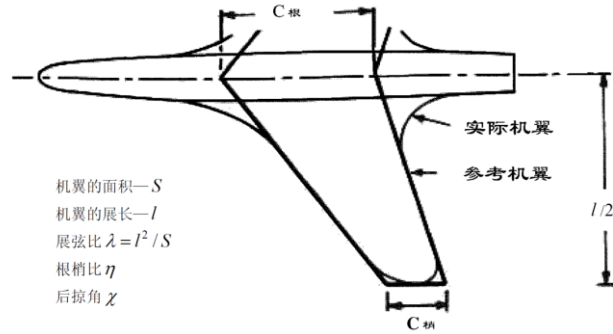


图 3.6 机翼平面几何形状参数

根据已经确定的初步总体参数，有机翼面积 $S = 51.18m^2$ ，展弦比 $A = 25$ ，以及展弦比的计算公式为：

$$A = l^2 / S$$

可以得到机翼的展长 $l = 35.77 m$ 。

机翼的根梢比 η 定义为其翼根弦长与翼尖弦长之比，对于亚音速飞机，需考虑 η 对机翼诱导阻力的影响。机翼诱导阻力系数的表达式为：

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta)$$

其中，系数 δ 与机翼梢根比 c_t / c_r 的关系如图 3.7 所示。

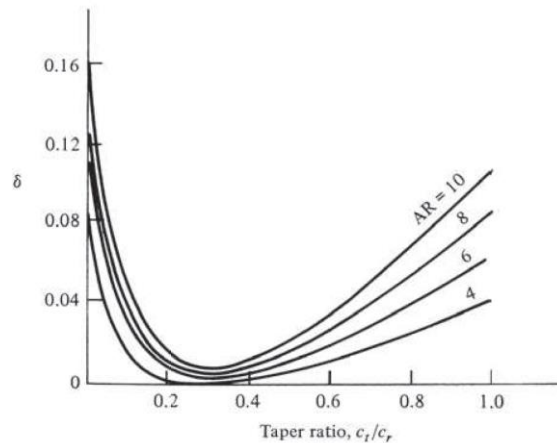


图 3.7 系数 δ 与机翼梢根比 c_t / c_r 的关系

当展弦比为一个定值时，系数 δ 是根梢比的函数， δ 值越小，诱导阻力越小，机翼上的气动载荷分布越接近椭圆形，减小了下洗速度。根据图 3.7 可以初步设定机翼的梢根比 $c_t / c_r = 0.4$ ，即机翼为根梢比 $\eta = 2.5$ 的梯形翼。

根据机翼平面参数之间的关系

$$c_r = \frac{2}{1 + c_t / c_r} \sqrt{\frac{S}{\lambda}}$$

$$c_t = \frac{2 \cdot (c_t / c_r)}{1 + (c_t / c_r)} \sqrt{\frac{S}{\lambda}}$$

$$c_A = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{l}{2}} c(y)^2 dy$$

计算得到机翼的根弦长 $c_r = 2.0440 \text{ m}$ ，梢弦长 $c_t = 0.8176 \text{ m}$ ，平均气动弦长 $c_A = 1.5184 \text{ m}$ 。

机翼的后掠角 χ 可根据原准机型以及类似机型的统计值选择前缘后掠角 $\chi_{LE} = 5^\circ$ ，后缘后掠角约为 $\chi_{TE} = 1^\circ$ ，四分之一弦线处后掠角 $\chi_{c/4} = 4^\circ$ 。

综上可以绘制出机翼的初步平面形状示意图如图 3.8 所示。

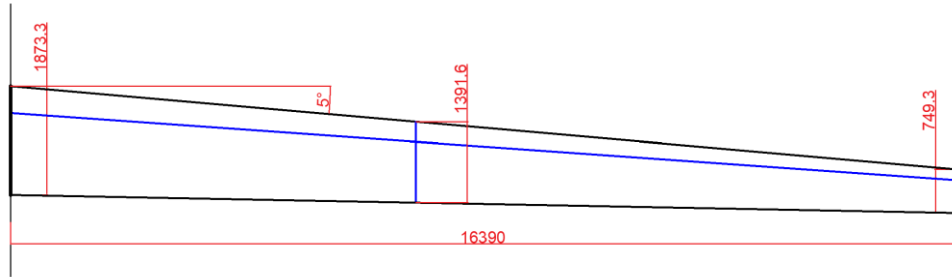


图 3.8 机翼的初步平面形状示意图

3.5.3 机翼安装角和上反角

机翼的安装角 i_w 可以根据以下公式初步确定：

$$C_{L\alpha} = C_L^\alpha (i_w + \alpha_{0,L})$$

其中， $\alpha_{0,L}$ 为翼型的零升迎角， C_L^α 为机翼的升力线斜率，亚音速机翼的升力线

斜率可以根据下面公式计算

$$C_L^\alpha = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \chi_{\max t}}{\beta^2} \right)}} \left(\frac{S_{\text{外露翼面}}}{S_{\text{参考}}} \right) F$$

其中, $\chi_{\max t}$ 为机翼翼型最大厚度线的后掠角, A 为机翼展弦比且满足

$$\beta^2 = 1 - M^2$$

$$\eta = \beta C_{L\infty}^\alpha / 2\pi$$

$$C_{L\infty}^\alpha = 1.8\pi(1 + 0.8\tilde{t})$$

其中, \tilde{t} 为翼型的相对厚度; F 为机身升力影响系数, 满足

$$F = 1.07(1 + d/l)^2$$

其中, d 为机身当量直径, l 为机翼展长。

根据已知数据计算, 同时考虑巡航状态下阻力系数应较小的条件, 可以初步选择机翼安装角 $i_w = 4^\circ$ 。

在概念设计阶段, 机翼的上反角的主要依据统计值, 如表 3.4 所示。

表 3.4 上反角的统计取值

飞机类型	机翼位置		
	下单翼	中单翼	上单翼
直机翼	$5^\circ \sim 7^\circ$	$2^\circ \sim 4^\circ$	$0^\circ \sim 2^\circ$
亚声速后掠翼	$3^\circ \sim 7^\circ$	$-2^\circ \sim 2^\circ$	$-5^\circ \sim 0^\circ$
超声速后掠翼	$0^\circ \sim 5^\circ$	$-5^\circ \sim 0^\circ$	$-5^\circ \sim 0^\circ$

考虑到大展弦比直机翼受气动载荷之后的变形条件, 参照原准机型, 选取机翼的上反角 $\Gamma_w = 2^\circ$ 。

3.5.4 机翼扭转和翼梢设计

对于大展弦比的直机翼, 气动载荷带来的机翼大变容易导致翼尖提前失速, 对机翼翼尖翼型安装角减小, 即采用负扭转可以有效减缓翼尖失速; 同时减小翼尖迎角可以提高翼尖弯扭耦合的临界振颤速度, 保证飞行过程中机翼不发生严重威胁飞行安全的静气弹问题。

初步设计阶段,通过计算机翼沿展向的气动力分布,使其更接近理想的椭圆分布曲线,选定机翼翼尖相对扭转角 $\varepsilon_t = -5^\circ$ 的简单几何扭转,如图 3.9 所示。

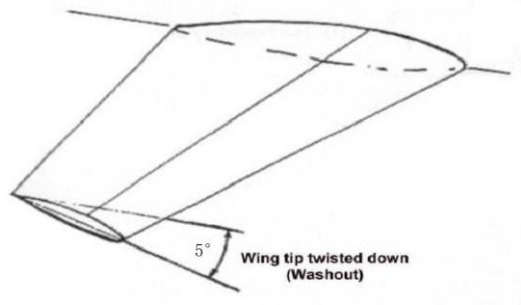


图 3.9 翼梢向下扭曲现象示意图

当机翼翼梢平面形状为梯形时,几何扭转角会导致翼梢区的等压线图谱被破坏,出现翼梢激波导致机翼的气动性能下降。为了改善翼梢气动性能,可把原梯形翼梢修改成曲线翼梢,这种曲线翼梢一般称为“**低阻翼梢**”,用椭圆二次曲线或三次曲线构成,如图 3.10 所示。

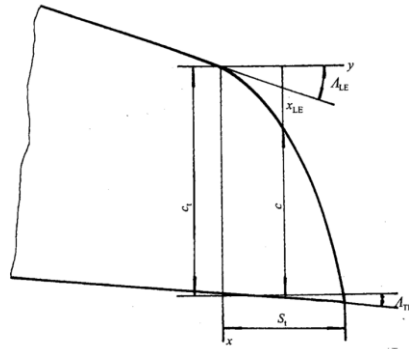


图 3.10 曲线翼梢的外廓示意图

三次曲线翼梢的曲线方程为

$$\frac{c^3}{A^3} + \frac{(y-D)^3}{B^3} = 1$$

式中, c 为弦长, A (注意此处不为展弦比), B, D 是待定常数,由下列条件确定

$$\begin{cases} y=0 \text{ 时}, c=c_t \\ y=S_t \text{ 时}, c=0 \\ x=0 \text{ 时}, d_{x_{LE}}/dy = \tan \chi_{LE} \end{cases}$$

其中求得常数分别为

$$D = \frac{-3S_t^2 \pm \sqrt{9S_t^4 + 4S_t^3 [c_t / (\tan \chi_{LE} - \tan \chi_{TE}) - 3S_t]}}{2[c_t / (\tan \chi_{LE} - \tan \chi_{TE}) - 3S_t]}$$

$$B = S_t - D$$

$$A = B \sqrt[3]{c_t^2 (\tan \chi_{LE} - \tan \chi_{TE}) / D^2}$$

又根据已经确定翼尖的翼尖弦长，取参数 $S_t = 0.4 \text{ m}$ ，经过计算，选择曲线方程为

$$\frac{c^3}{0.8198^3} + \frac{(y + 0.1245)^3}{0.6245^3} = 1$$

根据上式，可以绘制出翼梢修型后的翼尖曲线图，如图 3.11 所示。

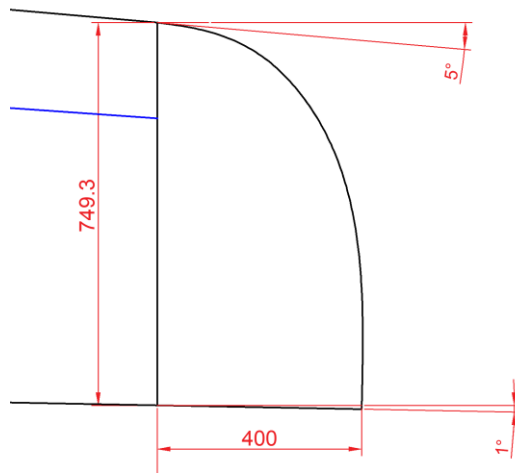


图 3.11 翼梢修型后的翼尖曲线图

3.5.5 副翼和增升装置设计

副翼是布置在机翼后缘两侧的横向操纵面，其作用是提供足够大的滚转力矩，保证满足对飞机横向操纵性的要求。副翼的几何参数及机翼的平面形状和几何参数有关，在初步设计阶段，需要选定的参数主要有：

- 副翼面积与机翼面积的比值，即相对面积，一般取 $\frac{S_{flap}}{S_w} = 0.05 \sim 0.07$ ；
- 副翼的相对弦长，一般取 $\frac{b_{flap}}{b_w} = 0.20 \sim 0.25$ ；
- 副翼的相对展长，一般取 $\frac{l_{flap}}{l_w} = 0.30 \sim 0.40$ ；
- 副翼的布置位置，一般在机翼半展长的 60% ~ 90%；

➤ 副翼的偏角 δ_{flap} ，通常副翼的最大偏角为 $25^\circ \sim 30^\circ$ 。

对于本设计的大展弦比机翼，副翼的力臂长度相对较大，操纵力矩容易满足，故选择副翼的相对展长为 0.30；考虑机翼靠近翼尖处结构刚度较弱，不适宜布置操纵面，所以将副翼布置在展向长度 55%~85%位置处。

选取副翼的相对弦长为 0.25，经过计算得到副翼的相对面积为 0.062。

副翼最大偏角 δ_{flap} 的取值。一般当副翼向下偏转时会增大机翼的迎角，如果此时机翼原来的迎角 α 已相当大，副翼下偏则有可能使这一侧机翼的迎角超过临界迎角，使升力下降而不是增加。为避免这种现象发生，故副翼采用差动偏转：向上时 $\delta_{flap} = -25^\circ$ ；向下时 $\delta_{flap} = +15^\circ$ 。

由于副翼的展向长度较长，考虑到变形和制造问题，将副翼沿展向分为等长度的三段，分别进行控制。副翼的具体参数示意如图 3.12 所示。

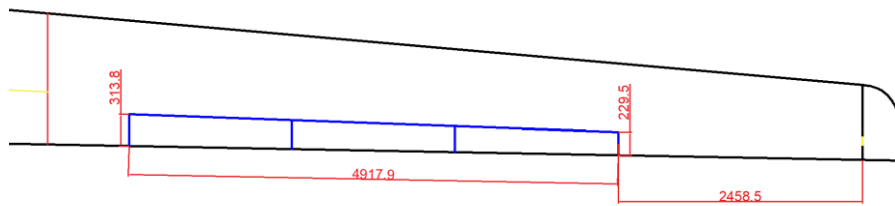


图 3.12 副翼的具体参数示意图

机翼的翼型和平面形状几何参数，通常都是按巡航状态的要求设计的，翼型的相对弯度等参数通常是按设计升力系数的要求确定的，因此，其气动特性不能满足起飞着陆状态的要求。所以，机翼上应附设有增升装置，用以改善飞机的起飞着陆性能。常用的机翼增升装置为前缘缝翼和后缘襟翼，由于本设计机翼弦长相对较小，故在初步设计中仅考虑使用后缘增升装置。

进行初步设计时，可参考表 3.5 所列数据选择后缘襟翼的统计数据。

表 3.5 不同后缘襟翼的参数统计数据

襟翼型式	相对弦长	偏转角	$\Delta C_{y \max}$ 及对应 $C_{y \max}$ 的 α
开裂式	~ 25%	$50^\circ \sim 60^\circ$	$0.6 \sim 0.8$ ($\alpha = 13^\circ \sim 14^\circ$)
后退式	30% ~ 40%	$40^\circ \sim 50^\circ$	$1.3 \sim 1.4$ ($\alpha = 13^\circ$)

双缝式	30% ~ 40%	40° ~ 50°	1.4 ~ 1.5($\alpha = 12^\circ$)
多缝式	35% ~ 45%	50° ~ 60°	1.6 ~ 1.8($\alpha = 12^\circ$)

为简化构型和机构，选择使用单缝后退式的富勒襟翼，相对弦长为 0.40，相对展长 0.25，偏转角 40°，两档偏转构型，沿展向分为等长的两段控制。襟翼的具体参数如图 3.13 所示。

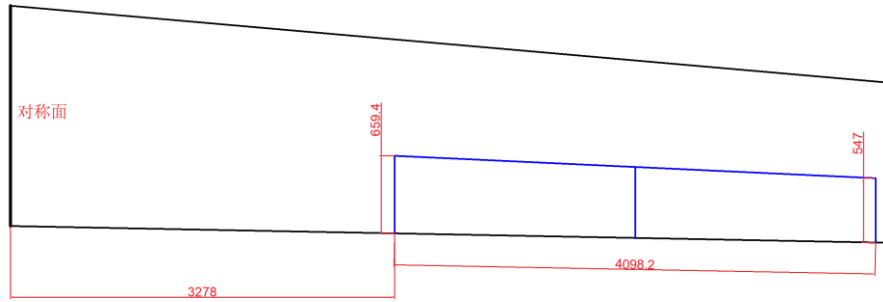


图 3.13 襟翼的具体参数示意图

3.5.6 机翼油箱容积估算

在初步设计时，可用下列推荐的公式来估算机翼油箱容积：

$$V_{wf} = 0.54(S^2/l)(t/c)_r \left[(1 + \lambda_w \tau_w^{1/2} + \lambda_w^2 \tau_w) / (1 + \lambda_w)^2 \right]$$

其中， $\tau_w = (t/c)_t / (t/c)_r$ 。

这个公式基于统计数据得出，并预先考虑了所需的隔板梁以及隔断的问题。

代入机翼的参数计算得到 $V_{wf} = 5.93m^3$ ，取燃油平均密度为 $\rho_f = 800kg/m^3$ ，即可得到机翼内燃油的质量约为 4744kg，约为全部燃油重量的 84%，考虑额外的机身油箱等空间，该机翼设计有足够的空间存放燃油。

3.5.7 机翼的总体参数汇总

综上分析与计算，机翼及副翼的详细总体设计参数如表 3.6，3.7 所示。

表 3.6 机翼总体设计参数表

机翼设计参数	数据	机翼设计参数	数据
机翼面积 S_w	51.18 m^2	翼型	EPPLER 657
展弦比 A	25	前缘后掠角 χ_{LE}	5°
根梢比 η	2.5	1/4 弦线后掠角 $\chi_{c/4}$	4°

翼展长度 b	35.77 m	安装角 i_w	4°
根弦长度 c_r	2.0440 m	上反角 Γ_w	2°
梢弦长度 c_t	0.8176 m	翼尖扭转角 ε_t	-5°
平均气动弦长 c_A	1.5184 m	机翼气动中心 x_{ac}	1.0502 m

表 3.7 副翼总体设计参数表

副翼设计参数	数据	襟翼设计参数	数据
相对弦长	0.25	相对弦长	0.4
相对展长	0.30	相对展长	0.25
相对面积	0.062	相对面积	0.1235
相对位置	0.55 ~ 0.85	相对位置	0.20 ~ 0.45
偏角 δ	$-25^\circ \sim +15^\circ$	偏角 δ	$0 \sim 40^\circ$

3.6 尾翼及其操纵面的设计

飞机尾翼用以保证飞机的稳定性和操纵性。尾翼操纵面的设计应保证飞机在所有可能的飞行状态下都能获得必需的稳定性和操纵性,使飞机在正常飞行状态范围内意外地超过临界迎角时,仍能有足够的操纵性能,同时保证飞机进入尾旋后仍能有转入俯冲状态改出尾旋的能力。

下面对本无人机设计方案中尾翼及其操纵面的设计进行介绍,并给出主要几何信息与设计参数。

3.6.1 尾翼布置形式选择

通过项目初步方案研究,本方案高空长航时侦察无人机选用 V 型尾翼+尾鳍设计。V 尾的操纵动作较为复杂,但拥有一系列优点,主要列举如下:

- 减小浸湿面积;
- 降低结构重量;
- 降低干扰阻力;
- 提升隐身效果。

V 型尾翼上的力在水平和垂直方向的投影,分别与常规平尾和垂尾上对应的力相对应。NACA 相关研究表明,要获得满意的操稳特性,V 尾的尺寸需要增大到其面积大约与所需的平尾和垂尾分开时的面积的总和相等。因此在确定 V 尾的主要设计参数过程中,本方案引入“当量平尾”与“当量垂尾”概念,首先根据设

计操稳需求对当量尾翼进行参数设计，再利用投影约束方式，确定 V 尾的整体设计参数，并对尾鳍进行设计分析，最后进行外形选择与操纵面详细设计。

3.6.2 尾翼布置位置选择

参照原准机 RQ-4A 全球鹰无人机，由于本方案考虑涡扇发动机安装在机身背部，其尾喷流干扰位置在机身尾部，相对靠后，且为提升操作配平效率，考虑将 V 尾布置在机身尾部。另外，由于 V 尾需要保证有足够的面积，故考虑安装 V 尾根梢于机尾靠下位置，以留出较大空间布置部件，且降低干扰阻力。

3.6.3 尾翼设计基础数据

尾翼设计需要机翼尺寸以及相对位置的信息，基础数据如表 3.8 所示。

表 3.8 尾翼设计所需的基础数据表

参数类别	参数名称	参数取值
机翼主要几何参数	机翼展弦比 A	25
	机翼面积 S	$51.18 m^2$
	机翼翼展 b	$35.77 m$
	机翼平均气动弦长 c_A	$1.5184 m$
机身主要几何参数	机身长度	$10.78 m$
	最大机身宽度	$1.37 m$
	最大机身高度	$1.76 m$
垂尾基本几何参数	当量平尾尾力臂长度 (约 45%~50%机身长度)	$6.50 m$
	当量垂尾尾力臂长度	$6.80 m$

3.6.4 尾翼设计参数选择

考虑采用“尾容量系数法”对当量尾翼（包括 V 尾投影的当量平尾与当量垂尾）的主要尺寸参数进行初步选择，主要包括当量平尾和垂尾面积。

1) 当量平尾面积选择

定义当量平尾尾容量 V_{Heq} 为

$$V_{Heq} = \frac{l_{Heq} \cdot S_{Heq}}{c_A \cdot S}$$

其中, $l_{Heq} = 6.50m$ 表示当量平尾尾力臂长度, S_{Heq} 为当量平尾面积, $c_A = 1.5184m$ 代表机翼平均气动弦长, $S = 51.18m^2$ 代表机翼面积。

对于当量平尾尾容量估算主要有两种方式, 一种为参照法, 即取同类型飞机的平均值或参照某一特定类型原型机选取; 另一种为机身容量法, 即通过机身容量参数与尾翼容量之间存在的统计关系来确定所需尾翼容量。本方案选取后者。

定义纵向机身容量参数 $V_{longfus}$ 为

$$V_{longfus} = \frac{W_{fus}^2 \cdot L_{fus}}{S \cdot c_A}$$

其中, $W_{fus} = 1.37m$ 代表最大机身宽度, $L_{fus} = 10.78m$ 代表机身长度, 故有

$$V_{longfus} = \frac{1.37^2 \times 10.78}{51.18 \times 1.3946} = 0.2604$$

每单位重心范围的当量平尾容量与纵向机身容量参数之间的统计关系曲线如图 3.14 所示, 各类飞机的重心变化范围统计数据如表 3.9 所示。

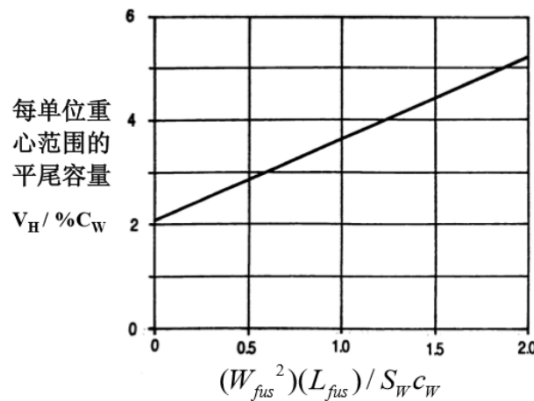


图 3.14 每单位重心范围的当量平尾容量与纵向机身容量参数之间的统计关系曲线图

表 3.9 各类飞机重心变化范围统计数据表

飞机类型	重心变化范围 (%)
超声速战斗机	20 %
喷气运输机	32 %
公务机	18 %
涡桨支线客机	16 %
轻型飞机	10 %

根据上图与上表分别查得对应求得纵向机身容量参数的每单位重心范围当

量平尾容量约为 2.50，重心范围参照公务机数据，估计约为 18%，则可计算当量平尾尾容量有

$$V_{Heq} = 2.50 \times 0.18 = 0.45$$

代入相关数据，可求得当量平尾面积为

$$S_{Heq} = \frac{V_{Heq} \cdot c_w \cdot S}{l_{Heq}} = \frac{0.45 \times 1.5184 \times 51.18}{6.50} = 5.3800 m^2.$$

参照原准机数据，该估算当量平尾面积较为合理。

2) 当量垂尾面积选择

定义当量垂尾尾容量 V_{Veq} 为

$$V_{Veq} = \frac{l_{Veq} \cdot S_{Veq}}{b \cdot S}$$

其中， $l_{Veq} = 6.80m$ 表示当量垂尾尾力臂长度， S_{Veq} 代表当量垂尾面积，

$b = 35.77m$ 代表机翼展长， $S = 51.18m^2$ 代表机翼面积。

本方案通过航向机身容量参数来确定所需当量垂尾容量。

定义航向机身容量参数 V_{latfus} 为

$$V_{latfus} = \frac{H_{fus}^2 \cdot L_{fus}}{S \cdot b}$$

其中， $H_{fus} = 1.76m$ 代表最大机身高度，故有

$$V_{latfus} = \frac{1.76^2 \times 13.53}{51.18 \times 35.77} = 0.02289$$

当量垂尾容量与航向机身容量参数之间的统计关系曲线如图 3.15 所示。

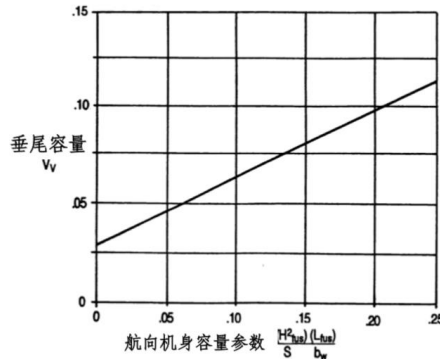


图 3.15 当量垂尾容量与航向机身容量参数之间的统计关系曲线

根据上图查得对应航向机身容量参数的当量垂尾容量约为 0.0358。

代入相关数据，可求得当量垂尾面积为

$$S_{Veq} = \frac{V_{Veq} \cdot b \cdot S}{l_{Veq}} = \frac{0.0358 \times 35.77 \times 51.18}{6.80} = 9.6381 m^2.$$

参照原准机数据，该估算当量垂尾面积较为合理。

3) V 尾面积选择

下面利用 V 尾和当量平尾和垂尾的近似投影关系，对 V 尾的尺寸和角度位置等信息进行确定。

设 V 尾的外倾角，即其与水平面的夹角为 Γ_T ，V 尾的面积为 S_{VV} ，则满足

$$\begin{cases} S_{VV} \cdot \cos \Gamma_T = S_{Heq} \\ S_{VV} \cdot \sin \Gamma_T = S_{Veq} \end{cases}$$

由此解得

$$\Gamma_T = \arctan \left(\frac{S_{Veq}}{S_{Heq}} \right)$$

代入数据可解得

$$\begin{cases} \Gamma_T = \arctan \left(\frac{9.6381}{5.3800} \right) = 60.83^\circ \\ S_{VV} = 11.0380 m^2 \end{cases}$$

故可得到 V 尾总面积为 $S_{VV} = 11.0380 m^2$ ，外倾角 $\Gamma_T = 60.83^\circ$ 。

3.6.5 尾翼外形与操纵面选择

在估算处尾翼面积后，需要进一步选择 V 型尾翼的其他基本参数，包括展弦比与根梢比、后掠角、所用翼型及相对厚度，以最终确定其平面形状。

1) 展弦比与根梢比确定

V 尾的展弦比与根梢比可以根据经验统计数据选取，典型飞机类型的尾翼几何参数如表 3.10 所示。

表 3.10 典型飞机类型的尾翼几何参数统计值

	平 尾	垂 尾
--	-----	-----

	展弦比	根梢比	展弦比	根梢比
战斗机	3 ~ 4	0.2 ~ 0.4	0.6 ~ 1.4	0.2 ~ 0.4
滑翔机	6 ~ 10	0.3 ~ 0.5	1.5 ~ 2.0	0.4 ~ 0.6
其他	3 ~ 5	0.3 ~ 0.6	1.3 ~ 2.0	0.3 ~ 0.6
T 型尾翼	—	—	0.7 ~ 1.2	0.6 ~ 1.0

基于上述统计数据，可估算 V 尾的展弦比 $A_{VV} = 5.2$ ，根梢比 $\lambda_{VV} = 0.6$ 。

2) 后掠角确定

由于需要保证当量平尾后于机翼失速，故满足当量平尾前缘后掠角一般比机翼后掠角大 2 ~ 5 度，故取当量平尾后掠角 $\Lambda_{Heq} = 10^\circ$ ，当量垂尾后掠角 $\Lambda_{Veq} = 12^\circ$ ，这里取 V 尾后掠角近似为当量平尾后掠角，有 $\Lambda_{VV} = 10^\circ$ 。

3) 翼型及相对厚度确定

在尾翼翼型的选择上，由于 V 尾的等效平尾和垂尾需要在正负迎角、正负侧滑角下正常工作，因此选取 V 尾为对称翼型。参考方案无人机层流大升力翼型，并考虑高空飞行条件，本方案考虑 V 尾采用常见的 NACA0012 对称翼型，比机翼相对厚度小一些，相对厚度 $(t/c) = 12\%$ ，其示意图如图 3.16 所示。升力系数与迎角的关系曲线的一系列参考实验数据与数值模拟结果如图 3.17 所示，可见翼型失速迎角可达 15 ~ 20 度，升力线斜率较高，气动特性较好。

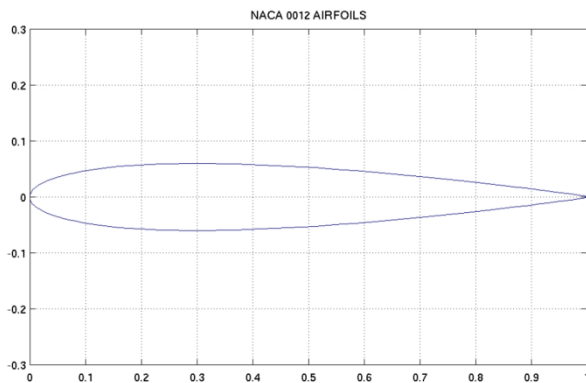


图 3.16 NACA0012 对称翼型示意图

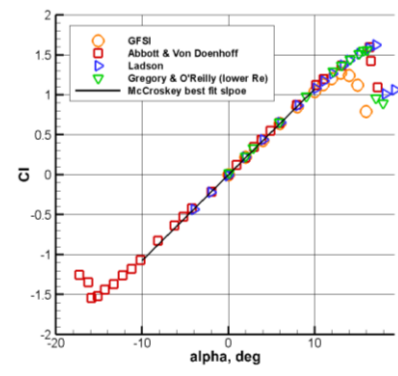


图 3.17 升力系数与迎角关系曲线参考数据

4) 尾翼操纵面参数确定

由于高空长航时无人机不要求太高的机动特性，故本方案选择使用普通铰链式 V 尾尾翼操纵面，以达到纵向与横航向的操稳特性。

本无人机的最大巡航速度未达到跨声速阶段，故考虑 V 尾两侧舵面的相对面积 $\bar{S} = 0.20$ ，即两侧操纵舵面总面积为 $S_E = \bar{S} \cdot S_{VV} = 0.20 \times 11.0380 = 2.2076 m^2$ 。具体开始布置位置距 V 尾后缘约 20 % 弦长处，为降低结构复杂度，不安装调整片。

3.6.6 尾翼设计参数汇总

综合以上估算分析，团队得到无人机 V 型尾翼设计参数汇总结果如表 3.11 所示，包括主要重量参数和设计参数。V 尾投影与前视示意图如图 3.18 所示。

表 3.11 方案无人机 V 型尾翼设计参数结果表

V 尾主要设计参数		参数数据	主要当量设计参数	参数数据
主要尺寸	V 尾总面积	$11.0380 m^2$	当量平尾尾容量	0.4680
	V 尾外倾角	60.83°	当量垂尾尾容量	0.0360
	V 尾后掠角	10°	当量平尾面积	$5.3800 m^2$
	V 尾展弦比	5.2	当量垂尾面积	$9.6381 m^2$
	V 尾根梢比	0.6	当量平尾相对面积	48.74 %
	V 尾纵向高度	$3.91 m$	当量垂尾相对面积	87.32 %
	V 尾翼根长度	$1.7644 m$	当量平尾后掠角	10°
	平均气动弦长	$1.50 m$	当量垂尾后掠角	12°
翼型参数	翼型名称	NACA0012		
	失速迎角	18°		
操纵面参数	操纵面总面积	$2.2076 m^2$		

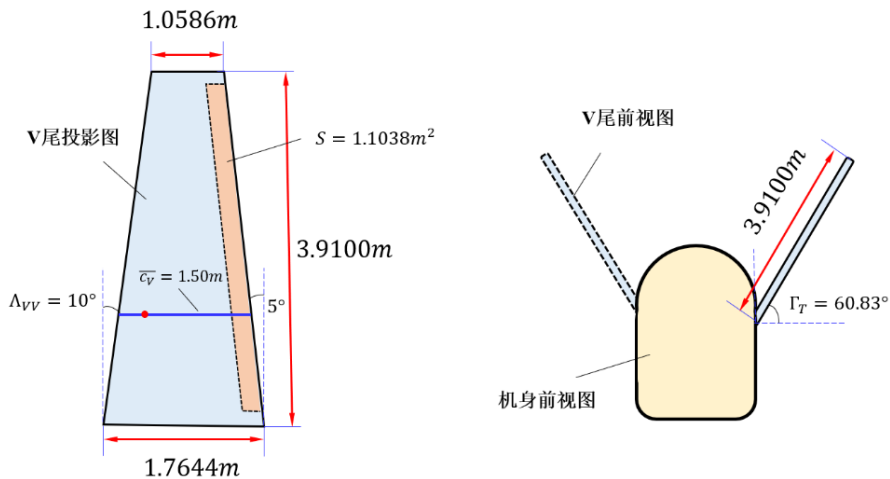


图 3.18 V 型尾翼投影与参数示意图

第四章 发动机设计及分析

4.1 发动机初步尺寸的确定

4.1.1 发动机类型的选择

发动机的类型可以按飞机的飞行速度范围或者飞机的主要使用任务来选择，我们这里按照飞机的飞行速度选择。根据飞机设计要求规定的使用飞行包线，主要是最大飞行速度，选择合适的发动机类型。图 4.1 表现了飞机最大速度与发动机类型选择的关系。一般情况下，没有理由去选择图上设计马赫数较高的发动机。

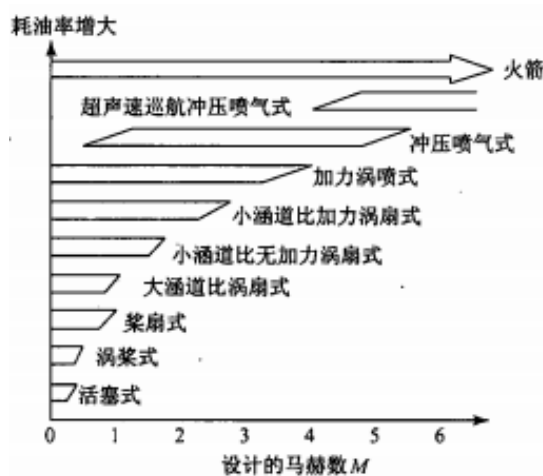


图 4.1 动力装置的限制速度

原准机全球鹰使用的发动机 AE3007H 是大涵道比涡扇发动机，从图中可以看出其适用于 0 到 1 个马赫数的飞机，而本方案设计的无人机的巡航速度马赫数为 0.6 左右，所以最后选定大涵道比涡扇式发动机。

4.1.2 发动机台数的选择

对于无人机一般发动机为单发或者双发，我们可以根据飞机起飞重量与推重比的要求来决定。根据飞机的战术技术要求，采用的航空电子、武器、设备、系统等技术配套状态，初步选择可用发动机的推重比和设计的飞机推重比要求，即可估算出飞机的第一次近似重量及发动机地面静推力值。由估算的要求推力值和现有可选用发动机的推力值即可确定是采用单发方案还是采用双发方案。

在第二部分方案经过几次迭代得出动力装置海平面净推力需求 3268.10kg ，换算后即为 32027.38N ，而 AE3007H 的最大推力可以达到 36.9kN ，所以有一台

发动机即可满足我们的设计要求。

4.1.3 发动机安装位置的选择

对单发的战斗机，发动机一般装在后机身内，具体须根据飞机擦尾角、防倒立角以及喷口推力线对飞机操稳性能要求，布置发动机在垂直平面内轴线位置。

4.1.4 发动机加力段的最大直径

在飞机总体设计估算涡扇发动机加力段的最大直径 D_{\max} 时，一般可使用下面的估算公式

$$D_{\max} = 0.0476T^{0.7324} \left(\frac{T}{Wg} \right)_{ENG}^{-0.1192}$$

式中， D_{\max} 代表发动机加力段的最大直径（单位：米）； T 代表发动机的海平面标准加力静推力（单位：kN）； $(T/Wg)_{ENG}$ 表示发动机推重比。

参照 AE3007H 的相关数据进行计算，表 4.1 为发动机 AE3007H 的相关数据。

表 4.1 发动机 AE3007H 的相关数据

最大推力（海平面标准加力静推力）	36.9kN
发动机净重	717kg
发动机长度	2.705m
发动机最大外径	1.105m

代入相关数据可得发动机加力段的最大直径 $D_{\max} = 0.5488 \text{ m}$ 。

4.1.5 主要典型尺寸的计算

按推力要求选择发动机时，所选发动机可能的长度、进口直径、重量等可采用选择的发动机推力与现有发动机推力之比 SF 的比值近似用下述公式估算，

$$L = L_a SF^{0.4}$$

$$D = D_a SF^{0.5}$$

$$W = W_a SF^{1.1}$$

其中， L, D, W 分别代表发动机实际需要的长度、进口直径、重量；

L_a, D_a, W 分别代表现有发动机的长度、进口直径、重量；

SF 代表实际需要的发动机推力和现有发动机真实推力之比。

代入数据可得 $L = 2.5559\text{ m}$ ， $D = 1.0294\text{ m}$ ， $W = 613.5300\text{ kg}$ 。

4.1.6 发动机初步相关数据总结

综上所述，本方案无人机选用发动机的各项数据如表 4.2 所示。

表 4.2 发动机设计要求数据

发动机类型	大涵道比涡扇式发动机
发动机台数	单发
发动机安装位置	后机身内
发动机最大推力	32,027.38N
发动机净重	613.5300kg
发动机长度	2.5559m
发动机最大外径	1.0294m
加力段的最大直径	0.5488m

4.2 进气道设计

4.2.1 进气道形式及位置

1) 进气道形式的选择

主要的进气道类型有四种：皮托管式、外压式、混压式、内压式，其中皮托管式进气道适用于亚音速的飞机。四种进气道形式的主要特性对比如表 4.3 所示。

表 4.3 四种进气道形式的主要特性对比

	皮托管（正激波）式	外压式	混压式	内压式
重量	轻	稍重	重	重
调节	不须调节	简单	较复杂	复杂
稳定性及起动性能	好	好	对工作状态变化及外部干扰较敏感	难起动
总压损失	亚、跨声速时损失小	适用范围损失小	适用范围损失小	超声速范围内损失最小
实用情况	适用亚、跨声速，最大可达 $M = 1.6 \sim 1.8$	适用于 $1.2 \leq Ma \leq 2.5$	适用于单一状态的超声速飞机 $2.2 \leq M \leq 3.5$	尚未被实际应用

亚音速进气道通常为简单不可调扩散式进气道，皮托管式进气道是一个简单

的前开口，压力恢复系数实际上可以达到 100%，亚音速时效果好，故本方案选用皮托管式进气道。

2) 进气道布置的选择

进气道在飞机上的位置和选用的类型构成进气道的布置形式，常见的进气道形式及其对应的布置位置和特点如表 4.4 所示。

表 4.4 常见的进气道形式、布置的位置和特点

布置的位置		采用的进气道形式	主要特点
正面进气（含机头进气及专用发动机舱）		·皮托管（正激波）式 ·二维及三维外压式 ·二维及三维混压式	·进气道流场无干扰 ·横截面积小、波阻小 ·对飞机迎角变化较敏感
两侧进气		·固定式 ·垂直或水平斜板的二维外压式 ·三维外压式	·对飞机迎角变化敏感性小 ·对飞机侧滑角变化敏感性大 ·机身横截面积大、波阻大
机身腹部进气		·三维外压式 ·固定式 ·水平斜板的二维外压式	·适用于机动性能要求较高的飞机 ·进气口距地面距离较小
翼下进气	机身两侧	·固定式	·简单、重量轻 ·适用于高机动性能要求的飞机
	翼下发动机吊舱	·水平斜板的二维外压式	·适用于高机动性能要求的飞机 ·进气口距地面距离小

根据所选用的皮托管式进气道形式，其布置采用正面进气。根据隐埋式发动机的特点，进气道位置设计在机身背部，可以减少全机雷达散射面积，有利于无人机的隐身设计，且避免了与起落架相对位置关系的问题。

3) 选择进气道参数时应满足的要求

- 保证发动机所需的空气流量；
- 使进气道的总压恢复系数最大；
- 与飞机的总体布置相协调，使进气道的外部阻力尽可能小；
- 要求进气道的出口流场均匀、畸变小，气流品质好。

4.2.2 进气道主要参数的选择

本方案选择的亚声速进气道是简单不可调的扩散式进气道，如图 4.2 所示。

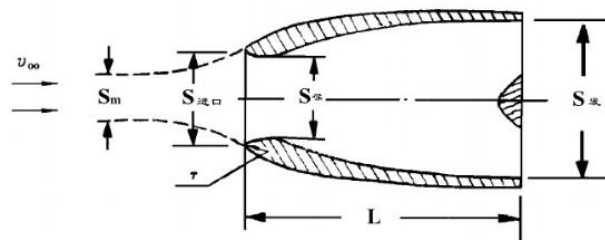


图 4.2 亚音速进气道及参数

1) 进口面积

首先要选定的几何参数是进气道进口的面积 $S_{\text{进口}}$ 。在具体进进气道参数选择之前，需要考虑按照哪一种飞行状态来设计进气道，即确定进气道设计点。通常选择设计点对应飞机最重要的飞行状态，故这里选择飞机巡航状态作为设计点。

在确定设计点后，设计飞行速度 v_{∞} 为 $Ma = 0.6$ ，设计飞行高度 H 为 18000m，发动机的空气流量 $m_{\text{空气}}$ 由所选发动机参数给出。按照设计点要求选定进气道参数自然可以使得飞机在最重要的飞行状态下处于最佳工作状态，即流量系数接近于 1。但实际上进气道并不是一直工作在设计点上，所以要兼顾非设计点的情况，使之有足够宽的工作范围。

根据质量守恒定律，我们可以得到以下等式：

$$m_{\text{空气}} = S_{\infty} v_{\infty} \rho_{\infty} = S_{\text{进口}} v_{\text{进口}} \rho_{\text{进口}} \quad m_{\text{空气}} = S_{\infty} v_{\infty} \rho_{\infty} = S_{\text{进口}} v_{\text{进口}} \rho_{\text{进口}}$$

$$S_{\text{进口}} = \frac{m_{\text{空气}}}{v_{\text{进口}} \rho_{\text{进口}}}$$

空气流量已知，需要计算的是进口速度与进口空气密度。

一般通过选定相对速度 $\bar{v}_{\text{进口}}$ 来得到进口速度：

$$v_{\text{进口}} = v_{\infty} \bar{v}_{\text{进口}}$$

从 $\bar{v}_{\text{进口}}$ 的含义来说，它表示气流在进气道进口前面被阻滞和压缩的程度，取值越小，意味着进气口外面减速增压的比例越大。其值的取值范围应根据设计点来决定，一般取值在 0.3 到 0.7 之间，考虑到气流到发动机时的速度应小于 0.6Ma，而巡航速度为 0.6Ma，故不需要太多的压缩，所以选择 $\bar{v}_{\text{进口}} = 0.7$ 。

进口空气密度可以根据高速一维绝热定常流的基本公式进行计算，利用流体中文网的在线等熵流计算得到空气密度为 0.1306 kg/m^3 。

由此可以得到进气道进口面积 $S_{\text{进口}} = 1.64 \text{ m}^2$ 。同时由公式得 $S_{\infty} = 1.25 \text{ m}^2$ 。

2) 进气道长度

进气道设计另一个需要选定的参数是进气道的长度，即从进口至发动机压气机进口的距离 L 。

亚音速进气道的长度,要根据发动机在机身内或是在吊舱中的部位安排情况及对进气道内壁扩散角及收敛角的要求而定。一般进气道,为了保证气流在流动过程中不产生分离,使其总压恢复系数最大,要求其内壁的半扩散角不能大于 $4 \sim 5^\circ$ 。假如管道需要转弯和弯曲,则其横截面面积的变化应是平滑的,并且在最后一段的管道轴线应与发动机压气机轴线重合,不能再使气流扩散,而应有一定的收敛角或设计成圆柱段,以保证气流进入压气机前速度场的均匀和稳定。

对于发动机安装在机身内的情况,这一段的长度不能小于 $0.5 \sim 1.0$ 倍发动机的最大直径。同时根据手册,发动机进口前最好设置 $1 \sim 1.5$ 倍发动机直径的等截面或收缩管道,以减小气流的不均匀度。综合考虑发动机安装情况与手册上设计要求,本方案在发动机进口前留出 1.2 倍发动机直径的长度作为进气管道长度。由选定发动机型号,有最大外直径 1.0294m ,故进气管道长度 1.235m 。

3) 唇口参数的选择

进气道唇口部分的剖面形状对进气道的性能也有较大的影响,应按不产生气流分离的要求进行选择。唇口前缘的曲率半径可按下面的经验公式选定:

$$r = (0.04 \sim 0.05) \sqrt{S_{\text{进口}}}$$

带入进口面积得到唇口前缘曲率半径为 $0.051 \sim 0.064\text{m}$ 。内唇口的曲率半径一般为唇口前缘的 50% ,所以得到内唇口的曲率半径为 $0.025 \sim 0.032\text{m}$ 。进气道唇口半径 r 已知,喉道面积 $S_{\text{喉}}$ 面积则也可以确定。

4.2.3 进气道的外部阻力

由于本方案选取的是简单不可调扩散式进气道,其阻力组成可以表示为:

$$D = (D_f + D_p)_{\varphi=1.0} + D_{\text{spill}}$$

$$D_{\text{spill}} = D_{\text{add}} + \Delta D_{\varphi}$$

其中 D_f 为外罩摩擦阻力, D_p 为外罩的形体阻力及波阻, D_{add} 为流量系数小于 1 时进气道进口前自由流管外壁上附加阻力, ΔD_{φ} 为流量系数小于 1 时作用在进气道进口前自由流管外壁上的附加阻力。

外罩摩擦力与形体阻力及波阻是与外罩几何参数相关,一般采用流量系数等

于 1 时的风洞试验阻力数据相关，由图 4.3 中的参考曲线，已知的 A_c / A_m 值为 0.8（面积比估算的），对应阻力约为 0.02。

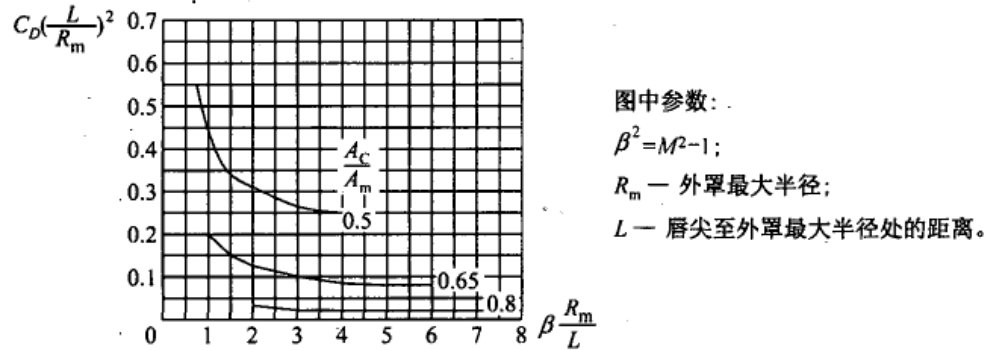


图 4.3 进气道外罩参考曲线

对于附加阻力，方案设计时可以近似采用 C_{add} 理论曲线再转化为 D_{spill} 。由下图 4.4 中的理论曲线知，在流量系数为 0.76 时， C_{add} 约为 0.05。

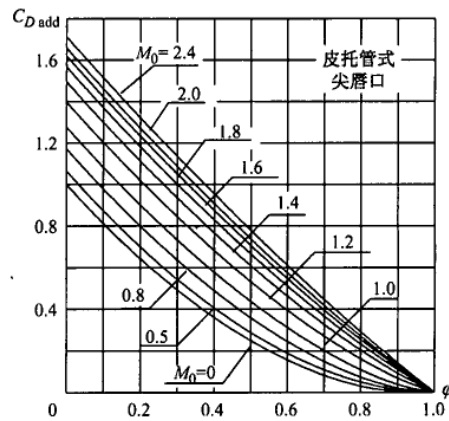


图 4.4 皮托管式尖唇口进气道的附加阻力系数

在 0 到 2.0 马赫数范围内估算皮托管进气道溢流阻力系数的经验公式如下：

$$D_{spill} \approx k_{spill} C_{add}$$

$$k_{spill} \approx M_0 / 2$$

所以 D_{spill} 约为 0.015。故进气道外部总阻力系数约为 0.035。

4.3 分流器与尾喷管设计

4.3.1 分流器设计

任何在空气中运动的物体的表面都会有附面层，飞机的前机身有它本身的附

面层,如果这种低能量的紊流气流进入发动机,则会降低亚声速时发动机的性能。除非飞机进气口的位置非常靠近机头,否则必须在紧靠进气口的前方设置附面层吸除装置。对于本方案所设计的高空长航时无人机,其发动机的位置安排在机身的后部,因此附面层分离器是有必要的。

附面层分离器有四种不同的主要形式:台阶式、附面层与外涵道并联、附面层吸入和沟槽式。本方案选择沟槽式分离器,原因是在大都数情况下,它的性能最好,同时重量也是最轻的。

进气道前端面距机身表面有一段距离,用一个隔板使附面层气流不致进入进气道。附面层气流被限制在隔板与机身之间,并通过分流器的斜板冲出沟槽。分流器斜面的角度应不超过 30° 。

附面层的厚度决定于气流的速度、空气的黏性系数和气流流经物体表面的长度,经验的法则是:附面层分离器所需的厚度(h)最好介于进气口之前的前机身长度的 $1\% \sim 3\%$,其示意图如图 4.5 所示。

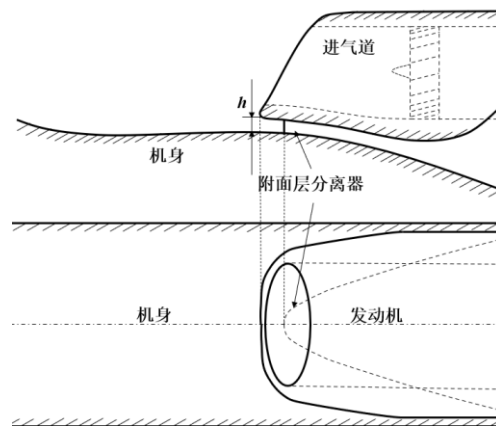


图 4.5 附面层分离器示意图

4.3.2 尾喷管设计

对于所选的大涵道比涡扇发动机,其排气系统一般由排气喷管和反推力装置组成,其中尾喷管是必不可少的重要组成部分,分为分开排气式和混合排气式两类。尾喷管的主要影响体现在:尾喷管的性能对发动机的推力有着重大影响,若尾喷管性能下降 1% ,则发动机推力下降约 1.7% ;尾喷管的排气流与飞机机体外流存在干扰,影响飞机的外阻力;尾喷管的噪声也是发动机噪声的主要来源。因此高性能低噪声的尾喷管是发动机研制中的关键技术。具体设计要求如下:

- 控制尾喷管的压力损失，使发动机获得最大推力和最低耗油率；
- 使发动机短舱与飞机外形相配；
- 结构简单，易于维护，低重量；
- 低噪声，喷管的降噪设备对发动机的性能影响较小。

对于所选的大涵道比涡扇发动机，尾喷管建议选择分开排气喷管，如图 4.6 所示，与混合排气喷管相比，其具有结构简单，重量轻等优点。

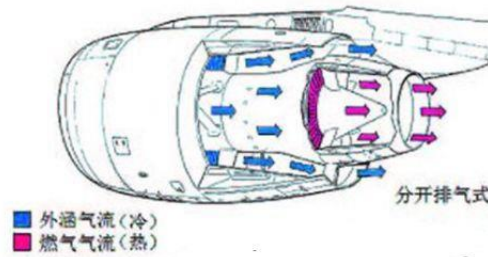


图 4.6 分开排气喷管示意图

4.4 发动机特性分析

4.4.1 推力特性

根据飞机设计手册第四册《军用飞机军用飞机总体设计》第五章内容公式拟合，并根据实际情况进行了一些修正，由此估算出较为符合实际的动力系统的推力特性，为下一部分对飞机主要性能的评估提供基础。

推力特性的基本公式为：

$$T = T_0 K_{M1} \cdot PT_S \cdot PT_T$$

其中， K_{M1} 项用于拟合 $0 \leq Ma \leq 1.0$ 之间推力曲线下凹的拟合公式， PT_T 为飞行速度变化的总压、总温修正因子， PT_S 为飞行高度变化的总压、总温修正因子，而 T_0 则为发动机在海平面、零速度加力或最大状态的标准静推力。

$$PT_T = (1 + b_T M^2)^{X_{PT}}$$

$$PT_S = \begin{cases} 1 - H \times 2.2558 \times 10^{-5} & H \leq 11000m \\ 0.2576e^{-(H-11000)/6341.6} & 11000m < H \leq 20000m \end{cases}$$

查阅《世界中小型航空发动机手册》关于 AE3007H 的相关数据， $T_0 = 36880N$ 。

发动机最大状态和加力状态下的推力特性曲线分别如图 4.7 与 4.8 所示。

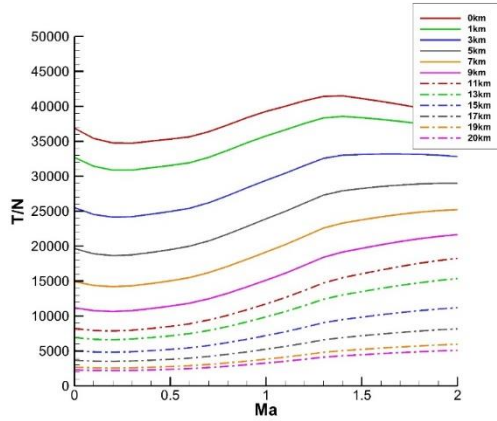


图 4.7 不同高度最大状态下发动机的推力特性曲线

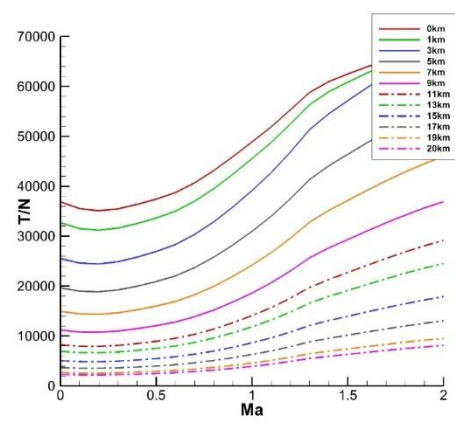


图 4.8 不同高度加力状态下发动机的推力特性曲线

4.4.2 耗油率特性

同样根据飞机设计手册第四册《军用飞机军用飞机总体设计》第五章内容公式拟合。对于涡扇发动机来说，其最大状态下耗油率的基本计算公式可写为：

$$C = C_0 TT_s TT_T$$

式中： C_0 为发动机在海平面标准静推力时的耗油率， TT_s 为静温比的修正因子， TT_T 为总温比的修正因子。

$$TT_s = \begin{cases} \left[1 - H \times 2.2558 \times 10^{-5}\right]^{0.5} & H \leq 11000m \\ 0.8671 & 11000m < H \leq 20000m \end{cases}$$

$$TT_T = 1 + 0.35Ma$$

查阅《世界中小型航空发动机手册》的相关数据， $C_0 = 0.34kg/(daN \cdot h)$ 。下图为发动机最大状态下的耗油率特性曲线：

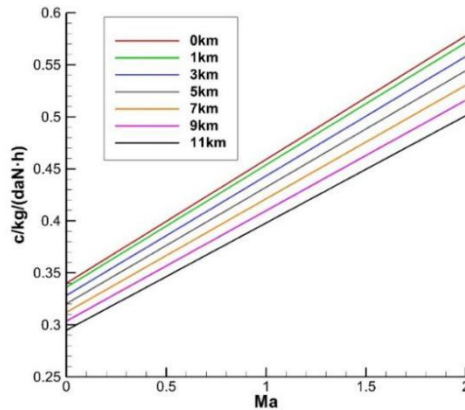


图 4.9 不同高度最大状态下的耗油率特性曲线

第五章 飞机外形设计与总体布置

5.1 方案三面图与渲染图

经过迭代优化，最终得到完善后的无人机主要总体参数如表 5.1 所示。

表 5.1 完善后的主要总体设计参数

主要设计参数	参数数据
机翼面积	51.18 m^2
起飞重量	10746.78 kg
推重比 T/W	0.3041
翼载荷 W/S	210
动力装置海平面净推力 T	3268.10 kg

设计方案的三面图以及渲染效果图如图 5.1 至图 5.4 所示。

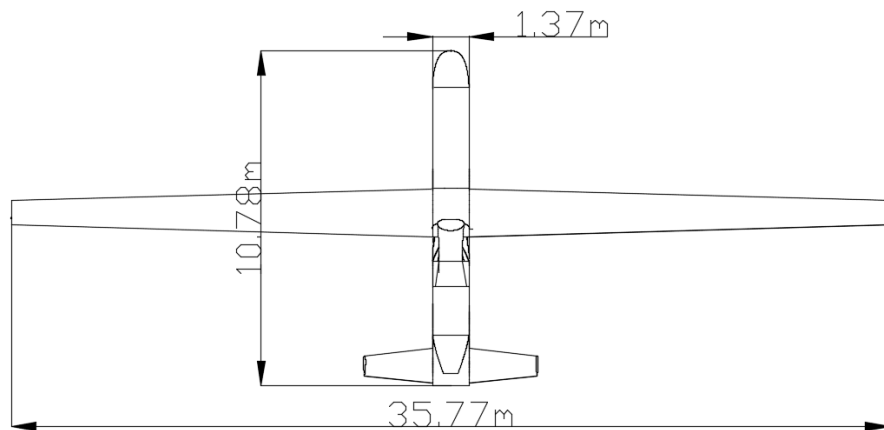


图 5.1 总体方案无人机俯视图

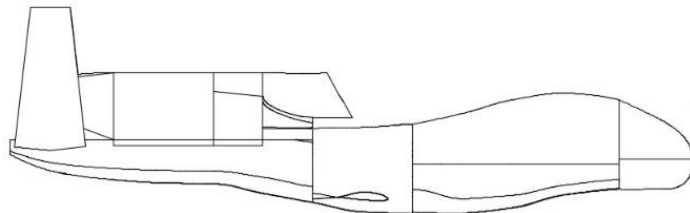


图 5.2 总体方案无人机侧视图

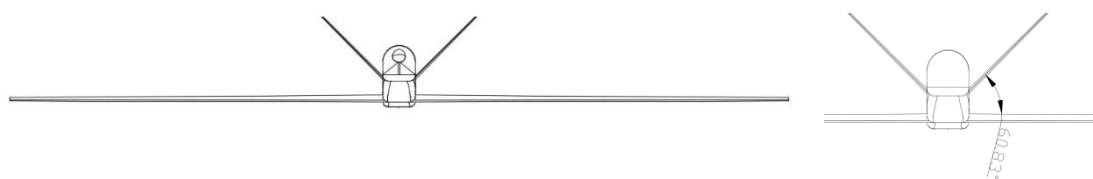


图 5.3 总体方案无人机侧视图



(a) 三维渲染等轴侧视图

(b) 实际飞行效果图

图 5.4 总体方案无人机三维渲染图

5.2 总体布置方案

本方案设计无人机的总体布置图如图 5.5 所示。

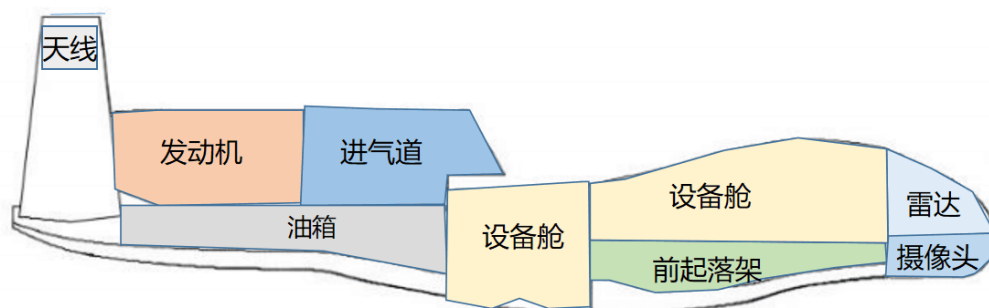


图 5.5 总体方案无人机总体布置图

上图将无人机的主要部件位置进行了区域划分。设计配备的设备舱、先进合成孔径雷达与探测摄像头设备主要布置在机身前侧；发动机及进气道、机身油箱与集束天线主要布置在机身后侧；前主起落架舱布置在机身前侧腹部，后起落架舱布置于机翼靠近根梢处。各部件的具体位置与尺寸信息详见第三、第四部分。

下面对本方案无人机的主要性能进行分析。

第六章 飞机主要性能分析

6.1 重量与重心估算

下面利用统计分类方法对全机的各部件的重量特性与重心位置进行详细的计算与确定，从而得到整架无人机的重量重心特性。

6.1.1 重量估算

将无人机分为机翼、机身、尾翼、起落架、推进系统、任务设备重量计算。

1) 机翼重量

参考飞机设计手册中的机翼公式，给出一个初步的机翼重量 W_w 的初始值：

$$W_w = 19.938(W_G)^{0.389}(S_f)^{0.843}(1 + \cos \Lambda_{1/4})^{-1.1017}(A)^{0.192}\left(\frac{t}{c}\right)^{-0.098}\left(\frac{V_D}{100}\right)^{0.232}(1 + K_{uc})^{0.407}(1 + K_e)^{-1.159}$$

其中各项取值（暂时取机翼最大相对厚度为 0.15，设计失速速度为 740 km/h）如表 6.1 所示。

表 6.1 机翼重量估算所需的主要参数表

起飞重量 W_G	10746.78 kg
机翼面积 S_w	51.18 m ²
1/4 弦线处后掠角 $\Lambda_{1/4}$	4°
展弦比 A	25
K_e	0
K_{uc}	0.4

代入计算得： $W_w = 1174 \text{ kg}$ 。

2) 机身重量

根据飞机飞行设计手册，机身重量估算公式为：

$$W_F = 6.3995 K_e (K_{in})^{1.42} (q_{\max} / 1000)^{0.283} (W_{TO} / 1000)^{0.95} * k_f^{0.71}$$

其中， $K_e = 1.0$ ， $K_{in} = 1.0$ ， q_{\max} 为飞机最大速压， W_{TO} 飞机正常起飞重量， k_f 为机身长细比。代入计算得， $W_F = 1381 \text{ kg}$ 。

3) 尾翼重量

本方案中飞机尾翼采用的是 V 型尾翼，这里将尾翼等效为当量平尾进行计

算，根据飞机设计手册，尾翼重量统计估算公式为：

$$W_V = 12.549 K_m K_H (W_{TO} n_{ds} / 1000)^{0.26} S_H^{0.808} (1 + L_H / (b_H * A_H^{0.7}))^{-2}$$

其中， $K_m = 1.0$ ， $K_H = 1.0$ ， n_{ds} 为设计过载， S_H 为尾翼面积， L_H 为尾翼根弦到飞机对称轴线的距离， b_H 为尾翼的翼展， A_H 为尾翼展弦比。

代入计算得， $W_V = 184.43 \text{ kg}$ 。

4) 起落架重量

通过对统计数据检查，发现起落架重量估算可以按缓冲支柱长度、粗糙道面承载能力及漂浮能力分类，起落架的综合重量估算系数为：

$$K_{LG} = K_{SL} + K_{RF} + K_{VL}$$

其中 K_{SL} 为支柱长度系数， K_{RF} 为粗糙道面承载能力系数， K_{VL} 为高漂浮能力系数。

起落架重量方程为：

$$W_{LG} = 0.046 K_{LG} \cdot W_L$$

代入得： $W_{LG} = 447 \text{ kg}$ 。

根据飞机设计手册，得出起落架各部分重量统计值如表 6.2 所示。

表 6.2 起落架各部分重量统计值表

重 量	空军型飞机	海军型飞机
主轮重量	$W_{MLG} = 0.801W_{LG}$	$W_{MLG} = 0.643W_{LG}$
前轮重量	$W_{NLG} = 0.141W_{LG}$	$W_{NLG} = 0.2143W_{LG}$
着陆伞装置重量	$W_{DC} = 0.006W_{LG}$	$W_{DC} = 0.143W_{LG}$

这里采用空军型飞机的数据进行计算，由此可以推算出：主起落架重量为：358 kg；前起落架重量为 63 kg，其余部分为 26 kg。

5) 推进系统重量

根据经验公式推进系统的重量 W_{PO} 一般为发动机重量的 1.5 倍，由报告 4.1 部分已计算发动机重量为 $W_e = 613.53 \text{ kg}$ ，计算得推进系统重量 $W_{PO} = 920.3 \text{ kg}$ 。

6) 任务设备重量

根据飞机设计手册，机载任务设备典型平均重量数据如表 6.3 所示。

表 6.3 机载任务设备典型平均重量数据

飞机类型	重量特性
轻型单发私人飞机	8% W_{TO}
轻型双发飞机	11% W_{TO}
喷气教练机	13% W_{TO}
短程运输机	14% W_{TO}
中程运输机	11% W_{TO}
远程运输机	8% W_{TO}

由此可以得出机载设备重量 W_{PL} 约为起飞重量 W_{TO} 的 8% ~ 14%，参考原准机 RQ-4A“全球鹰”的数据，可以得出机载设备重量约为： $W_{PL} = 907 \text{ kg}$ 。

7) 各部件重量占比汇总

本方案无人机各部件的重量占比数据如表 6.4 所示。

表 6.4 各部件重量占比数据

部件	重量预估 / kg	重量占比
机翼	1174	10.924%
机身	1381	12.850%
尾翼	184.	1.712%
起落装置	447	4.159%
推进系统	920.3	8.563%
任务设备	907	8.440%

6.1.2 飞机重心计算

类似重量估算，将无人机分为机翼、机身、尾翼、推进系统、起落架、装载燃油、任务设备分别进行各部件重心计算。

1) 机翼重心

对于直机翼，单侧机翼重心位置大约在距离机翼对称面 40%半翼展距离位置处，此处的弦长为

$$c_{40\%} = 0.6c_r + 0.4c_t = 1.42 \text{ m}$$

而重心距离前缘为 40%（平均气动弦所在处）弦长为

$$x_w' = 0.4 \times c_{40\%} = 0.57 \text{ m}$$

机翼前缘的机身站位为

$$x_{WLE} = 4.50 \text{ m}$$

因此对于机翼的重心的机身站位为

$$x_W = x_W' + x_{WLE} = 5.07 \text{ m}.$$

2) 机身重心

根据飞机设计手册可知，单发推进式发动机飞机机身位置约在 45% ~ 48%，参考原准机数据，此处取 47%进行计算，可以得出机身重心位置为

$$x_b = 0.45l = 0.45 \times 10.78 = 4.85 \text{ m}.$$

3) 尾翼重心

根据飞机设计手册，尾翼重心为距根弦 38%处距前缘 42%位置处，尾翼距根弦 38%处的弦长为

$$c_{V38\%} = 0.62c_{vr} + 0.38c_{vt} = 1.76 \text{ m}$$

重心距尾翼前缘位置为

$$x_V' = 0.42 \times c_{V38\%} = 0.74 \text{ m}$$

尾翼前缘的机身站位为

$$x_{VLE} = 9.02 \text{ m}$$

因此尾翼重心位置为

$$x_V = x_{VLE} + x_V' = 9.76 \text{ m}.$$

4) 推进系统重心

取统计数据距离短舱前缘 39 %处。根据 4.1 部分计算数据知推进系统长度为 2.56 m。

重心距离前缘距离

$$x_P' = 0.39L_e = 1.00 \text{ m}$$

短舱前缘的机身站位

$$x_{PLE} = 7.24 \text{ m}$$

因此发动机和短舱的重心机身站位为

$$x_p = x_{PLE} + x_p' = 8.24 \text{ m}.$$

5) 起落架重心

假设主起落架重心 x_{zq} 与机翼重心一致,起落架其余部分重心与空机重心一致,由纵向轮距可知前起落架重心为 $x_{qq} = 1.07 \text{ m}$ 。

6) 装载燃油重心

假定与机翼重心一致。

7) 任务设备重心

参考原准机 RQ-4A“全球鹰”,取机身站位 15%处得到

$$x_r = 0.15l = 1.62 \text{ m}$$

8) 重量特性与重心站位汇总

综上对全机各部件的重量特性与重心站位估算,可汇总结果如表 6.5 所示

表 6.5 全机各部件的重量特性与重心站位汇总

部件	重量预估/kg	重量占比	重心站位
机翼	1174	10.924%	5.07
机身	1381	12.850%	4.85
尾翼	184	1.712%	9.76
前起落架	63	0.586%	1.07
主起落架	358	3.331%	5.07
推进系统	920.3	8.563%	8.24
任务设备	907	8.440%	1.62
燃油	5639.65 kg	52.478%	5.07

6.1.3 全机重心估算与重心示意图

根据以上估算的全机各部件重量特性和重心站位,结合飞机重心计算公式

$$x_{cg} = \frac{\sum W_i x_i}{\sum W_i}$$

代入计算可得:飞机不带燃油时重心位置为 $x_{cg,0} = 5.06 \text{ m}$;

飞机携带最大燃油时重心位置为 $x_{cg,max} = 5.07 \text{ m}$ 。

综上,绘制飞机各部件与全机的重心位置示意图如图 6.1 所示。

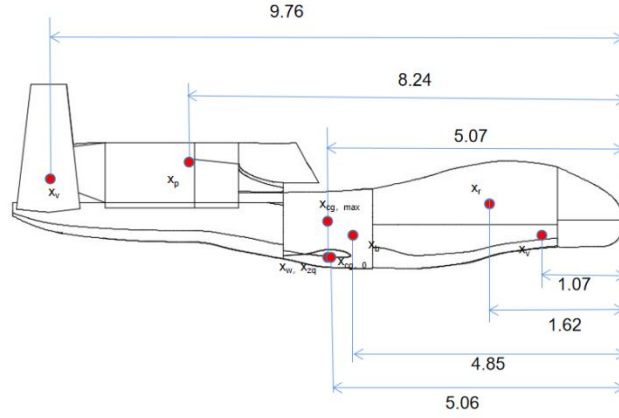


图 6.1 无人机各部件与全机的重心位置示意图

6.1.4 飞机重心变化范围说明

下面运用飞行力学操纵性、稳定性知识对飞机的重心变化范围进行说明。

重心可变化的范围与飞机的纵向稳定性密切相关，其稳定性分析主要需要运用到气动导数 $C_{m\alpha}$ ，即为飞机俯仰力矩系数对迎角的导数。

由飞行力学知识可得，当 $C_{m\alpha} < 0$ 时，飞机纵向静稳定；当 $C_{m\alpha} = 0$ 时，飞机纵向中立稳定；当 $C_{m\alpha} > 0$ 时，飞机纵向静不稳定。

定义（当量）平尾处的动压比为 η_t ，满足

$$\eta_t = \frac{q_t}{q}$$

其中， q_t 为平尾处动压， q 为机翼处动压。

定义（当量）平尾尾容比为 \bar{V}_1 ，满足

$$\bar{V}_1 = \frac{S_t \cdot l_t}{S \cdot \bar{c}}$$

其中， S_t 为平尾面积， S 为机翼面积， l_t 为平尾弦长， \bar{c} 为机翼平均气动弦长。

利用 dC_m / dC_L 也可以描述飞机的纵向静稳定特性，考虑飞机各部件（机翼、尾翼、机身或翼身组合体）对纵向静稳定的贡献，可得

$$\frac{dC_m}{dC_L} = (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) + \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_f - \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \eta_t \bar{V}_1$$

飞机的握杆中性点 N_0 的计算公式为

$$N_0 = \bar{x}_{ac} - \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_f + \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \eta_t \bar{V}_1$$

可使用静稳定裕度 H_n 描述飞机的纵向握杆静稳定度，有

$$H_n = N_0 - \bar{x}_{cg} = - \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right)_{fix}$$

易知，当静稳定裕度 H_n 为正时稳定。

一般情况下，握杆情况下的飞机重心位置的后限即为握杆中性点 N_0 ，而重心前限为使得平尾升降舵处于最大上偏角时恰好平衡最大升力系数 $C_{L_{max}}$ 时的重心位置。由于本方案中的升降舵设计参数较少，本部分仅考虑计算飞机的握杆中性点 N_0 位置，并结合 V 尾设计中的尾容量取值区间，对重心可变化的位置进行简单估算。下面对握杆中性点表达式中的各参数量进行分析与估算。

由机翼部分设计可知，机翼主要采用 *EPPLER 657* 翼型，其升力线斜率首轮近似为 $C_L^\alpha = a_w = 5.8440$ ，零升迎角为 $\alpha_{0,L} = -6^\circ$ ，V 型尾翼（及其当量平尾）采用 *NACA 0012* 对称翼型，其升力线斜率近似为 $a_t = 5.7296$ 。对于 $(\partial \varepsilon / \partial \alpha)$ 一项，考虑下洗时尾翼处于机翼尾流中的下洗角关于迎角的导数，DATCOM 中给出了一种估算方法，即

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2a_w}{\pi A} = 0.1488$$

注意，上式中的单位为每弧度 ($/rad$)，故有

$$\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 0.8512$$

由于平尾处于机翼涡的影响区域内，平尾处的动压比 η_t 应小于 1。对于亚声速，DATCOM 给出

$$\eta_t = 1 - \frac{\Delta q}{q}$$

其中

$$\frac{\Delta q}{q} = \frac{2.42\sqrt{C_{D0,W}}}{l_{h1}\sqrt{c_A} + 0.30}$$

式中, l_{h1} 为机翼根弦后缘到平尾气动中心的距离; $C_{D0,W}$ 为机翼的零升阻力系数。

计算 $C_{D0,W}$ 可利用当量蒙皮摩擦阻力系数方法, 并结合 DATCOM 给出的公式, 即有

$$C_{D0,W} = C_{f,W} \left[1 + L \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] R_{L,S} \frac{S_{\text{机翼浸湿}}}{S_{\text{机翼}}}$$

式中, L 是翼型最大厚度位置参数, 对于本方案无人机机翼翼型 (最大厚度在 $0.3c$ 外), 可取 $L=1.2$; $C_{f,W}$ 为机翼湍流摩擦系数, 其随马赫数与雷诺数的变化 (基于平均气动弦长 c_A) 如图 6.2 所示; 参数 $R_{L,S}$ 对应翼型机翼最大厚度处对应弦线处的后掠角, 如图 6.3 所示; $S_{\text{机翼外露}} = 97.90\text{m}^2, S_{\text{机翼}} = 51.18\text{m}^2$ 。

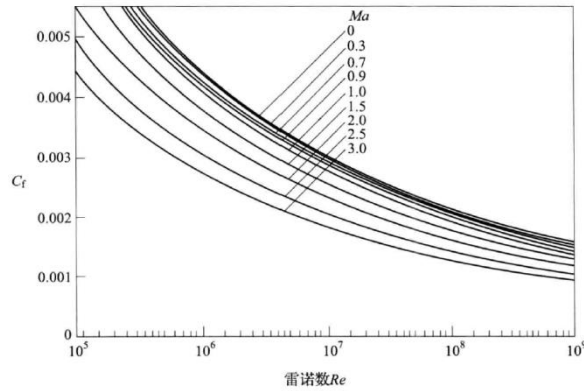


图 6.2 机翼湍流摩擦系数 $C_{f,W}$ 随马赫数和雷诺数的变化曲线簇 (基于平均气动弦长 c_A)

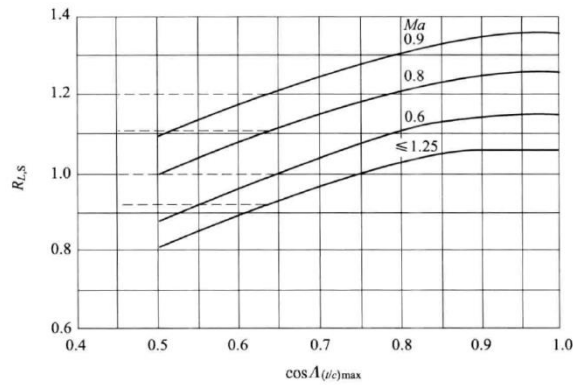


图 6.3 机翼参数 $R_{L,S}$ 随 $\cos \Lambda_{(t/c)\max}$ 的变化曲线簇

由上两幅图，可得参数 $C_{f,w} = 0.0038$ ， $R_{L,S} = 1.15$ ，又由 $(t/c) = 0.1557$ ，计算可得 $C_{D0,w} = 0.01041$ 。由全机俯视图可得 $l_{h1} = 5.20 \text{ m}$ ， $c_A = 1.5184 \text{ m}$ ，故得

$$\frac{\Delta q}{q} = \frac{2.42\sqrt{0.01041}}{5.20\sqrt{1.5184 + 0.30}} = 0.03681$$

即得到 $\eta_i = 1 - \frac{\Delta q}{q} = 0.9632$ 。

又由机翼设计部分可得， $x_{ac} = 1.0502$ ， $\bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c_A} = 0.6916$ ，代入相关参数，并

忽略机身对纵向静稳定性的影响（减小很少），即可得到握杆中性点位置为

$$\begin{aligned} N_0 &= \bar{x}_{ac} + \frac{a_t}{a_w} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \eta_i \bar{V}_1 \\ &= 0.6916 + \frac{5.7296}{5.8440} \times (1 - 0.1488) \times 0.9632 \times 0.45 = 1.0533 \end{aligned}$$

此握杆中性点值即为重心后限 \bar{x}_{cgr} ，又由 V 型尾翼当量法计算过程（表 3.8），估算重心的允许调整范围为 18%，故飞机的重心前限可估算为 $\bar{x}_{cgf} = 0.8637$ ，飞机各部件规划的位置可参考此重心范围区间，即满足 $\bar{x}_{cg} = [0.8637, 1.0533]$ 。

至此，本方案中全机重量特性与重心位置估算完成，下面进行气动特性分析。

6.2 气动特性分析

飞机升阻特性是飞机最为重要的原始数据之一，在性能计算、飞行仿真等方面必不可少。在飞机设计过程中，特别是方案论证或方案设计初期，气动布局等总体参数通常是变化的，翼型等参数尚未完全确定，因此计算精确的气动数据较为困难。通常采用工程方法进行气动估算，以获得进一步计算分析的原始参数。

6.2.1 升力特性估算

作用在飞机上的升力可以表示为

$$L = C_L q S$$

其中， C_L 为升力系数； S 为机翼参考面积；动压 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ 。

对于没有增升装置的对称翼型，升力系数可以表示为： $C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha$

对于非对称翼型，升力系数可以表示为

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_{0,L})$$

其中， $\alpha_{0,L}$ 为零升迎角，取决于机翼的弯度等特性。

从上式可以看出，描述飞机升力特性的参数主要是 $C_{L\alpha}$ 与 $\alpha_{0,L}$ 。下面通过工程估算方法按照机翼、平尾、机身三部分求解并叠加计算飞机的升力线斜率。

1) 单独机翼升力估算

对于大展弦比后掠翼，其升力线斜率可以表示为

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta_e} \left(1 + \frac{\tan^2 \chi_{1/2}}{\beta^2} \right)}}$$

其中， A 为展弦比，前面章节取25； η_e 为翼型效率，可取0.95； $\chi_{1/2}$ 为1/2弦线的后掠角，且有 $\beta = \sqrt{1 - Ma^2}$ 。

给出机翼的前缘后掠角，则1/ n 弦线的后掠角可以由下式求出：

$$\tan \chi_{1/n} = \tan \chi_0 - \frac{4}{nA} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1}$$

其中， χ_0 为前缘的后掠角，前面章节取 5° ； η 为根梢比，前面章节设计为2.5。

根据该式，求出 $\tan \chi_{1/2} = 0.04442$ ；再使用MATLAB编程，绘制升力线斜率随马赫数的变化曲线，如图6.4所示。

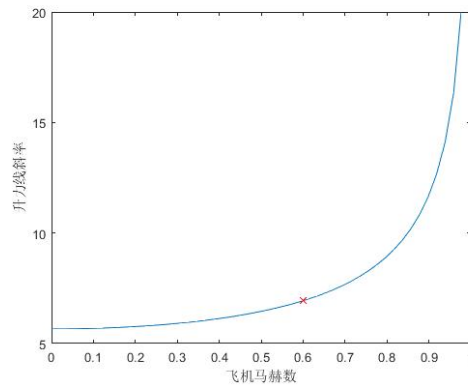


图 6.4 不同马赫数下机翼的升力线斜率

图中红色叉点为飞机的巡航速度对应的升力线斜率，大约为 7 左右。

2) 机身升力估算

机身升力主要由头部及尾部两部分构成，对于圆柱形状的机身有

$$C_{L\alpha,sh} = C_{L\alpha,t} - 0.035(1 - \eta_w) \xi_k$$

其中， $C_{L\alpha,sh}$ 为机身的升力线斜率；

ξ_k 为修正系数，取决于雷诺数、马赫数、尾部形状、尾翼布局等参数，可

取 0.15 ~ 0.2，这里取 0.18；

$$\eta_w \text{ 为尾部收缩比，满足 } \eta_w = \sqrt{\frac{S_d}{S_{sh}}} = \sqrt{\frac{\pi (d_d/2)^2}{\pi (d_{sh}/2)^2}};$$

S_d 为底部面积，若尾部形状为锥形，则底部面积为零；

S_{sh} 为机身面积，即尾部的最大面积。

根据前面章节数据，计算可得： $\eta_w = 0.863$ 。

$C_{L\alpha,t}$ 为头部产生的升力线斜率，可按下列公式查图 6.5 中曲线得出

$$C_{L\alpha} = f\left(\frac{\sqrt{1-Ma^2}}{\lambda_t}, \frac{\lambda_{zh}}{\lambda_t}\right)$$

其中， λ_t 为头部长细比，计算得 7.3836；

λ_{zh} 为机身圆柱部分长细比，计算得 6.5123。

故可得

$$\frac{\sqrt{1-Ma^2}}{\lambda_t} = 0.1083, \quad \frac{\lambda_{zh}}{\lambda_t} = 1.1338$$

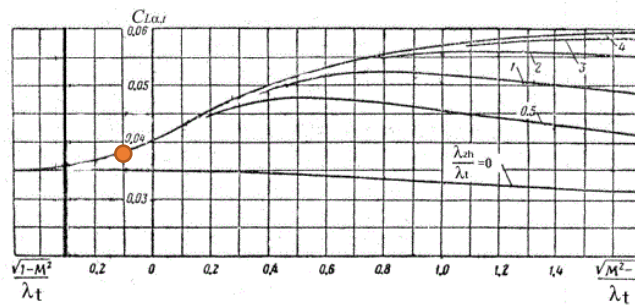


图 6.5 飞机头部升力线斜率曲线

从上图中可查得飞机头部升力线斜率大约为 0.03，即为图上黄色圆点处，故计算可得，机身的升力线斜率为 $C_{L\alpha, sh} = 0.02914$ 。

3) 翼身组合体的升力估算

对于亚音速飞机，通常可以认为，翼身组合体的升力等于一对假想的单独机翼的升力，这一对机翼是将两个悬臂段延长到对称平面而形成的，当机身直径对翼展的比值不大时，在小马赫数下，这种近似比较精确。

通常计算翼身组合体的升力满足

$$L_{yish} = L_{yi} + L_{sh}$$

其中： L_{yi} 为机翼外露部分（外露翼）升力，再考虑机身对机翼升力影响的修正；

L_{sh} 为单独机身的升力

这里，忽略了机翼对机身升力的影响。

外露翼升力系数在考虑机身的影响后，可以写为

$$C_{L\alpha, yi} = C_{L\alpha, wly} \cdot f$$

其中， $C_{L\alpha, wly}$ 为外露翼部分升力线斜率，按单独机翼的方法进行计算；

$C_{L\alpha, yi}$ 为机翼升力系数，考虑机身的影响，参考面积按照外露翼面积计算；

f 为修正系数，有 $f = 1.07 \left(1 + \frac{d}{b} \right)^2$ ；机身直径 $d = 1.37m$ ；翼展 $b = 35.77m$ 。

对于估算过程，可将飞机看做翼身组合体，则修正系数 $f = 1.1535$ 。从而得到外露翼升力系数曲线图如图 6.6 所示。

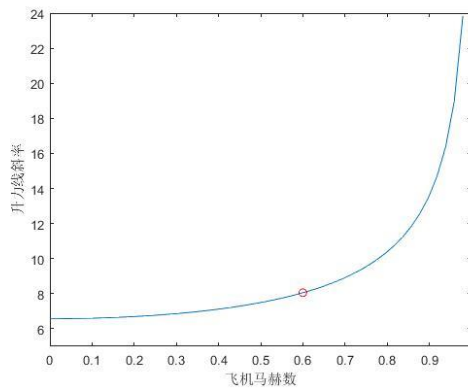


图 6.6 不同马赫数下外露翼的升力线斜率

图中红圈为飞机的巡航速度下对应的外露翼的升力线斜率，大约为 8 左右，这比没有考虑机身的情况下增大了 1 左右。

4) 尾翼升力估算

尾翼分为水平尾翼和垂直尾翼，其中只有水平尾翼产生升力，而本方案中设计的尾翼是 V 尾，所以在计算的时候应拿 V 尾的当量平尾计算。

因为前面章节计算尾翼展弦比为 2.93，属小展弦比，故采用查图的方式求尾翼的升力线斜率，如图 6.7 所示。

其中， λ_w 为尾翼的展弦比，前面章节计算为 5.2；

$\chi_{0,w}$ 为尾翼的前缘后掠角为 5° ；

η_w 为尾翼的根梢比，前面章节计算为 0.6；

故 $\tan \chi_{1/2,w} = 0.1836$ ，进一步可得 $\lambda_w \cdot \tan \chi_{1/2,w} = 0.9547$ 。

V 型尾翼使用的翼型为 NACA0012，其相对厚度为 12%，故 $\lambda_w \cdot \sqrt[3]{c} = 2.5649$ 。

根梢比为 0.6，则尖削比 $\xi = \frac{1}{\eta_w} = 1.67$ 。

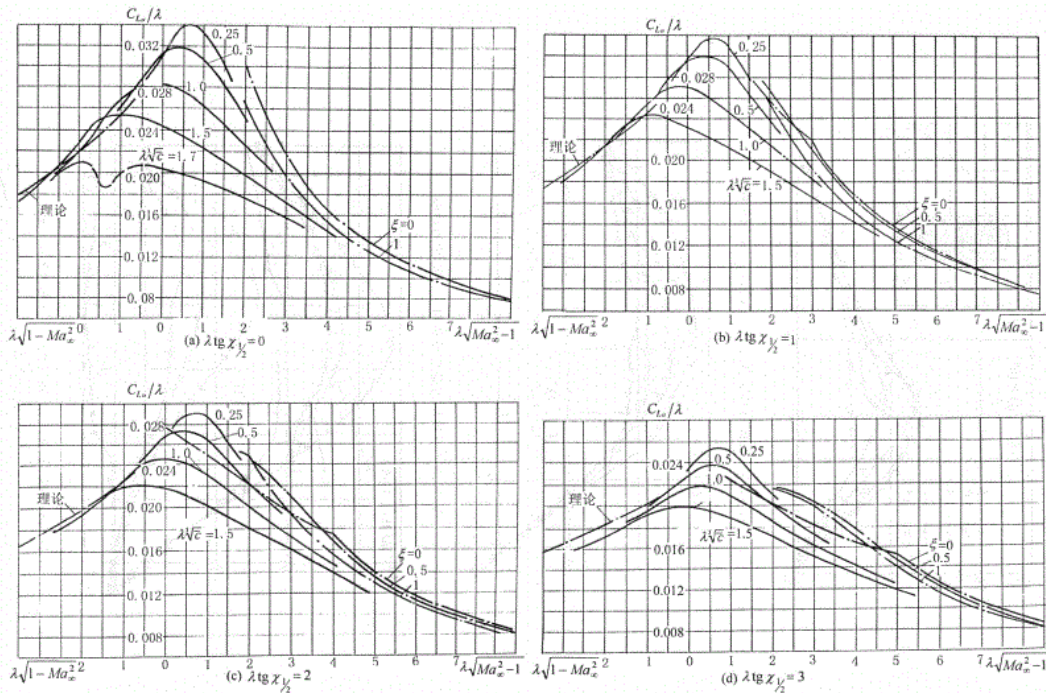


图 6.7 机翼升力线斜率计算图

根据上图,可得 $C_{L\alpha,w}/\lambda_w$ 约为 0.016, 进一步可得尾翼升力线斜率为 0.0832。

5) 合升力线斜率估算

以上计算的各个部件的升力系数其参考面积均为各自的参考面积,例如机身的参考面积一般采用机身截面的面积,机翼的参考面积为外露翼部分面积,尾翼的参考面积为尾翼外露面积,这样为求得合升力系数,必须对其参考面积进行转化后再叠加,其计算公式如下:

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha,yi} \frac{S_{wly}}{S} + C_{L\alpha,sh} \frac{S_{sh}}{S} + C_{L\alpha,pw} \frac{S_{pw}}{S}$$

其中, S_{wly} 为外露翼面积,用前面的数据计算得 51.18 m^2 ;

S_{sh} 为机身截面积,为 1.47 m^2 ;

S_{pw} 为当量平尾面积,为 5.38 m^2 ;

S 为全翼面积,为 97.90 m^2 。

将各个数据代入计算得,全机的升力线斜率为 $C_{L\alpha} = 3.6645$ 。

6.2.2 阻力特性估算

在亚音速范围内,飞机的零升阻力主要由表面摩擦阻力和气流分离引起的压差阻力组成,通常称之为型阻。即有下列关系式

$$C_{D0} = 1.1(C_{Dof} + C_{D0y})$$

其中, C_{Dof} 为摩擦阻力系数; C_{D0y} 为压差阻力系数。

1) 全机摩擦阻力估算

全机摩擦阻力系数有如下公式:

$$C_{Dof} = (2C_{f,yi}\eta_{c,yi}S_{wly} + C_{f,sh}\eta_{c,sh}S_{cy,sh} + 2C_{f,pw}\eta_{c,pw}S_{pw} + 2C_{f,lw}\eta_{c,lw}S_{lw})/S$$

其中, $\eta_{c,yi}, \eta_{c,sh}, \eta_{c,pw}, \eta_{c,lw}$ 分别代表机翼、机身、平尾、垂尾的厚度修正系数;

$S_{cy,sh}$ 为机身浸润面积,为 50.51 m^2 ;

S_{lw} 为当量垂尾面积,为 9.6381 m^2 ;

$C_{f,yi}, C_{f,sh}, C_{f,pw}, C_{f,lw}$ 分别为机翼、机身、平尾、垂尾的摩擦系数，它们与表面附面层状态、沿表面压力分布梯度及表面粗糙情况有关，同时也与基于各部件特征长度的雷诺数有关。当飞机在大气中飞行时，基于各部件特征长度的飞行雷诺数通常是相当大的，加上由于工艺水平等原因，飞机表面不可能做到理想的光滑，因此可以把飞机附面层近似看成是全湍流附面层。

对于光滑平板，具有全湍流附面层的表面摩擦系数可以用下面的半经验公式表示，即有

$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}}$$

其中， $Re = \frac{\rho v d}{\eta}$ 为基于各部件特征长度计算的雷诺数； ρ 为空气密度，取海平面的空气密度，为 1.225 kg/m^3 ； v 为飞机速度，取海平面的音速，为 340 m/s ； d 为特征长度，机身取最大直径为 1.37 m ；机翼取平均气动弦长 c_A ，为 1.3916 m ；当量平尾和当量垂尾都取 V 尾的平均气动弦长，取 1.50 m ； η 为粘性系数，取常温下，为 $1.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ 。

使用 MATLAB 编程，分别画出各部件表面摩擦系数随马赫数变化的曲线，如图 6.8 所示。

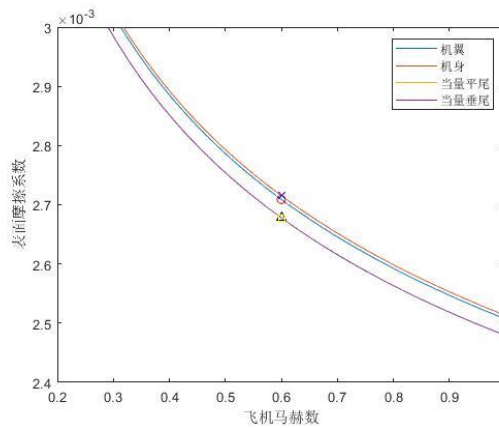


图 6.8 不同马赫数下各部件的表面摩擦系数

上图中四个标注点分别为飞机巡航速度下机翼、机身、当量平尾、当量垂尾对应的表面摩擦系数，分别为 0.00271、0.00272、0.00268、0.00268。

受工艺水平所限，飞机不可能做到理想的光滑，诸如铆钉头、螺钉头、缝隙、蒙皮台阶以及表面喷漆、划伤等因素，使得飞机相当粗糙。另外，飞机上还常有如天线、空速管、通风口鼓包等附加物。对此，在方案设计阶段通常用一个系数来考虑这些由表面粗糙和附加物产生的对阻力的影响。

考虑马赫数对摩擦影响的修正，厚度修正系数 $\eta_{c,yi}, \eta_{c,pw}, \eta_{c,lw}$ 的计算公式如下

$$\eta_c = \left[1 + \frac{0.6}{\bar{x}_c} + 100(\bar{c})^4 \right] \left[1.34 Ma^{1.8} (\cos \chi_{max})^{0.28} \right]$$

其中， \bar{x}_c 为翼型最大厚度线弦向位置，为无量纲量； χ_{max} 为最大厚度线后掠角。

考虑 EPPLER 657 翼型为机翼的主要翼型，其最大厚度相对位置为 37%；其次本方案考虑 V 尾采用常见的 NACA0012 对称翼型，其最大厚度相对位置为 30.9%，考虑当量平尾与当量垂尾变化不大，所以最大厚度相对位置也采用 30.9%。然后机翼为大展弦比机翼，其整个后掠角变化都不大，所以用前缘后掠角代替最大厚度线的后掠角。最后当量平尾与当量垂尾的最大厚度线的后掠角也分别用它们各自的后掠角代替。总结参数如表 6.6 所示。

表 6.6 各主要部件相关参数表

	机翼	当量平尾	当量垂尾
\bar{c}	15.56 %	12 %	12 %
\bar{x}_c	37 %	30.9 %	30.9 %
χ_{max}	5°	10°	12°

使用 MATLAB 编程，分别绘制 3 个厚度修正系数随马赫数变化的曲线，如图 6.9 所示。

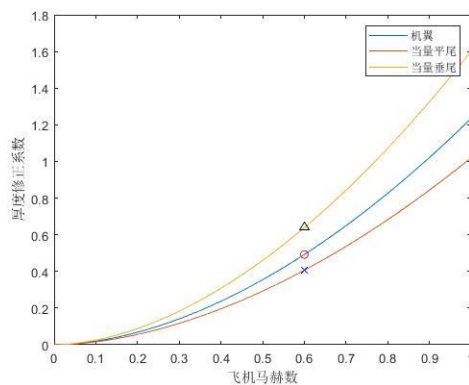


图 6.9 不同马赫数下的厚度修正系数

图中三个标注点分别为飞机巡航速度下机翼、当量平尾、当量垂尾对应的厚度修正系数，分别为 0.4922、0.4065、0.6388。

而对于机身， $\eta_{c,sh}$ 的计算公式如下：

$$\eta_{c,sh} = \left[1 + \frac{60}{(l_{sk}/d)^3} + 0.0025(l_{sh}/d) \right]$$

其中， l_{sh} 为机身长度，为 10.78 m； d 为机身直径，为 1.37 m；

数据代入计算可得， $\eta_{c,sh} = 1.1428$ 。

使用 MATLAB 编程，绘制海平面下全机摩擦阻力系数随马赫数的变化曲线，如图 6.10 所示。

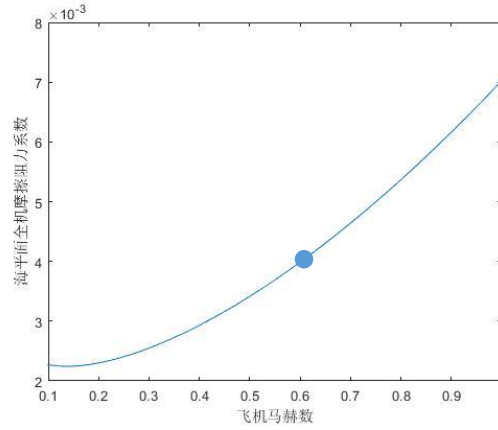


图 6.10 海平面下不同马赫数对应的全机摩擦阻力系数

图中蓝点为飞机在巡航速度下全机的摩擦阻力系数，约为： $C_{D0f} = 0.0040$ 。

2) 压差阻力估算

在计算压差阻力时，由于机翼及机尾的压差阻力非常小，所以只考虑机身的压差阻力。飞机在超音速飞行时，压差阻力实际上就是波阻，所以不单独计算压差阻力。压差阻力可以按照下式分为头部阻力、尾部阻力、底部阻力、附加阻力四部分。

$$C_{D0y} = (C_{D,t} + C_{D,w} + C_{D,d} + \Delta C_D) \frac{S_{sh}}{S}$$

其中， $C_{D,t}$ 为头部阻力系数，取决于头部长细比和马赫数，由图 6.11 可知为 -0.03；

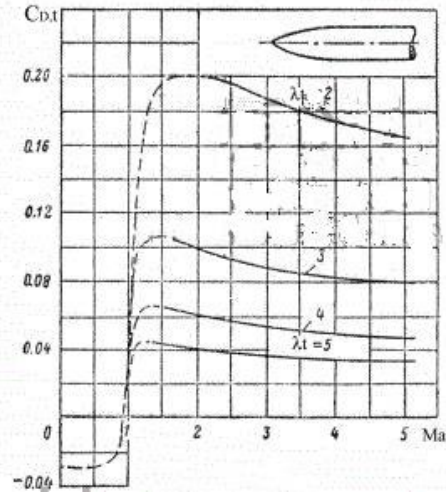


图 6.11 头部阻力系数与马赫数的关系

$C_{D,w}$ 为尾部阻力系数，此项可暂时忽略；

$C_{D,d}$ 为底部阻力系数，因发动机安装在尾部，所以此项为 0；

ΔC 为附加阻力系数，通常取 0.007~0.01，这里取 0.008；

故飞机在巡航速度下的压差阻力系数为： $C_{D0y} = -3.3 \times 10^4$ 。

使用 MATLAB 编程，绘制海平面下飞机零升阻力随马赫数的变化曲线，如 6.12 所示。

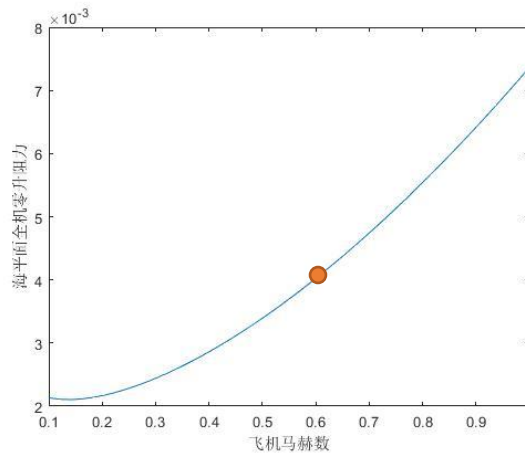


图 6.12 海平面下不同马赫数对应的零升阻力

图中橙点为飞机在巡航速度下全机的摩擦阻力系数，约为： $C_{D0} = 0.0041$ 。

3) 升致阻力估算

飞机在正常飞行状态下，升力主要由机翼产生，因此，在对飞机进行气动估

算时，可以近似采用机翼的升致阻力代替全机的升致阻力。

升致阻力可以由升致阻力因子所描述，对于升力沿展向椭圆分布的机翼，升致阻力因子，实际机翼升力沿展向分布还受机翼平面形状影响，满足

$$K = \frac{1}{\pi \lambda e}$$

其中， e 为奥斯瓦尔德因子，是关于机翼展弦比和后掠角的函数。

对后掠翼， $e = 4.61(1 - 0.045\lambda^{0.68})(\cos \chi)^{0.15} - 3.1$ 。前面可得 $\tan \chi_{1/2} = 0.04442$ ，所以 $\chi_{1/2} = 2.54^\circ$ ，进而可得 $\cos \chi_{1/2} = 0.9990$ ，因此可得 $e = 0.4251$ ， $K = 0.02995$ 。

通常情况，升致阻力系数可能无法表示为升致阻力因子的形式，所以其升致阻力系数可以表示为下列公式：

$$C_{Di} = \frac{0.38C_L^2}{\lambda - 0.8C_L(\lambda - 1)} \cdot \frac{\frac{\lambda}{\cos \chi_{1/2}} + 4}{\lambda + 4}$$

使用 MATLAB 编程，得升致阻力系数与升力系数的关系曲线如图 6.13 所示。

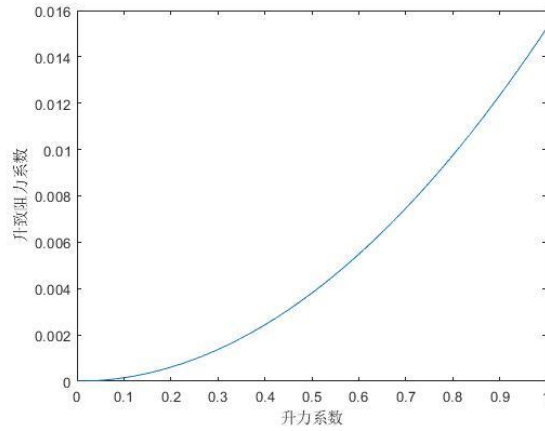


图 6.13 阻力系数与升力系数的关系曲线

6.2.3 升阻极曲线估算

作用在飞机上的气动阻力可以表示为

$$D = C_D q S$$

其中阻力系数 C_D 可以表示为

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \text{ 或 } C_D = C_{D0} + K(C_L - C_{L0})^2$$

其中, C_{D0} 为零升阻力系数; K 为诱导阻力因子。

阻力系数与升力系数的关系可用极曲线表示, 两种形式如图 6.14 所示, 其中左图为无弯度机翼, 右图为有弯度机翼。

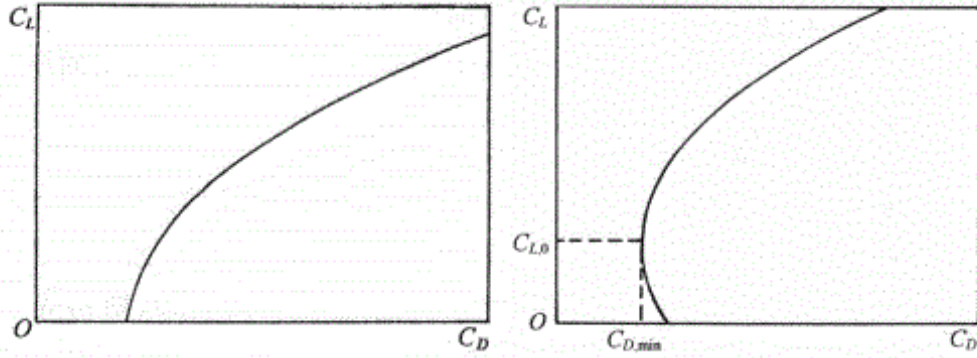


图 6.14 极曲线的两种形式示意图

由前面计算, 在 MATLAB 中编程, 得出飞机的极曲线如图 6.15 所示。

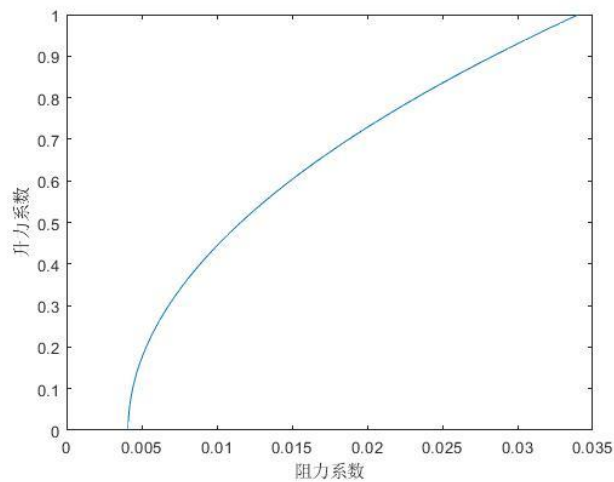


图 6.15 飞机巡航速度下的极曲线

至此, 本方案无人机的气动特性分析完成, 下面对无人机进行飞行性能分析。

6.3 飞行性能分析

6.3.1 巡航性能分析

依据本方案设计要求, 无人机巡航高度为 18000 米, 巡航马赫数为 0.6。

根据零升阻力系数以及耗油率在 18 km 处随马赫数 Ma 的变化关系, 可以计算出更加准确的续航数据。根据计算结果, 该高度下, 飞机的最大航程对应的

马赫数为 0.7，最大航程可达到 29282 km（消耗 90% 的燃油），在消耗 50% 燃油的情况下航程可以达到 13672 km；最大航时对应的飞行马赫数为 0.6，最大航时为 43.96 h。在侦察马赫数下，消耗 50% 燃油的情况下，航时依然较长，达到了 20.52 h。由上述数据可以看出，设计方案较好地完成了设计要求，巡航性能十分优良。18 km 处，航程与航时随马赫数变化曲线如图 6.16 所示。

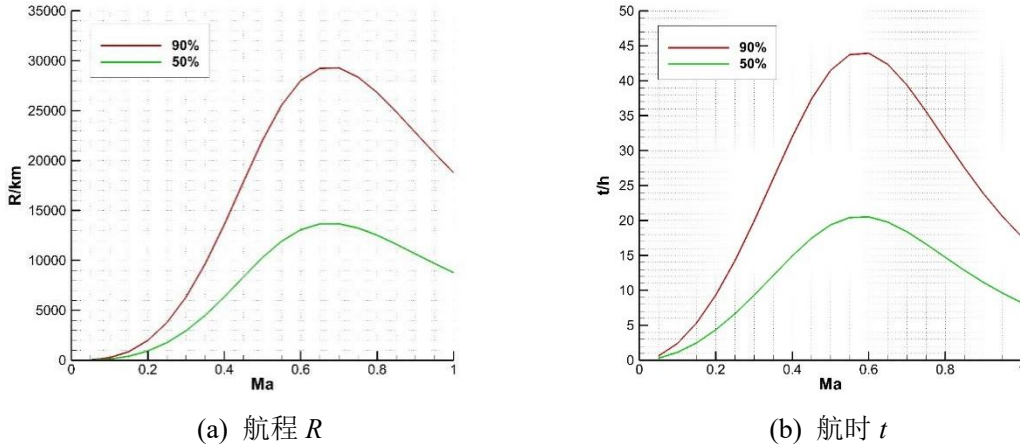


图 6.16 海拔高度 18 km 处航程、航时与飞行马赫数的关系

6.3.2 能量机动性分析

能量机动性是飞机在飞行中改变飞机动能和空间位置的能力,是一种综合评价飞机机动性好坏的常用方法。用 P_s 表示能量高度的变化率:

$$P_s = \frac{dH_e}{dt} = \frac{dH}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$$

对于给定的高度，即 $\frac{dH}{dt} = 0$ ，飞机的单位剩余功率随着飞行马赫数和过载系数的变化而变化，单位剩余功率 P_s 表示飞机的加速性能，它是衡量飞机能量机动的一个重要指标。可推得

$$P_s = \left[\frac{T_{av} \cos(\alpha + \varphi) - D}{Wg} \right] V = \left[\frac{T_{av} \cos(\alpha + \varphi)}{Wg} - \frac{C_{D0}}{(g/q)(W/S)} - n_z^2 K \left(\frac{g}{q} \right) \left(\frac{W}{S} \right) \right] V$$

其中， α 为迎角， φ 为发动机安装角，在计算中可认为 $\cos(\alpha + \varphi) \approx 1$ ， K 为诱导阻力因子。绘制不同高度下的单位剩余功率（过载系数为 1）图线如图 6.17 所示。

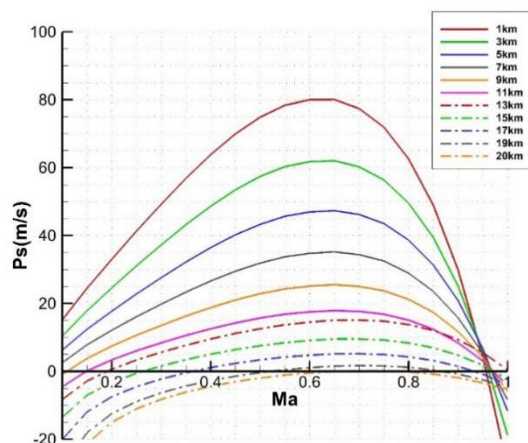


图 6.17 不同高度下的单位剩余功率（过载系数为 1）关系图线

观察上图，可以看出：

- 总体来看，飞机能够实现高亚音速飞行，最大飞行马赫数为 0.95 左右；
- 当飞机在 20 km 高空飞行时，其剩余功率接近零，因此可以认为飞机的升限可以达到 20000 米；
- 不同高度下，飞机的单位剩余功率最大值一般集中在马赫数 0.6 ~ 0.8 处。

绘制不同过载下的单位剩余功率关系图线（最大状态和加力状态）如图 6.18 所示。

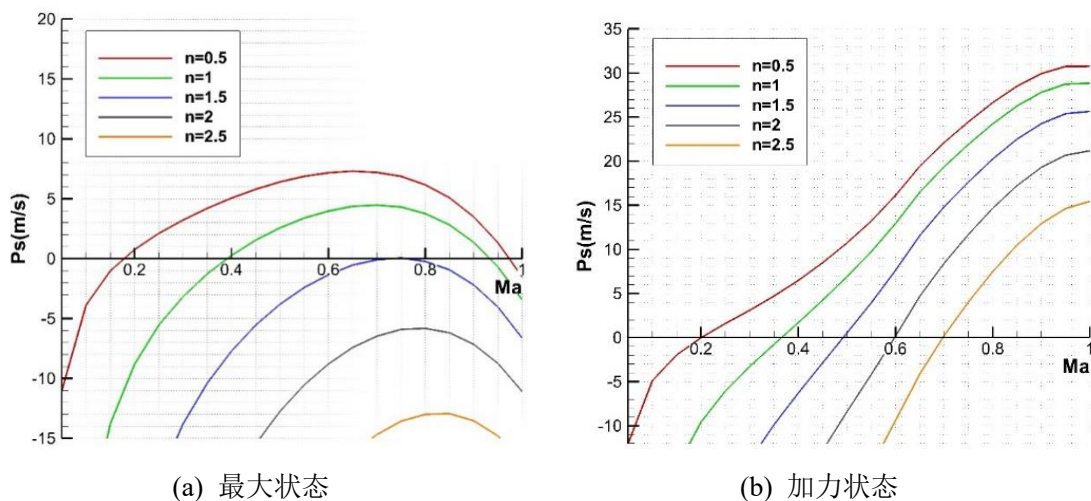


图 6.18 海拔高度 18 km 处不同过载下的单位剩余功率

此外，通过计算 18 km 高空处飞机不同过载下的剩余功率，可粗略地知其机动性能。在未开加力的情况下，发动机所能提供的推力而达到的最大过载系数约为 1.5。而在开加力的条件下，马赫数为 0.7 时过载可达到 2.5，由此可大概得出其盘旋、俯冲拉起的性能，同时在被敌军发现后可快速逃离，基本满足高空侦察

无人的设计要求。

6.3.3 飞行包线分析

本方案在计算飞机的飞行包线时，考虑了三个因素，同时发动机处于非加力状态。左侧由最大升力系数决定的失速边界，右侧由自由来流动压限制的最大动压边界，以及由发动机推力限制的单位剩余功率 $P_s = 0$ 的边界。考虑发动机的限制，设置最大动压 q_{lim} ，计算结果如图 6.19 所示。

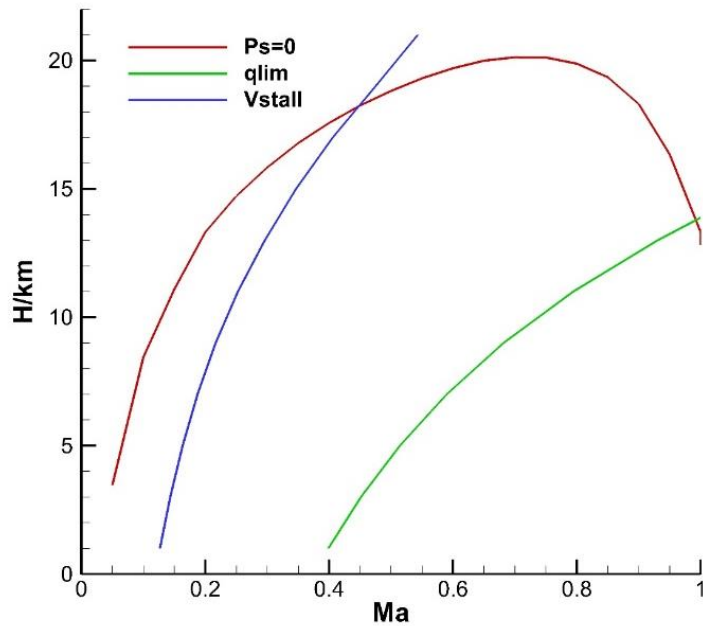


图 6.19 本方案无人机飞行包线示意图

由上图飞行包线可以看出，发动机在非加力状态下，飞机的实用升限可达到 20 km。此外，由图中可以看出，飞机在高空时可以实现高亚音速飞行，平飞性能十分优异，满足设计要求。

至此，本方案无人机的重量重心特性分析、气动特性分析以及飞行性能分析全部完成。由分析结果可知，本方案设计无人机能够较好地达到设计的技术要求。

下面一章进行方案无人机的费效分析。

第七章 飞机费效分析

7.1 飞机寿命周期费用

7.1.1 飞机寿命周期

就飞机而言，其寿命周期指该型飞机从论证开始直到退役为止的整个周期。我国规定飞机寿命周期可分为如下四个阶段：

- 1) **研制阶段。**该阶段又可分为以下 6 个子阶段：战术技术和技术经济可行性论证阶段、总体研制方案论证阶段、技术设计和样机审定阶段、详细设计和试验试制阶段、试飞和设计定型阶段、试用和生产定型阶段。
- 2) **采购阶段。**该阶段又可分为 3 个子阶段：生产阶段、定价阶段、交付阶段。
- 3) **使用保障阶段。**该阶段可分为 2 个子阶段：装备阶段、使用保障阶段。
- 4) **退役处置阶段。**

7.1.2 飞机寿命周期费用

在预期的寿命周期内，为飞机的论证、研制、生产、使用、维修与保障、退役所付出的一切费用之和称为飞机的寿命周期费用。飞机寿命周期费用若以时间阶段可分为：

- 研究、发展、试验与鉴定费用（研发/制费用）；
- 生产费用；
- 地面保障设施与最初的备件费用；
- 专用设施费用；
- 使用保障费用/使用维护费用；
- 处置费等。

如图 7.1 所示，图中方块的大小与飞机一种典型的费用的高低成比例。

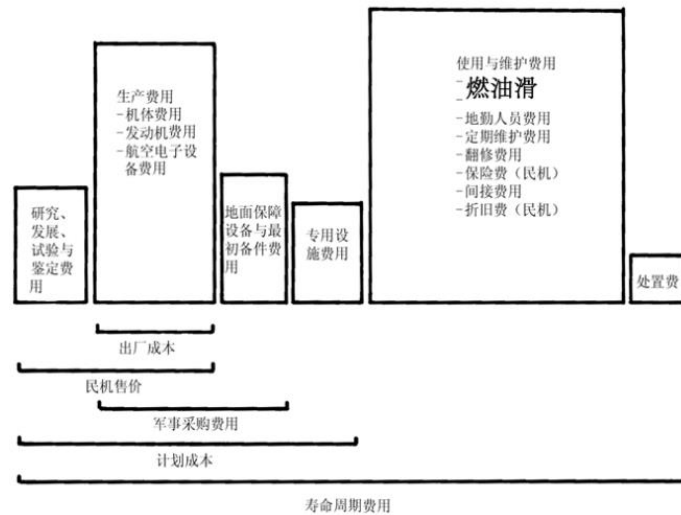


图 7.1 寿命周期费用内容

7.1.3 飞机寿命周期费用分析的方法

目前，寿命周期费用分析的方法主要有类比法、参数法和工程估算法三种。

- 1) **类比法：**类比法是建立在与过去类似的工程项目进行比较，并根据经验加上修正而得出费用估计。
- 2) **参数法：**若新系统与现有的老系统类似，且老系统的物理特性、性能参数。费用数据存在，则可以用它们通过一定的数学方法建立起来系统费用与系统的测度之间的关系；同样地，子系统的费用也可以与其物理和性能属性相关。这样建立起来的关系式称为费用估算关系式，这种方法称为参数法。
- 3) **工程估算法：**应用工程估算法必须先建立该项目的工作分解结构，逐步解算出单元费用数据，逐级向上归集，最后估算出整个项目的总费用。

7.2 兰德 DAPCA IV 模型

DAPCA IV 模型通过工程、工艺装备、制造、质量控制等小组来分析估算研究、发展、试验与鉴定及生产所需的工时，然后将这些工时乘以相应的小时费率，就可以得到一部分发展与采购费用；通过发展支援、飞行试验、制造材料和发动机制造等方面的费用直接得到另一部分发展与采购费用。

DAPCA IV 模型不估算航空电子设备的费用，这部分费用要根据类似飞机的数据来估算。一般来说，视其先进程度，航空电子设备的费用在飞机出厂成本的 5%~25% 之间。

DAPCA IV 模型中工时与费用包括：工程工时、工艺装备工时、制造工时、质量控制工时、发展支援费用、飞行试验费用、制造材料费用、发动机生产费用。

7.2.1 DAPCA IV 模型中各费用计算公式

➤ 工程工时

$$H_E = 5.18W_e^{0.777}v^{0.894}Q^{0.163}$$

➤ 工艺装备工时

$$H_T = 7.21W_e^{0.777}v^{0.696}Q^{0.263}$$

➤ 制造工时

$$H_M = 10.46W_e^{0.82}v^{0.484}Q^{0.641}$$

➤ 质量控制工时

$$H_Q = \begin{cases} 0.076H_M, & \text{货运飞机} \\ 0.133H_M, & \text{其他飞机} \end{cases}$$

➤ 发展支援费用

$$C_D = 33.54W_e^{0.630}v^{1.3}$$

➤ 飞行试验费用

$$C_F = 968.42W_e^{0.325}v^{0.822}FTA^{1.21}$$

➤ 制造材料费用

$$C_M = 15.54W_e^{0.921}v^{0.621}Q^{0.799}$$

➤ 发动机生产费用

$$C_{Eng} = 1.548[0.095T_{\max} + 243.25Ma_{\max} + 0.54t_n - 2228]$$

➤ 研究、发展、试验与鉴定 + 生产费用：

$$H_E R_E + H_T R_T + H_M R_M + H_Q R_Q + C_D + C_F + C_M + C_{Eng} N_{Eng} + C_{av}$$

其中：

W_e 为空重，取 4106.44 kg；

v 为最大飞行速度（km/h），这里取 740 km/h（ $Ma = 0.65$ ）；

Q 为产量；

FTA 为飞行试验架数，一般为 2~6 架，这里取 3 架计算；

N_{Eng} 为总产量乘以每架飞机发动机台数；

T_{max} 为发动机最大推力，这里取 32027.38 N；

Ma_{max} 为发动机最大马赫数，这里取 0.7；

t_{ti} 为涡轮进口温度（K），大部分现代发动机涡轮进口温度在 1700 K 左右，这里取 1700 K；

R_E, R_T, R_M, R_Q 为综合费率； C_{av} 为航空电子设备费用。

7.2.2 综合费率

将兰德 DAPCA IV 模型估算的工时乘以相应的小时费率，就可以算出人工费用，这些小时费用叫做“综合费率”，包括付给职工的工资、日常开支和管理费用等。兰德 DAPCA IV 模型给出了综合费率的参考值，如表 7.1 所示。

表 7.1 兰德 DAPCA IV 模型综合费率参考值

综合费率种类	综合费率值 / 美元
工程综合费率 R_E	59.10
工艺装备综合费率 R_T	60.70
质量控制综合费率 R_Q	55.40
制造综合费率 R_M	50.10

综合以上公式数据，除去航空电子设备费用，当产量增加时，每架无人机分摊后的费用将减少，产量与费用之间的关系图线如图 7.2 所示。

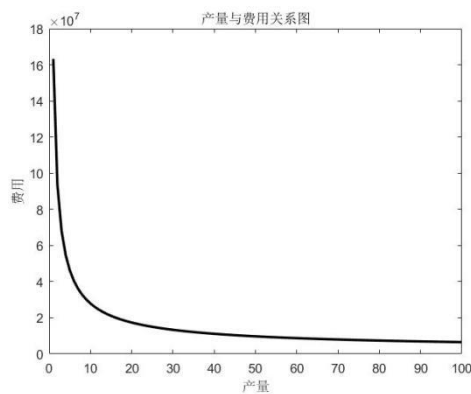


图 7.2 产量与费用之间的关系图线

上图可设产量为 20，得到每架飞机除航电设备的费用为 1.736（千万）美元。

7.3 使用保障费用

使用保障费用包括燃油费用、空勤人员费用和维护费用等，进行分别计算。

7.3.1 燃油费用

设计飞行任务时，除了死油以及待机和抵达备降机场所需要的备份燃油外，飞机都要把可用的燃油用完。但实际上，实际的飞行任务与设计飞行任务大不相同，飞机常常要在油箱中携带相当多的燃油着陆，以便用于下次飞行。

为了估算每年的燃油费用，常用的方法是：选择一个典型的任务剖面，用该剖面的飞行时间和消耗的燃油量计算出每小时平均的燃油消耗量；再将它乘以每架飞机每年的平均飞行小时数，就可得到这架飞机每年燃油消耗量的估计值；最后，将每年飞行的燃油消耗量乘以燃油价格，即可得到这架飞机每年的燃油费用。

滑油费用不包含在燃油费用中。但是滑油费用一般不到燃油费用的 0.5%，故在估算时可以忽略不计。

平均飞行小时数是根据不同类型的飞机的典型数据得来的，如表 7.2 列出了各类别飞机平均每年飞行小时数。

表 7.2 各类别飞机平均每年飞行时长统计值

飞机类别	平均每架飞机每年的飞行小时数 FH/YR	空勤人员比	平均每飞行小时需要的维护工时数 MMH/FH
轻型飞机	500 ~ 1 000		1/4 ~ 1
喷气式公务机	500 ~ 2 000		3 ~ 6
喷气式教练机	300 ~ 500		6 ~ 10
战斗机	300 ~ 500	1.1	15 ~ 20
轰炸机	300 ~ 500	1.5	25 ~ 50

本方案分析中取飞行小时数 300（无确切数据，按照战斗机的最低飞行小时算），燃油滤在第一章节确定约为 1.438（ t/h ），航空煤油价格 600 美元/吨，故一年燃油费用约为：258840（美元）。

7.3.2 空勤人员费用

由于本方案设计的是无人机，故不考虑空勤人员费用。

7.3.3 维护费用

根据平均每小时飞行需要的维护工时数和平均每年的飞行小时数，可估算出每年的维护工时，再根据从军事部门得到的人工综合费率可算出维护人工费。在缺乏可靠数据的情况下，可近似地用前述的制造综合费率来代替维护人工费率。

同时平均每小时飞行需要的维护工时数与飞机的利用率有很大的关系，维护工时数从 1.0 以下到 100 以上。由于该无人机设计利用率较高，其平均每小时需要维护的工时数应该较一般军用飞机稍低，这里取 8 左右，得到每年维护费用为 141840 美元。

7.3.4 维护材料费

由统计数据，军用飞机维护的材料、零件和供给品的费用约等于人工费用 141840（美元）。

至此，本方案无人机的费效分析全部完成，本部分对于无人机的设计、投产、使用均具有参考价值，值得进一步细化分析。

第八章 方案总结

本小组方案对一款现代先进高空长航时无人机进行了总体设计与详细分析，通过运用现有的飞行器设计知识与手段较为完整地给出了该飞行器设计过程。

首先，设计报告对项目背景进行分析，并以美国 RQ-4A“全球鹰”无人机为参考原准机，综合设计要求确定了飞机的主要设计指标。要求巡航高度达 18000 m，巡航马赫数为 0.6，设计航程为 26000 km，定点续航时间大于 24 小时。

接着，小组成员针对设计目标进行分工与合作，从飞机总体参数、部件外形设计、飞机总体布置、飞机主要性能、费效分析等方面展开了较为全面的分析。下面逐一进行总结。

飞机的首轮近似过程选择典型高空长航时侦察无人机典型任务剖面，通过升阻特性估算、重量估算并建立约束翼载荷和推重比的边界方程，最终确定主要参数如下。最大起飞重量为 10746.78 kg，空机重量为 4106.44 kg，燃油重量为 5639.65 kg，有效载荷为 1000.00 kg，机翼面积为 $51.18 m^2$ ，推重比 T/W 为 0.3041，翼载荷为 $W/S = 210$ ，动力装置海平面净推力 $T = 3268.10 kg$ ，最大升力系数为 1.60，零升阻力系数为 0.0135。这些参数为后面的详细部件设计打下坚实的基础。

飞机的总体布局经过权衡对比，最终确定为常规式布局，并采用大展弦比小后掠角机翼、V 型尾翼等设计来提升亚声速巡航性能。

飞机的各个详细部件设计主要结果如下。

机身设计部分：在满足内部装置布置空间需要和各部件之间安装协调的前提下，本方案采用流线型机身外形，以尽量减小气动阻力为目标对机身的主要参数与控制截面进行参数确定。经过分析计算，可得机身的主要参数如下：机身长度为 $10.78 m^2$ ，长细比为 7.38，最大宽度为 1.37 m，最大横截面积为 $1.47 m^2$ 。

起落架设计部分：通过对后三点式、前三点式与自行车式起落架的优缺点的分析，本方案最终选择应用技术成熟、起降性能较为优异的前三点式起落架，并对主要尺寸、角度参数逐一进行确定，最后绘制了起落架的详细布置示意图。

机翼设计部分：手电考虑设计最大升力系数要求，并根据原准机的翼型参数挑选出相似的四个翼型：① NASA LRN 1015；② NRELs S832；③ EPPLER 657；④ EPPLER 431。进一步根据设计升力系数附近的阻力系数和力矩系数、失速迎

角、翼型 20%~30%和 60%~70%处的结构高度，最终选定 EPPLER 657 为主要翼型。经过综合分析与迭代优化，本方案确定机翼主要参数为：最大厚度 15.57%，最大弯度 4.66%，前缘相对半径 1.29%。根据已确定的初步总体参数，设计机翼为根梢比 2.5 的梯形翼，展长 35.77 m，前缘后掠角 5°，后缘后掠角 1°，四分之一弦线处后掠角为 4°，安装角 4°，上反角 2°，翼尖-5°。副翼采用差动偏转，增升装置采用单缝式后退式的富勒襟翼，相对弦长 0.40，相对展长 0.25，偏转角 40°，沿展向分为等长的两段控制。

尾翼设计部分：采用 V 型尾翼设计。首先采用当量尾容量方法对当量平尾和垂尾进行指标与尺寸确定，再利用投影方法确定实际 V 型尾翼的主要参数。考虑到 V 尾的等效平尾和垂尾需要在正负迎角、正负侧滑角下正常工作。翼型选用 NACA0012 对称翼型。考虑机翼参数的调整，经过迭代计算，V 尾总面积为 11.0380 m^2 ，外倾角 60.83° ，展弦比为 5.2，根梢比 0.6，操纵面总面积为 2.2076 m^2 。

发动机与进气道设计部分：主要参数计算参照原准机 AE3007H 发动机。通过所需净推力换算后得发动机所需推力为 32027.38 N，而单台 AE3007H 最大推力可达 36.9 KN，故最终确定为单发。经过分析计算，得到加力段最大直径 0.5488 m，进气道进口面积 1.64 m^2 ，进气道长度 1.235 m，尾喷管选择分开排气喷管。

经过总体布局确定与详细部件设计后，本小组对该方案无人机进行重量重心特性、气动特性、飞行性能等主要性能的计算验证。经计算全机携带最大燃油时重心位置为 5.07 m，握杆中性点位置 $1.0533\bar{c}$ 。全机升力线斜率为 7.6972，巡航速度下全机摩擦系数为 0.4549，压差阻力系数为 -0.000855，零升阻力为 0.0071。通过能量机动性分析可以得到飞机能够实现高亚音速飞行，同时当剩余功率接近零时，飞机可以达到设计的最大升限 20000 m，而在不同过载下，通过该能量机动性分析可以大概得到盘旋、俯冲拉起等性能。最后经过飞行包线绘制与分析，分析本方案的高空侦察无人机能够基本满足设计要求，亚声速巡航特性较好。

最后，小组成员进行对于无人机的设计、投产、使用均具有重要参考价值的费效分析，并利用兰德 DAPCA IV 模型计算除去航电费用的每架飞机费用，约为 1.736（千万）美元。同时，针对年燃油费用，维护费用等进行了细致估算。

本方案中尚有许多不完善之处，敬请老师批评指正！

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册[M]. 航空工业出版社, 2005
- [2] 李为吉. 现代飞机总体综合设计[M]. 西北工业大学出版社, 2001
- [3] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西北工业大学出版社, 2005
- [4] 余雄庆. 飞机总体设计[M]. 航空工业出版社, 2000
- [5] Barnes W. McCormick. Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics [M]. New York: John Wiley & Sons, 1979
- [6] John D. Anderson, Jr. Fundamentals of Aerodynamics [M]. New York: McGraw-Hill, 1984
- [7] Pamadi B N. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes[M]. American Institute of aeronautics and astronautics, 2004.
- [8] Appendix B - 1976 US Standard Atmosphere Model, Commercial Airplane Design Principles, Butterworth-Heinemann, 2014, Pages 487-495.