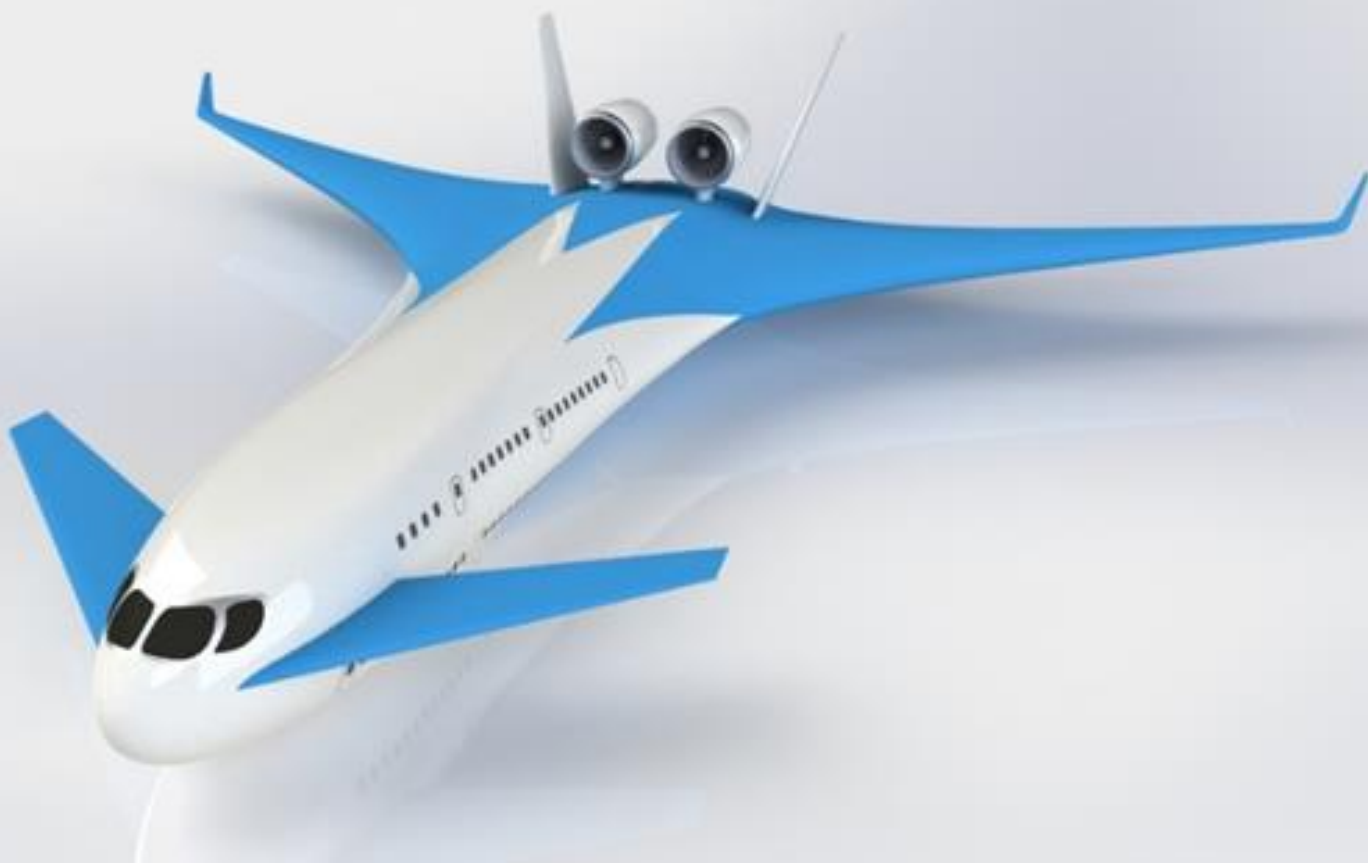




西北工业大学

NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY



先进宽体布局客机设计方案

先进布局宽体客机设计方案

目录

一、引言	4
二、项目概要与分析	9
2.1 项目概要	9
2.1.1 项目要求	9
2.2 项目分析	9
2.2.1 环境分析	9
2.2.2 市场分析	12
三、现有四百座级以上宽体客机的对比	15
3.1 引述	15
3.2 主要指标对比	15
3.2.1 现有四百座级以上宽体客机的基本参数比较	15
3.2.2 现有四百级客机发动机技术的探讨	17
3.2.3 现有四百级客机材料技术的探讨	18
3.2.4 现有四百级客机气动性能的探讨	19
3.2.5 现有四百级客机采用先进飞机系统的探讨	20
3.3 现有客机系列化情况	21
四、基本构型和型号方案草图	23
五、飞机的初始设计参数	26
5.1 计算总重、空机重量	26
5.1.1 各项重量系数计算	26

5.1.2 全机重量计算	29
5.1.3 飞机升阻特性计算	30
5.1.3.1 确定最大升力系数	31
5.1.4 确定典型极曲线	31
5.1.4.1 按 FAR25 爬升要求进行估算	31
5.1.4.2 通过起降距离估算	35
5.1.4.3 按着陆距离进行估算	36
5.1.4.4 按巡航速度要求进行估算	37
5.2 发动机型号	38
六、能源分析	39
6.1 未来石油展望	39
6.2 未来的燃料和能源比较	39
6.2.1 生物燃料	39
6.2.2 液化氢 (LH)	40
6.2.3 液化天然气 (LNG)	41
七、能源分析	45
7.1 先进纤维增强复合材料	45
7.2 高温合金材料技术	45
7.3 铝合金材料技术	46
7.4 钛合金材料技术	46
7.5 复合材料液体成型工艺	46
八、客舱设计	49
8.1 现有四百座级客机客舱布局情况及对比	49
8.1.1 空客系列	49
8.1.2 波音系列	50
8.2 本项目客舱设计	52
8.3 客舱设计中采用的技术	54
8.3.1 天窗及变色涂层	54
8.3.2 客舱模拟技术	55

一、引言

在民用航空业蓬勃发展的现代社会，随着各项技术的不断发展与逐渐成熟，人类从未停止过对更经济、更安全、更舒适、更环保的先进客机的追求。

研制和发展大型客机，也是我国改革开放新时代阶段中的标志性工程与重大科技专项，更是建设创新型国家，提高我国自主创新能力和增强国家核心竞争力的重大战略举措。观察我国民用航空工业，第三架全新 C919 试飞完美落幕、ARJ21 取得型号合格证、新舟 60 顺利实现在海外销售……祖国大飞机的研制工作迅速的发展与不断的创新突破让全世界惊叹，令无数中华儿女为之自豪。

宽体客机，又称宽机身客机，是指具有大直径机身客舱，舱内有 2 条（或以上）人员通道，载客量通常在 300 人以上的喷气客机。与普通的窄体客机相比，宽体客机在飞机外形尺寸（翼展、弦长、机长、机高等）增加不多的前提下，机翼面积和机身直径得到大幅增加，因而载客（货）量、载油量和航程均有明显提高，特别适用于中长途航行。除此以外，宽体客机客舱内部空间宽敞，压迫感小，因而乘坐较为舒适，再加上其舱内设置有两（多）条通道，乘客进出座位、走动也比较方便。此外，宽体客机通常重量比较大，受气流影响小，因而飞行平稳，也有助于提高乘坐舒适性。

作为目前执行洲际或跨洋飞行的主力军，宽体客机以其卓越的技术与经济优势而备受航空市场青睐，成为世界各国与各大航空公司的关注焦点。从世界上第一款宽体民用飞机波音 747 的惊艳登场，到“空中巨无霸”空中客车 A380 传奇的即将落幕，再到“梦想飞机”波音 787 与“集空客公司最先进技术为一体”的空中客车 A350XWB 和 A330neo 的激烈竞争（如下图 1 所示）……从窄体到宽体，从短程到远程，从 150 座级到 400 座级以上，从单通道到双（多）通道，一系列有关宽体客机的新概念的诞生，都堪称现代航空技术的巨大进步与历史性跨越。



图 1 “梦想飞机”波音 787 客机与空客 A350XWB 客机外观对比

反观我国宽体客机的研制工作。近年来，由中国商用飞机有限责任公司（COMAC）与俄罗斯联合航空制造集团公司（UAC）联合研制的双通道民用远程宽体飞机——“CRJ929”（如下图 2 所示）的各个研制环节进展顺利，不仅首次以 1:1 样机亮相国际航展，复合材料前机身攻关全尺寸筒段（15 米×6 米）也实现总装下线。这无疑是我国宽体客机设计过程中里程碑式的突破。同时，鉴于目前世界航空市场数款先进远程宽体客机的风靡与成功，未来先进宽体客机的研制工作势必将成为我国民航工业关注的重点与真正屹立于世界民航业的转折点。



图 2 中俄联合研制远程宽体客机 CRJ929

目前，西方航空界的第三代宽体客机（以波音 777 为主要代表）已相对发展成熟，有关第四代宽体客机的全新设计理念也在不断孕育并正在工程上加以实践。总体来看，未来先进宽体客机将大量采用材料、结构、气动、控制、动力等技术领域的最新成果，并对技术和经济上的要求将会更高。

以下五个方面具体阐述了宽体客机未来发展的总体目标：

(1) 更加安全可靠

在提高安全性方面，应从材料、设计、制造、试验、使用和维护等全过程考虑，不断提高最低安全门槛，尽可能降低事故发生率。

(2) 更加经济

在改善经济性方面，主要以降低油耗、增加载客（货）量为目标。同时，应在保证安全可靠性的基础上，提高飞机航程，减少维护保障费用，采用轻质材料和一体化综合设计，实施全寿命经济评估、减少维护保障费用等措施，以进一步提高飞机经济性。

(3) 更加环保

环境友好是“梦想飞机”与未来先进客机设计的闪光点。由于全球变暖与温

室气体排放日益严重，未来先进宽体客机的设计需要着重考虑环保问题，主要以减少温室气体、燃料废料的排放以及减少噪音为目标。根据美国近年来提出的民机发展目标，2030~2035 年民用飞机的噪声将比国际民航组织第 4 阶段限制标准低 62dB、氮氧化物排放量比国际民航组织航空环境保护委员会第 2 级标准（CAEP 2）低 80%。而根据欧盟近年提出的“清洁天空”计划，到 2020 年氮氧化物排放将减少 80%、CO₂ 排放将减少 50%、噪声将降低 50%。同时，具有速度更快、体积更大、噪音更低的“环保优势”的环保“超级”飞机概念也受到各国关注。

(4) 更加舒适

旅客乘坐的舒适程度直接关乎宽体客机的经济效益。在提升舒适性方面，未来的先进宽体客机中，乘客个人空间将会得到拓展、客舱内环境与硬件配装将更人性化。同时，在飞机上进行的网络通信与娱乐活动都将得到改善。高马赫数的先进宽体客机将使得空中旅行时间大大缩短，以减少旅客们长途旅行的疲惫感。另外，客机发动机与外界产生的噪音将通过先进方式降至最低，避免乘客在客机起飞与降落阶段产生不适感。

(5) 更加智能化

未来先进宽体客机的软硬件水平应迈上一个新的台阶，朝着更加智能的方向发展。机载电子设备实现硬件和功能两方面的综合化，提高电子设备的故障安全性和可靠性，采用新一代的自主和卫星导航设备，改善驾驶舱的人机功效。同时客机应加强与新兴领域的联系与应用，如驾驶舱、客舱采用 VR/AR 虚拟增强现实技术、云计算、人工智能技术等，以提升宽体客机在长途驾驶、旅客乘坐、维修保养等各方面的高品质。

无论是何种客机的设计，气动布局与总体外形总是决定飞机能否取得最终成功的关键。气动布局的好坏与否在很大程度上会直接影响宽体客机基本性能（如翼展比、升阻比、耗油量、极限航程）的高低，并间接地影响到乘坐体验、安全环保等设计中需要考虑的重要问题。目前，美国波音公司与 NASA 联合研制的“翼身融合”试验机（如下图 3 所示）提供了未来先进宽体客机气动布局设计的一种新思路。大量的理论与试验已经证明“翼身融合”布局可以大幅度提升巡航升阻比与可载客数，并具有大幅度降低燃油消耗率与航行噪声的良好前景。但是，由

于翼身融合布局与传统布局存在较大差异，非圆截面增压客舱结构设计技术、大根弦复合材料三角机翼结构设计技术、非常规操纵面高可靠性机构设计技术、宽主轮距三点式起落架设计等先进技术需要得到突破。尽管如此，考虑到翼身融合的独特优势，我们队伍的先进布局宽体客机设计方案即围绕翼身融合展开，并于细节上加以创新与改进。



图 3 一种客机翼身融合布局示意图（由波音与 NASA 联合提出）

除此之外，我们队伍针对宽体客机设计过程中需要考虑的各方面因素，如先进材料技术要求、驾驶舱与客舱的人机功效要求、结构与系统要求、环保要求、适航与维护要求等方面，提出了比较细致而新颖的设计思路，并结合相关的飞行总体设计理论与空气动力学及计算流体力学 CFD 等专业知识，给出了较为全面的数值分析与论证过程，以保证整个设计方案的可行性。另外，我们队伍也对宽体客机在市场竞争、系列化发展等方面进行了比较具体的对比论证，使整个方案更加接近实际的设计研制工程。

结合国内外宽体客机的发展趋势与创新理念，对于未来先进布局宽体客机的设计方案，我们队伍总体围绕更安全可靠、更经济、更环保、更舒适、更智能化这五个主要指标。同时，宽体客机的适航性能、系列化升级能力也会进行深入与细致的考虑。设计细节将在下文具体呈现。

队伍整体设计思路如下图 4 所示。

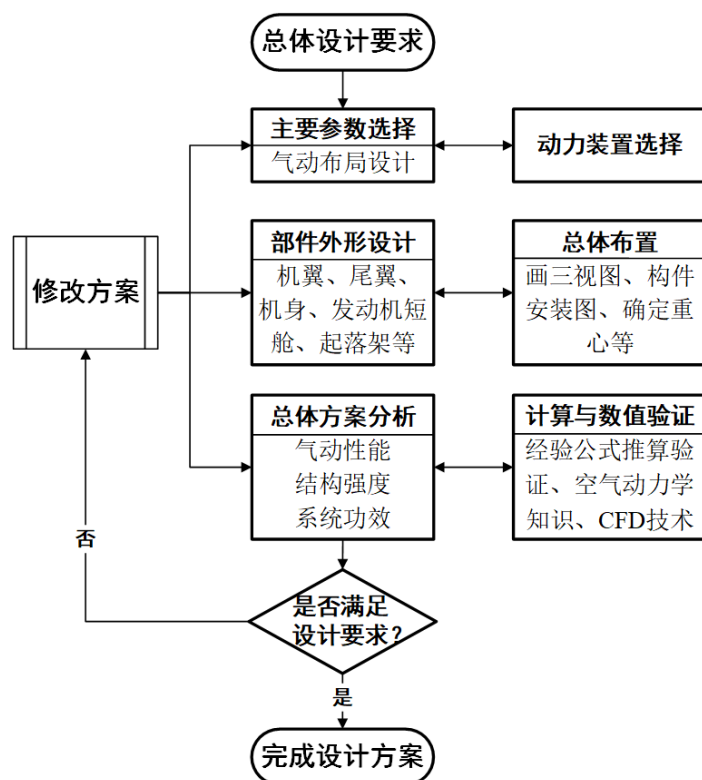


图 4 先进布局宽体客机设计流程图

诚然，在竞争激烈的航空客运市场，树立品牌需要一个长期的过程，新进入者在短期内很难达到较高的社会认知和信任度。我国民机产业正处于重新起步阶段，作为追赶者，可能尚未具备波音、空客那样成熟的总体设计能力，在宽体客机的设计方面经验相对不足，面临重重挑战。我们衷心希望，能够通过此次“联合杯”大学生先进飞行器总体设计竞赛，凝聚团队意识，培养合作能力，并且集思广益，用我们团队的创新想法与严谨的数据验证，构建一个相对完整的设计方案，为祖国未来先进宽体客机真正的研制工作做出一些启发式的贡献。同时，总体设计方案中种种不完善与不成熟之处，更请各位评委老师们提出宝贵的意见并批评指正。

本设计方案的总体框架如下：

第一部分，项目概要与分析（市场、环境等），现有 400 座级客机的对比；

第二部分，先进宽体客机的设计思路，以及最终气动布局的选择，机身三视图，基本飞行参数，系统设计等；

第三部分，基于设计方案的性能与结构分析与数值模拟工作；

第四部分，宽体客机的各部分细节设计，与部分创新概念的提出与论证工作；

第五部分，项目总结与未来展望。

二、项目概要与分析

2.1 项目概要

宽体客机大多数为双通道喷气客机，通常在洲际航线上得到普遍应用，它同时还可用于高密度的国内或地区内航线。过去 20 年间，双通道喷气客机的年均复合增长率约为 2% 左右，预计未来 20 年这一数字将超过 4%。生产率的不断提高和新一代机型的陆续推出，促使世界航空公司机队的更新换代。随着高端市场逐渐成为世界大型航空公司的命脉，采用具有更先进、更舒适、更高效、更经济 and 更环保的新一代双通道喷气客机替换老一代飞机的趋势越来越明显。本项目内容为设计一款先进 400 座级宽体客机。

2.1.1 项目要求

以下是为该项目设定的研究内容和设计要求：

- 设计一款远程、双发/多发、双/多通道，400 座级宽体客机。
- 采用低油耗、低排放、低噪音设计技术，在未来 30 年应具有一定先进性。
- 采用先进气动布局设计，以及高气动效率机翼设计技术。
- 采用先进材料技术，以降低结构重量和维修成本。
- 选用先进成熟发动机。

2.2 项目分析

2.2.1 环境分析

2.2.1.1 使用 PEST 法分析宏观环境

(1) 政策环境

发展大型客机项目是国家的意志，也是人民的意志，自 2009 年 10 月起，陆续有 7 位中共中央政治局常委亲临 ARJ21 支线飞机总装现场视察工作，关心大型客机项目进展情况，足见国家对此项目的高度重视。目前已经进入适航取证阶段

的 ARJ21 支线飞机是“十五”规划的重大高技术项目；大型客机项目是《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006--2020)》16 个重大专项之一，并被列为“十一五”规划纲要。可见国家层面政策的支持和立法保障为大型客机项目提供了稳定的政策环境。

(2) 经济环境

从经济发展、旅游业发展和机场建设、发展等角度看，未来 10 年，中国经济将继续保持中速偏高的发展趋势。到 2020 年我国旅游产值占 GDP 的比重将提高到 15%，国家布局规划的民用运输机场将增加至 244 个。可见中国航空运输市场发展潜力巨大，为大型客机项目提供了良好的经济环境。

(3) 市场环境

据《2010--2029 中国商飞公司市场预测年报》，未来 20 年，预计全球客机数量年均增长率为 3.6%，到 2029 年，全球客机数量将近 35000 架。亚太地区和中国的客机机队的增长令全球瞩目。预计到 2029 年，亚太地区(含中国)机队占全球的比例将从目前的 22% 增长到 32%，其中，中国客机机队的比例将由 8% 增长到 14%。拉美地区和中东地区未来市场份额也将有显著增长。可见，航空运输业发展之快为大型客机项目提供了广阔的市场环境。

(4) 技术环境

飞机制造技术正沿着生产工艺依赖经验型向工艺模拟、仿真、实时监控、智能化制造方向发展；从手工劳动、半机械化、机械化向数控化、柔性化、自动化技术方向发展；从一般铝合金结构的制造向以钛合金为代表的高性能轻合金结构、复合材料结构制造技术方向发展；向材料制备与构件成形同时制造发展；向信息化、数字化及设计/制造一体化方向发展。现代飞机制造技术正处在一个新的变革时代，它将为大型客机项目研制提供更先进的技术环境。

2.2.1.2 使用五力模型分析产业环境

(1) 现有企业之间竞争激烈

作为全球唯一一个同时生产干线和支线客机的公司来说，中国商飞公司面临的竞争者也就更多一些。首先是波音、空客两大国际航空工业巨头，他们历史悠久，技术积累深厚，而我国大型客机项目才刚刚起步，目前仍处于研制阶段，还没有经历残酷的商业竞争，将来必然会与波音、空客有商业竞争。在“敌强我弱”

的情况下，我国的大型客机项目要在充满竞争的航空市场上真正立足，必须要有一整套、持续的应对策略。一方面，要韬光养晦把自己的飞机关键技术搞上去，另一方面，面对于两大巨头的市场挤压要沉着应对，闯出一条生路来。其次是支线飞机的竞争对手，庞巴迪 11 年的丰富经验与稳定的客户群，巴西航空部件的高通用率与灵活性，ERJ145 的价格优势，都将对 ARJ21 构成强大的威胁。

(2) 潜在进入者

日本 MRJ、俄罗斯 SSJ、空客天津总装线等国际航空制造业，以及中航工业及国内其他企业的 b1A600 等的加入成为潜在的进入者。

(3) 替代品威胁

高速铁路、高速公路网的迅速发展以及新型、快捷、舒适、经济、安全的交通工具的逐步出现也将成为大型客机项目的威胁。

(4) 供应商

与部分供应商还存在一定程度的制约关系，对大型客机项目研制的进度等将产生一定的影响。

(5) 客户——航空公司/金融租赁公司

客户集中采购，讨价还价能力强，可选择性多。他们的品牌偏好与对系统维护的要求，对经济、安全、舒适、环保等特性方面的要求也越来越高。目前政府采购的行为较多，而启动用户对新机型的认可至关重要。因此，客户满意度是大型客机项目能否顺利进入市场的关键。

2.2.1.3 使用 SWOT 分析法进行大理客机项目环境分析

使用 SWOT 分析法具体分析结果如下表 1 所示。

表 1 大型客机项目的 SWOT 分析结果

<p>优势 (S)</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 地理位置优势, 海陆空交通便利, 国际化程度高 2. 民机产业较少受到技术及设备进出口的限制 3. “运十”和麦道飞机总装的经验以及世界级航空供应商的运作经验 4. “主制造商—供应商”的创新模式 5. 共享波音、空客现有的供应链资源 6. 劳务成本相对较低 	<p>劣势 (W)</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 生产资源、制造工艺技术基础薄弱 2. 研制技术和能力不足 3. 成熟的航空产品制造经验、完善的管理体系及核心的人才队伍不足 4. 适应研制和批产的科研保障体系及质量保障体系尚未健全 5. 全球化供应链控制及管理水平不足
<p>机会 (O)</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 中国发展民机产业的决心 2. 大飞机公司的成立 3. 国内、外民机市场发展的庞大需求 4. 世界民机制造格局的重构 	<p>威胁 (T)</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 波音、空客、巴西航空、庞巴迪联合扼制, 世界其他地区强有力竞争 2. 国内几大飞机制造商的同质化竞争 3. 国际航空制造业的进入 (A320 天津总装线) 4. 高速铁路等替代品的迅速发展 5. 国家发展民机产业政策能否持续 6. 统筹支线、干线飞机研发及运营的风险

2.2.2 市场分析

伴随民航市场不断发展, 宽体客机越来越受航空公司重视。波音公司新一代 B777、B787 系列飞机和空客公司 A350 系列飞机也逐步进入市场。目前世界宽体客机机队主要集中在亚太、欧洲、中东和北美这 4 个地区, 座级聚焦在 300 座级上。从储备订单来看, 300 座级宽体客机订单数量也是最多的, 最受航空公司欢迎, 但 200 座级宽体客机订单数量却相对较少, 未来宽体客机有向大座级发展的趋势。

2.2.2.1 宽体客机机型

从全球市场来看, 目前美国波音公司和欧洲空客公司的宽体客机产品已经覆盖了 200 座级到 400 座级以上的民航市场, 市场竞争相当激烈。波音最新的 787-8、787-9 和空客最新的 A350-900 已经陆续投入服役使用, 2020 年以后波音公司宽体客机将以 B777-8X/9X 和 B787-10X 飞机为主要产品, 空客公司则以 A330-800neo/900neo 和 A350-1000 飞机为其主要产品。

2.2.2.2 宽体客机机队

根据航升数据库数据显示, 截止到 2016 年年底, 全球共有宽体客机 4105 架, 其中 200 座级 816 架, 占 20.0%; 250 座级 731 架, 占 17.8%; 300 座级 1298 架, 占 31.6%; 350 座级 823 架, 占 20%; 400 座级 437 架, 占 10.6%。而按地区来看,

亚太地区宽体客机数量最多，为 974 架，占 23.7%；欧洲地区 862 架，占 21%；中东地区 651 架，占 15.9%；北美地区 636 架，占 15.5%；中国 560 架，占 13.6%。具体数据见下表 2 所示。

从地区来看，亚太地区、欧洲地区、中东地区、北美地区和中国地区是宽体客机主要市场，俄罗斯及独联体、非洲和拉美地区宽体客机较少。从座级来看，300 座级宽体客机机队最大，其次是 200 座级、250 座级和 350 座级，400 座级宽体客机数量最少。

2.2.2.3 宽体客机订单

截止 2016 年底，全球宽体客机未交付订单共有 2082 架。200 座级订单共 83 架，全部为 B787-8。250 座级订单共 454 架，B787-9 占了绝大多数，共有 409 架。300 座级的订单最多，数量高达 842 架，其中 A350-900XWB 订单为 503 架，其中全球最大的两个市场分别是亚太地区和中东地区。350 座级订单共 362 架，其中 A350-1000XWB 架订单最多，为 206 架，其次为 B777-300，为 103 架。400 座级订单共 341 架，目前还是 B777-9X 订单最多，为 243 架。具体如下表 3 所示。从总体储备订单数量来看，300 座级订单最多，其次是 250 座级，然后依次是 350 座级、400 座级和 200 座级。

表 2 2016 年全球宽体客机按地区及座级分布情况

区域	200 座级	250 座级	300 座级	350 座级	400 座以上	合计	占比
非洲	49	36	39	28	12	164	4.0%
亚太地区	215	118	356	182	103	974	23.7%
中国	35	129	218	153	25	560	13.6%
欧洲	98	174	306	149	135	862	21.0%
拉美地区	71	41	26	10	1	149	3.6%
中东地区	67	97	124	240	123	651	15.9%
北美	239	129	196	41	31	636	15.5%
俄罗斯和独联体	42	7	33	20	7	109	2.7%
共计	816	731	1298	823	437	4105	100%
比例	20.0%	17.8%	31.6%	20.0%	10.6%		

表 3 全球宽体机储备订单按地区按机型分布情况

座级	机型	非洲	亚太	中国	欧洲	拉美	中东	北美	独联体	未公布	总计
200	B787-8	4	15	0	10	5	20	3	25	1	83
250	B787-9	8	79	64	75	11	94	39	4	35	409
	A330-200	0	5	4	3	0	8	1	0	6	27
	A330-800 neo	0	0	4	0	0	0	6	0	0	10
	A350-800XWB	0	8	0	0	0	0	0	0	0	8
300	B787-10	0	41	20	19	0	30	14	0	0	124
	A330-300	3	4	18	2	0	10	2	0	27	66
	A330-900 neo	0	80	0	14	0	30	25	0	0	149
	A350-900XWB	34	131	68	94	25	90	47	14	0	503
350	B777-300	0	20	14	8	0	45	12	1	3	103
	B777-8X	0	0	0	0	0	53	0	0	0	53
	A350-1000XWB	0	23	26	30	17	75	35	0	0	206
400	B747-8	2	3	0	0	0	0	0	4	0	9
	B777-9X	0	20	21	20	0	182	0	0	0	243
	A380-800	0	16	0	8	0	55	0	0	10	89
总计		51	445	239	283	58	692	184	48	82	2082

2.2.2.4 市场需求

伴随着高油价时代的到来，航空公司运营成本的压力日益凸显。在残酷的市场面前，运营商不得不做出抉择：调整机队规划，改变购机策略，在机型的选择上表现得更为理性，经济、环保、低耗、舒适成为航空公司选择机型的重要依据。

根据世界主要航空制造企业最新的市场预测报告，虽然对宽体客机的需求从数量上来说只有窄体客机的三分之一，但宽体客机的价值总和则与窄体客机相差无几。以波音 787-9 为例，其目录价格约为 2.43 亿美元，而窄体客机 737MAX8 的目录价为 1 亿美元。空客 A350-800、900、1000 这三款机型的报价分别为 2.543 亿美元、2.877 亿美元、3.321 亿美元。一架宽体客机的售价约为窄体客机的三倍，丰厚的利润是驱使制造商投入巨资加紧研制宽体客机的主要动力。无论是飞机制造商，还是发动机制造商，都希望能从宽体客机项目中获得巨额利润。

三、现有四百座级以上宽体客机的对比

3.1 引述

宽体客机是航空技术的巨大跨越，由于多种因素导致其机型相对较少。目前主要的 400 座级以上的宽体客机仅有空客公司的 A380（超宽体客机），A340-600 以及波音公司的 B747-400, B747-8I, B747-9 等机型。为更加深入地研究 400 座级以上宽体客机，把握大型民航飞机的发展方向，设计改造出性能优良的新型宽体客机，该部分将针对本次飞行器总体设计竞赛的相关要求分析挖掘现有 400 座级以上客机的状况，为后文的研究提供方向，规避风险。

3.2 主要指标对比

3.2.1 现有四百座级以上宽体客机的基本参数比较

表 4 现役主流四百座级以上宽体客机的部分基本参数

机型	载客量	长度/m	翼展/m	高度/m	巡航马赫数
空客 A380	555	72.72	79.75	24.09	0.85
空客 A340-600	380-419	74.96	63.45	17.75	0.83
波音 747-400	416	70.6	64.4	19.4	0.85
波音 747-8I	467	76.4	68.5	19.4	0.855
波音 777-9	425	77	71.1	19.7	
空客 A350-1000	369	73.78	64.75	17.08	

机型	装油量	升限	航程	最大起飞重量	空载重量
	/L	/m	/km	/t	/t
空客 A380	320000	13100	15200	575	277
空客 A340-600	195880	11887	13890	365	177
波音 747-400	216840		13450	396.89	178.8
波音 747-8I	239000	13100	14800	448	225.7
波音 777-9	197977		13940	351.53	181.4

空客 A350-1000	156000	13100	14800	316	158.8
--------------	--------	-------	-------	-----	-------

现役主流四百座级以上宽体客机的部分基本参数如上表 4 所示。目前活跃于民航市场上的 400 座级以上宽体客机就舱内布局而言，三舱载客量位于 400 至 500 之间，舱内有两条过道，座位分布也大致相同；就外形参数而言，高度相仿，而长度，翼展及翼面积由于不同的气动布局的要求差异较为显著；相关飞行性能参数上，其巡航马赫数稳定在 0.85 左右，最大巡航马赫数在 0.90 左右，升限基本在 43000ft（13106.4km）以上，但是航程均在 15000km 以下，需进行提升；市场售价上，由于飞机价格随时间及销售状况变动较大，不同机型在不同时段价格浮动较大，但近些年新推出的 400 座以上宽体客机的当前价格几乎均在 4 亿美元以上。

此外，作为目前世界第一款也是唯一一款超宽体客机——空客 A380（如图 5 所示），其各项参数（除马赫数，升限以外）均与其他类型宽体客机有着较大差别，这款飞机有双层客舱，四台发动机，是世界上最大的客机，标准客舱布局下，可搭载 544 名乘客，执飞最远 8200 海里（15200 千米）的航线。该机长 72.72 米，高 24.09 米，翼展 79.75 米，最大起飞重量 575 吨，最大零燃油重量 369 吨，最大燃油量 320000 公升。作为宽体客机的改革先锋，A380 有着极其重要的研究意义，其改进思路及创新点以及造成其现状的原因对本次飞行器总体设计有着极其重要的参考价值。

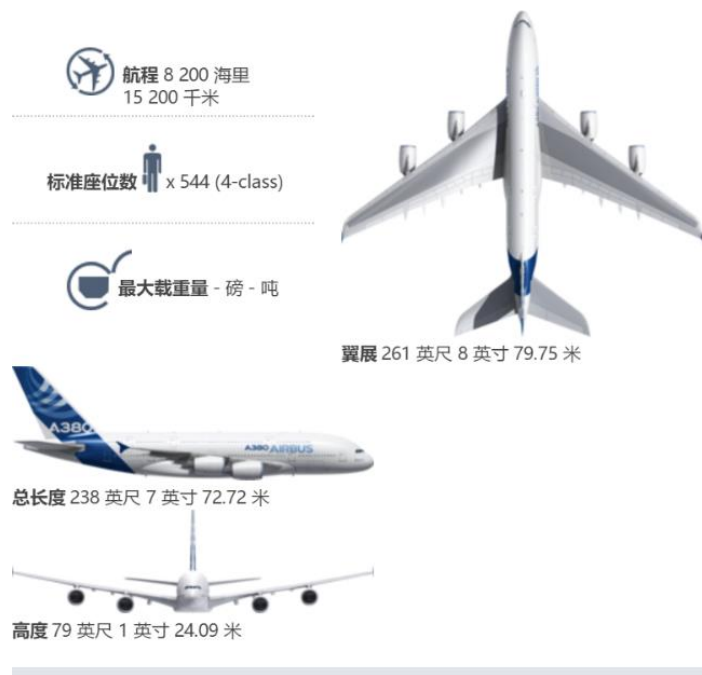


图 5 “空中巨无霸”——超宽体客机空客 A380

3.2.2 现有四百级客机发动机技术的探讨

飞天巡洋，动力先行。随着飞机制造商对动力要求的不断提高，发动机方面的发展自然是宽体客机改进的重要板块，制造商充分利用各自的技术储备，通过不同的技术路径，努力实现新一代产品质的飞跃。

制造工艺方面，为 B777-9 提供的 GE9X （如图 6 所示）的燃油喷嘴头部结构在生产中使用了 3D 打印技术。使用新材料方面，GE 发展了第四代粉末合金材料、陶瓷基复合材料（CMC）火焰筒与涡轮、更先进的冷却技术等。这些新技术和新材料将使 GE9X 的叶片强度大大提升，并燃油经济性提升 10%。同时，GE9X 还采用了先进的三维掠形设计，使风扇叶片后掠更大、叶弦更宽，叶片数量更少。在环保方面，空客 A380 采用了能降低噪声级别的设计，包括发动机降噪技术以提升环保性能（发动机示意图如图 7 所示）。空客 A350 的全新的罗罗遄达 XWB 发动机也将更加安静和高效及显著减少燃油消耗和二氧化碳排放作为发展目标，波音公司的 B747-8 使用的四台通用电气 GEnx-2B 发动机则采用 15%亚麻荠生物材料和 85%传统航空煤油混合而成的燃油提供动力。

可见对于新型宽体客机，发动机技术的改进从制造工艺到材料技术再到燃油选择都融入了设计生产商的创新思路，并且极大程度上降低制造成本，改善制造

技术,提升产品性能,大力实践环保。这是本次竞赛需要把握的发动机改进方向。



图 6 GE9X 风扇叶片的三维掠形设计

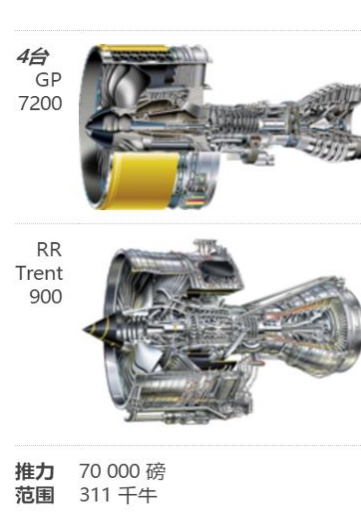


图 7 空客 A380 发动机

3.2.3 现有四百级客机材料技术的探讨

新型宽体客机总是善于捕捉材料领域的最新发展成果。通过应用飞机结构和材料领域的最新成果, A380 飞机的平均每客直接运营成本比其他大型客机低了 15%。这得益与其机翼和机身采用了新型铝合金, 而中央翼盒的主结构、翼肋和后部机身则广泛采用了复合材料。(结构图如下图 8 所示) 此外, A380 飞机的压力舱的上部和侧面机身还采用了创新的玻璃纤维增强铝材料 (Glaré™)。Glaré™ 层板是由铝合金薄板和玻璃纤维层板交替铺层相互粘胶而成, 并通过调整不同材料的层数和玻璃纤维的铺层方向来达到最佳的特性。Glaré™ 层板具有重量轻、强度高以及抗疲劳性好的特点。A350 XWB 飞机 70% 的机体结构由新型材料制造, 包括 53% 的碳纤维复合材料及先进的铝合金和钛合金, 能降低机身重量, 提高飞机的成本效率并降低维修要求, 这些技术让 A350-1000 飞机的燃油消耗比同级别竞争机型降低了 25%, 节省成本的同时, 环保性也得到提升。此外, B777 等新型号上也是以高性能和高强度的碳纤维作为主体的。

复合材料作为新兴材料, 在航空领域的应用非常广泛。任何一款先进航空器上都有复合材料的身影。复合材料的应用可以有效地降低飞机的燃油消耗, 提高飞机的整体性能, 对于飞机改进有着重要意义。



图 8 空客 A380 结构图

3.2.4 现有四百级客机气动性能的探讨

B777X 采用更宽的机翼提升相比翼展和升阻比；其折叠式翼梢在保持与机场滑行道和登机门兼容性的同时，提升机翼效率；层流式短舱使发动机短舱阻力减少，空气流动更加平稳。（如下图 9(a) (b) (c) 所示）



(a) 更宽机翼



(b) 折叠翼



(c) 层流短舱

图 9 B777X 部分设计细节

B747-400 是一架宽体四引擎喷射机，在可靠性方面口碑极佳，航空动力学性能较之前的 747 型号有极大的改进，其中包括增加了小翼以降低阻力，同时还新增了航空电子设备以及新的飞行甲板。与之前的 747 相比，747-400 在航空动力学方面最令人瞩目的改进之处在于，机翼更长，长达 6 英尺（1.8 米），同时设计了 6 英尺高的向上延伸并微微外扩的小翼。翼尖延长和小翼设计使燃油里程增加了约 3%，这在飞机的整个服役过程中可节省非常可观的燃料，并使起飞性能提高，巡航高度提高。延长的翼展也获得了额外的前缘襟翼部分。在没有机上设备的情况下，基本的 747-400 机身比之前的型号更轻，但是在装配时它比以前的型号更重，更坚固。起落架使用与之前的 747 相同的配置，但碳制动器取代了以前的钢制制动器，整体重量减轻了 1,800 磅（820 千克）。

空客 A350 的混合式翼梢小翼采用新型复合材料机翼，翼展与所提出的型号相同。其翼展 64.75 米（212.4 英尺）与 A330 / A340 和波音 777 相同。A350-1000 机翼比固定后缘的内侧部分延伸 30 厘米（12 英寸）大 22.3 平方米（240 平方英尺）。同时采用了一种新的后缘高升力装置，其先进的下降铰链襟翼类似于空中客车 A380，它允许后缘和襟翼之间的间隙用扰流板关闭。该机翼是一种有限的变形机翼，具有自适应功能，可持续优化机翼载荷以减少燃油消耗。

3.2.5 现有四百级客机采用先进飞机系统的探讨

飞机系统跟随着技术的发展趋势，推出了更加现代化的驾驶舱和客舱布置，比如 B747-400 的数字化驾驶舱使用数字式航空电子仪表和彩色多功能显示器，配备了六台大型 CRT 显示屏取代了传统的仪表盘。B777X 凭借过去五年的积累，有着与 777 和 787 的共通性，采用熟悉简单的触摸屏，利用多点触碰实现互动，安全性能较高。A380 飞机的主仪表盘包含 8 块完全相同且可互换的液晶显示组件，构成了主飞行仪表显示器、导航显示器、两个多动能显示器、一个发动机警告显示器以及一个飞机系统显示器。增大后的显示面积有助于提高飞行员的情境意识，还增加了垂直图像显示。这项新的特征使飞行员可以看到包括所有的与垂直轨迹相关的数据，如飞行路径、地形以及气象信息。另外

A380 飞机使用电子资料库取代了飞行员使用的大部分传统纸质文件。飞行人员和维修人员可以通过该电子资料库在众多飞行手册、清单和飞行日志中轻松定位相关的运行信息，同时保证最优化的性能以及重量及平衡计算。（如图 10 所示）



图 10 空客 A380 的双层客机驾驶舱示意图

客舱方面，A340-600 采用“大循环”空气流通系统，舱内空气每 3 分钟彻底更新一次，空气供应量高达乘客呼吸所需要的空气量的 80 倍。该飞机安装的最新型空气循环系统和过滤装置，可使舱内空气与外界完全对接，从而保证机舱内空气洁净清新。B777-X 利用相关技术使客舱气压高度降低，湿度改善，空气更干净，温度控制能力增强，飞行更加平稳，客舱噪音更低。并加大客舱宽度，采用先进的 LED 照明系统，改用更大更高的舷窗以提供更好的飞行体验。

由于旅途的安全和放松的环境对于给旅客带来最佳的出行体验至关重要，不断提高旅客的舒适度一直是飞行器设计制造商的工作重点，因此对于大型宽体客机飞行系统的改进囊括了许多最新科学技术。提升驾驶舱及客舱的可靠性及使用体验也是本次竞赛探索的方向之一。

3.3 现有客机系列化情况

通俗意义上的产品系列化是通过对同一类产品发展规律的分析研究，预测市场需求发展趋势，然后结合自身的生产技术条件，经过全面地技术经济比较，将产品的主要参数、型式、尺寸等做出合理的安排与规划，以协调系列产品和配套产品之间的关系，它是标准化的高级形式。

民机系列化发展也是现代民机设计的重要特点之一，在基本型的基础上衍生

出加长型和缩短性是一种通用的做法,其目的是降低研发成本,提高飞机的航线和机场适应性,扩大产品的市场覆盖范围。考虑到民用航空发动机研制周期长,投入经费多的特点,其系列化发展潜力是在方案设计之初就必须考虑的一个问题,下图展示一些客机的系列化情况。(如下图 11, 12, 13 所示)

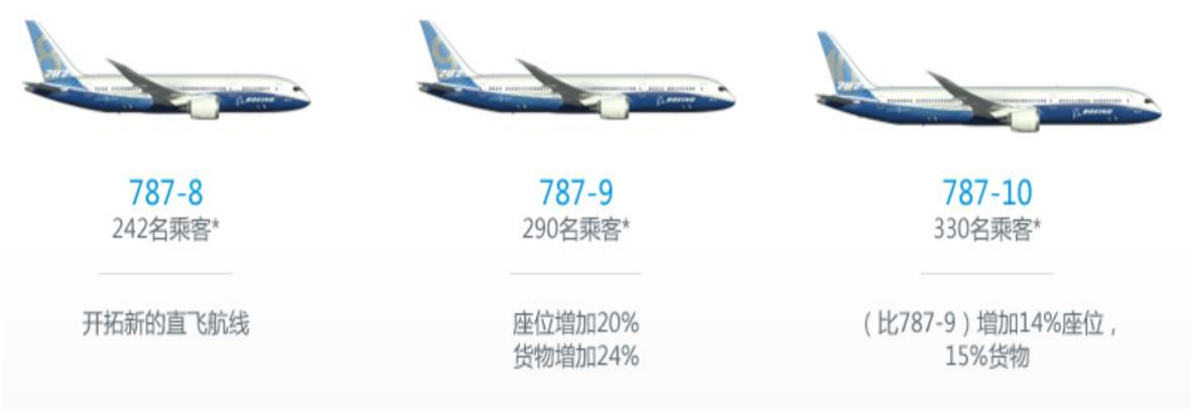


图 11 B787 系列发展示意图



图 12 “空中客车”家族发展示意图



图 13 B777 系列发展示意图

四、基本构型和型号方案草图

本次先进布局宽体客机设计方案围绕翼身融合展开，并于细节上加以创新与改进。

在机身前缘加入鸭翼：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。另外，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，由于鸭翼距飞机重心的距离较短，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，因此需要推力更大的发动机以及更有效的增生装置。

后缘 V 尾：尾翼的分类一般包括三种：垂直尾翼、水平尾翼和 V 型尾翼。其中，V 型尾翼由左右两个翼面组成，成“V”型，其飞机结构简图如图（V 形尾翼结构图）所示。正是这种特殊的结构，V 型尾翼同时兼有垂尾和平尾的功能，能同时起纵向和航向稳定作用，当两边舵面向相同方向偏转时，起升降舵的作用；相反的，向不同方向偏转时，则起方向舵作用，因此 V 尾翼大仰角可控性很好，显著提高的飞机的安全性。

尾吊式发动机：有效降低发动机吸入杂物碎石的机会，适航性大大加强。同时可以降低客舱内的噪声。同时由于采用了翼身融合的布局，机翼承受的弯矩和扭矩远小于常规布局，故可将发动机装在机身尾部。

飞机几何参数：

长度： 70m

翼展： 61m

高度： 20m

展弦比： 10



图 13-立体图 1



图 14-立体图 2

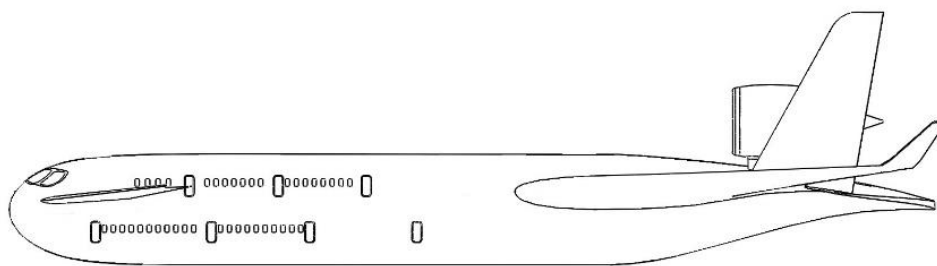


图 15-侧视图

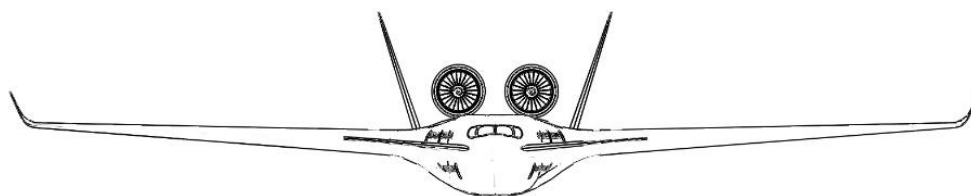


图 16-后视图

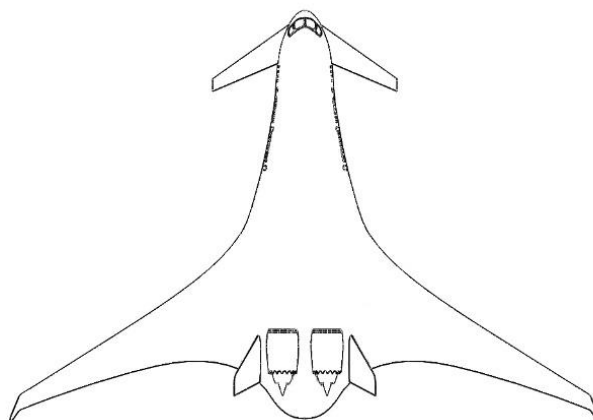


图 17-俯视图

五、飞机的初始设计参数

5.1 计算总重、空机重量

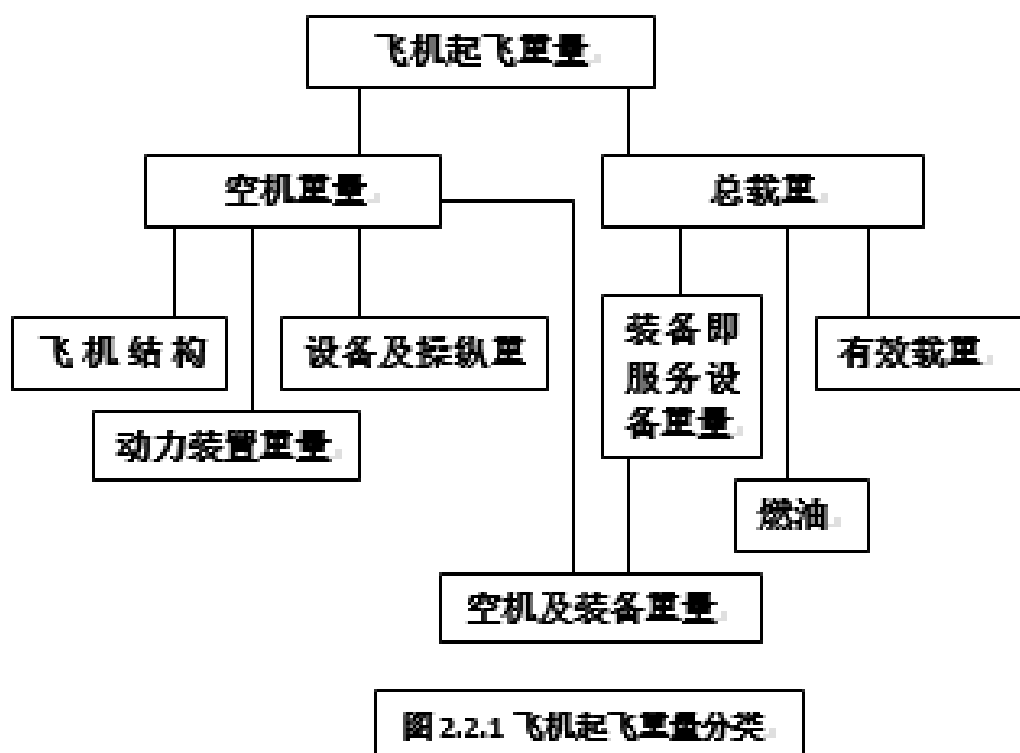


图 18-飞机重量构成

5.1.1 各项重量系数计算

$$W_0 = W_p + W_f + W_e$$

W_p 为有效载荷(含乘员)重量, 由设计要求给定;

W_f 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;

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。

W_p 基本与 W_0 无关, W_f 和 W_e 与 W_0 有关。

$$\begin{aligned} W_0 &= W_p + W_f + W_e \\ &= W_p + (W_f / W_0)W_0 + (W_e / W_0)W_0 \end{aligned}$$

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

$$W_0=\frac{W_p}{1-W_f/W_0-W_e/W_0}$$

对于常规金属材料飞机，可以得到拟合公式：

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

空机重量系数

$W_e/W_0=AW_0^C$	A (lb)	A (kg)	C	$W_e/W_0=AW_0^C$	A (lb)	A (kg)	C
滑翔机-不带动力	0.86	0.83	-0.05	双涡轮螺旋桨飞机	0.96	0.92	-0.05
滑翔机-带动力	0.91	0.87	-0.05	飞船	1.09	1.05	-0.05
自制飞机-金属/木材	1.19	1.11	-0.09	喷气教练机	1.59	1.47	-0.10
自制飞机-复合材料	0.99	0.92	-0.09	喷气战斗机	2.34	2.11	-0.13
通用航空飞机-单发	2.36	2.05	-0.18	军用货机/轰炸机	0.93	0.88	-0.07
通用航空飞机-双发	1.51	1.40	-0.10	喷气运输机	1.02	0.97	-0.06
农用飞机	0.74	0.72	-0.03				

表 5-空机重量系数

$$A=0.97\qquad c=-0.06$$

与前述空机重量系数 W_e/W_0 不同，燃油重量系数 W_f/W_0 （或燃油重量 W_f ）一般不能采用统计方法进行分析（因为误差太大），通常用飞行剖面分析法来确定，不同飞行剖面的耗油量是不同的。

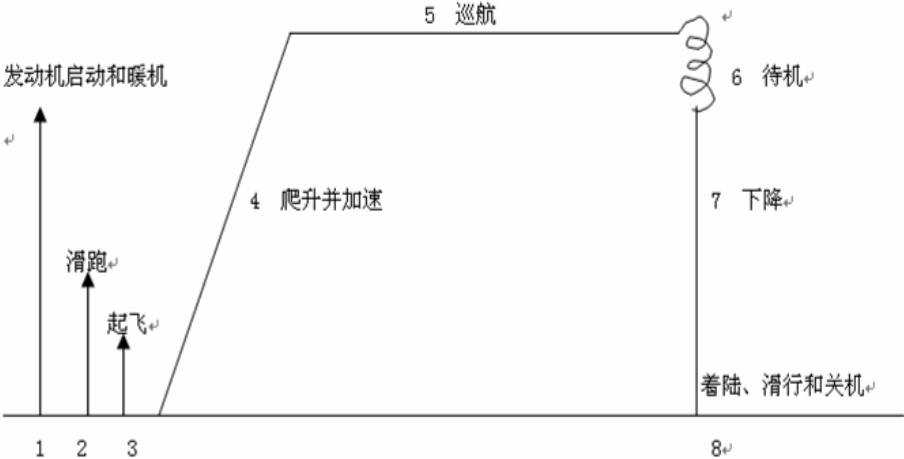


图 19-不同飞行剖面的耗油量

$$W_1 / W_0 = 0.97$$

$$W_2 / W_1 = 0.985$$

$$W_3 / W_2 = \exp \frac{-R \cdot C}{v \cdot (L / D)}$$

巡航升阻比: $L/D=18$

$R=15000\text{km}$

$C=0.5$

$v=269$

$W_3/W_2=0.6789$

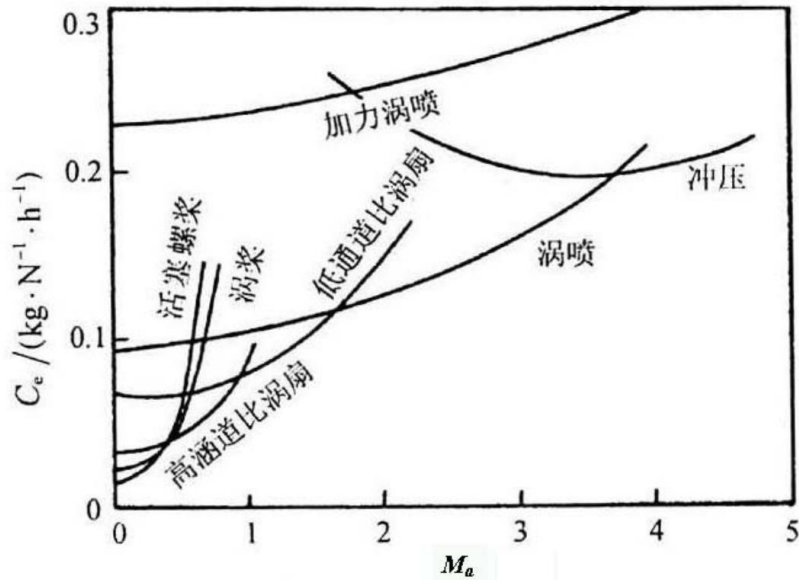


图 20-各类发动机的典型耗油率特性

$$W_4 / W_3 = \exp \frac{-E \cdot C}{L / D}$$

$E=20\text{min}$

$W_4/W_3=0.9917$

$W_5 / W_4 = 0.995$

燃油重量系数 W_f/W_0 或燃油重量 W_f

对于没有集中载荷投放的任务剖面, 例如上面的简单转场/巡航任务剖面, 任务燃油重量系数为:

$$(W_f / W_0)_m = \frac{W_0 - W_5}{W_0} = 1 - \frac{W_5}{W_0}$$

$$= 1 - \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_0}$$

如果安全余油为总油量的 5%，死油为总油量的 1%，则总的燃油重量系数为

$$\begin{aligned} W_f / W_0 &= 1.06 \cdot (W_f / W_0)_m \\ &= 1.06 \cdot \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right) \\ &= 1.06 \cdot \left(1 - \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_0}\right) \\ &= 0.4 \end{aligned}$$

5.1.2 全机重量计算

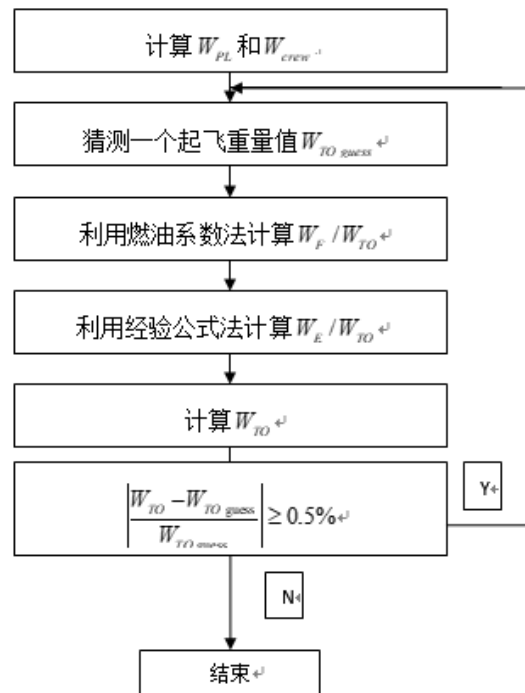


图 21-重量估算方法

对于没有集中载荷投放的情况，求出空机重量系数 W_e / W_0 及燃油重量系数 W_f / W_0 后，即可代入下式求解全机重量 W_0

$$\begin{aligned} W_0 &= \frac{W_p}{1 - W_f / W_0 - W_e / W_0} \\ &= \frac{W_p}{1 - W_f / W_0 - A \cdot W_0^C} \end{aligned}$$

W_0 初值/t	W_e / W_0	W_0 计算值/t	重量差
400	0.39062	304.726	95.274
304.726	0.39043	321.393	16.667
321.393	0.39045	317.967	3.426
317.967	0.39045	318.65	0.683
318.65	0.39045	318.513	0.137

表 6-重量迭代过程

起飞总重 $W_{T0} = 318000 \text{ kg} = 7.01 \times 10^5 \text{ lb}$

有效装载重 $W_{PL} = 43260 \text{ kg}$

空重系数 $m_e = 0.45$

空机重 $W_E = 144400 \text{ kg}$

燃油系数 $m_f = 0.41$

任务油重 $W_F = 130700 \text{ kg}$

发动机类型	巡航耗油率	待机耗油率
涡轮喷气	0.9(1/h)	0.8(1/h)
低涵道比涡扇	0.8(1/h)	0.7(1/h)
高涵道比涡扇	0.5(1/h)	0.4(1/h)

表 7-不同发动机耗油率

5.1.3 飞机升阻特性计算

飞机的升力、阻力特性是性能分析的重要原始数据。在方案论证和方案设计阶段，飞机的布局参数还未最终确定，因此获得初始方案的气动力数据主要靠简捷的工程估算方法。有时，也可以对同类飞机的统计分析方法得到。在方案确定以后，必须进行风洞实验，利用风洞实验获得飞机的升阻特性。

5.1.3.1 确定最大升力系数

序号	飞机类型	$C_{L_{MAX}}$	$C_{L_{MAX\ TO}}$	$C_{L_{MAX\ L}}$
1	自制螺旋桨飞机	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	农业飞机	1.3-1.9	1.3-1.9	1.3-1.9
5	公务机	1.4-1.8	1.6-2.2	1.6-2.6
6	涡轮螺旋桨支线飞机	1.5-1.9	1.7-2.1	1.9-3.3
7	喷气运输机	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-2.8
8	军用教练机	1.2-1.8	1.4-2.0	1.6-2.2
9	战斗机	1.2-1.8	1.4-2.0	1.6-2.6
10	军用巡逻机, 轰炸机和运输机	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-3.0
11	水陆两用飞机	1.2-1.8	1.6-2.2	1.8-3.4
12	超音速巡航飞机	1.2-1.8	1.6-2.0	1.8-2.2

表 8-最大升力系数典型值

初步设计参照原准机的襟翼形式和 1/4 弦线后掠角, 读图发现 最大升力系数约为 3.1, 显然襟缝翼全部工作, 应该是着陆时的状态, 参考上面统计值得到型号的升力系数:

最大平飞升力系数: $C_{L_{MAX}} = 2.0$

最大起飞升力系数: $C_{L_{MAX\ TO}} = 2.48$

最大着陆升力系数: $C_{L_{MAX\ L}} = 3.1$

5.1.4 确定典型极曲线

5.1.4.1 按 FAR25 爬升要求进行估算

(1) 对于起飞爬升:

FAR25.111(OEI):

$CGR > 0.012$

构型: 起落架收起、起飞襟翼, 其余发动机为起飞推力、有地面效应、

$1.2V_{STO}$

FAR25.121(OEI):

$CGR > 0$

构型: 起落架放下、起飞襟翼、其余发动机为起飞推力、有地面效应、
速度在 V_{LOF} 和 $1.2V_{ST0}$ 之间

FAR25.121(OEI):

$CGR > 0.024$

构型: 起落架收起、起飞襟翼、其余发动机为起飞推力、有地面效应、
 $1.2V_{ST0}$

FAR25.121(OEI):

$CGR > 0.012$

构型: 起落架收起、襟翼收起、航线爬升高度、其余发动机为起飞推
力、 $1.25V_S$

(2) 对于着陆爬升:

FAR25.119(AEO):

$CGR > 0.032$

构型: 起落架放下、着陆襟翼、全部发动机为起飞推力、最大设计着陆
重量、 $1.3V_{SL}$

FAR25.121(OEI):

$CGR > 0.021$

构型: 起落架放下、进场襟翼、其余发动机为起飞推力、 $1.5V_{SA}$

从方程式(2A.31a)和 b)可见, 所有 FAR25 爬升准则都涉及某些构型下飞机的爬升梯度 CGR 和升阻比。因此必须首先得到这架飞机极曲线的初步估算值。

由图 2A.22b, 对起飞重量 125000 lb 的飞机, 其浸湿面积约为 8000 ft^2 。由图 2A.21, 取 $C_f = 0.0030$, 可得 $f = 23 ft^2$ 。

假设平均翼载荷为 100 lb/ ft^2 , 则机翼面积 $S = 1250 ft^2$ 。可得, $C_{D0} = f/S = 23/1250 = 0.0184$ 。假设极曲线数据如下:

构型	C_{D0}	A	e	C_{Di}	C_{Lmax}
干净	0.0184	10	0.85	$C_L^2/26.7$	1.4
起飞襟翼	0.0334	10	0.80	$C_L^2/25.1$	2.0
着陆襟翼	0.0784	10	0.75	$C_L^2/23.6$	2.8
起落架放下	0.0150				无影响

表 9-极曲线估计

①起落架收起、起飞襟翼

$(T/W)_{T0} = 2[1/(L/D)+0.012]$ ，速度为 $1.2v_{ST0}$ 。

极曲线是 $CD=0.0334+CL^2/25.1$ ，由于 $C_{LTOmax} = 2.0$ ，在这个飞行条件 ($1.2v_{ST0}$) 时的实际升力系数是 $2.0/1.22 = 1.4$ ，可得 $L/D = 12.6$ ，所以

$$(T/W)_{T0} = 2[1/12.6+0.012] = 0.182$$

然而，这没有考虑 $50^\circ F$ (即 $10^\circ C$) 温度差影响。典型的涡轮风扇发动机数据表明，在海平面、标准湿度时的最大推力与标准温度加 $50^\circ F$ (即 $10^\circ C$) 时的最大推力之比为 $1/0.80$ 。于是，为进行估算：

$$(T/W)_{T0} = 0.182/0.8 = 0.23$$

②起落架放下、起飞襟翼：

在 v_{LOF} 和 v_2 之间， $(T/W)_{T0} = 2[1/(L/D)+0]$ 。

假设 $v_{LOF} = 1.1v_{ST0}$ 。因为 $C_{LTOmax} = 2.0$ ， $CL_{OF} = 2.0/1.1^2 = 1.65$ ，极曲线是： $C_D=0.0484+CL^2/25.1$

可得 $L/D = 10.5$ 。

所以： $(T/W)_{T0} = 2(1/10.5) = 0.19$

在 v_2 处，升力系数值是： $2.0/1.22 = 1.4$ ，升阻比 $L/D = 11.1$ ， $(T/W)_{T0} = 2(1/11.1) = 0.18$ 。

由此可见，在 v_{LOF} 时的要求更高。在对温度修正后这个要求成为：

$$(T/W)_{T0} = 0.19/0.8 = 0.24$$

③起落架收起、起飞襟翼

在 $1.2v_{ST0}$ 时， $(T/W)_{T0} = 2[1/(L/D)+0.024]$ ，升力系数是 $2.0/1.22 = 1.4$ ，极曲线是： $C_D=0.0334+CL^2/25.1$

可得 $L/D = 12.6$ ，所以 $(T/W)_{T0} = 2[1/12.6+0.024] = 0.21$ 。

当温度修正后变为： $(T/W)_{T0} = 0.21/0.8 = 0.26$

④起落架收起、襟翼收起

在 $1.25V_S$ 时, $(T/W)_{T0} = 2[1/(L/D)+0.012]$ 。

在干净构型时 $C_{Lmax} = 1.4$, 在 $1.25V_S$ 时 $C_L = 1.4/1.252 = 0.9$, 极曲线是: $C_D=0.0184+C_L^2/26.7$

可得 $L/D = 18.5$, 所以 $(T/W)_{T0} = 2[1/18.5+0.012] = 0.136$ 。这是最大连续推力状态的数据。对于涡轮风扇发动机, 最大连续推力与最大起飞推力的典型比值是 0.94, 在完成该比值和温度的修正后, 上述要求成为:

$$(T/W)_{T0} = 0.136/0.94/0.8 = 0.18$$

⑤着陆复飞 ($1.3V_{SL}$)

在 $1.3V_{SL}$ 时, $(T/W)_L = 1/(L/D)+0.032$ 。

在着陆构型时, 假设 $C_{LmaxL} = 2.8$, 在 $1.3V_{SL}$ 时升力系数 $C_L = 2.8/1.32 = 1.66$, 极曲线为: $C_D=0.0184+C_L^2/26.7$

升阻比 $L/D = 7.9$, 所以: $(T/W)_{T0} = 1/7.9+0.032 = 0.16$ 。

因为设计着陆重量是 701070 lb, 这可转换成下述起飞要求, 再作定温度修正后有:

$$(T/W)_{T0} = 0.16 \times (701070/710070)/0.8 = 0.197$$

⑥着陆复飞 ($1.5V_{SA}$)

在 $1.5V_{SA}$ 时, $(T/W)_L = 2[1/(L/D)+0.021]$ 。假设在进场构型时, $C_{LmaxA} = 2.6$, 这将导致如下进场升力系数值: $C_{LA} = 2.6/1.52 = 1.16$ 。

对于进场襟翼, 假设由于襟翼而产生的阻力增量为着陆襟翼和起飞襟翼的中间值, 由此可得极曲线:

$$C_D=0.0709+C_L^2/23.6$$

所以: $L/D = 9.0$, $(T/W)_L = 2[1/9.0+0.021]=0.24$

按前述方式进行重量和温度修正, 可得:

$$(T/W)_{T0} = 0.24 \times (701070/710070)/0.8 = 0.29$$

图 表示了六种爬升要求。

由于本机是参照 A340-500 设计的大型远程民航客机, 所以我们取喷气运输机的统计值作为该机的推重比的统计值, 即推重比为 0.25

很明显, 对于这架飞机, 最后的这个要求是最苛刻的。

飞机类型	典型装机推重比
喷气教练机	0.4
喷气战斗机（空中格斗机）	0.9
喷气战斗机（其它）	0.6
军用运输/轰炸机	0.25
喷气运输机	0.25

表 10-典型装机推重比

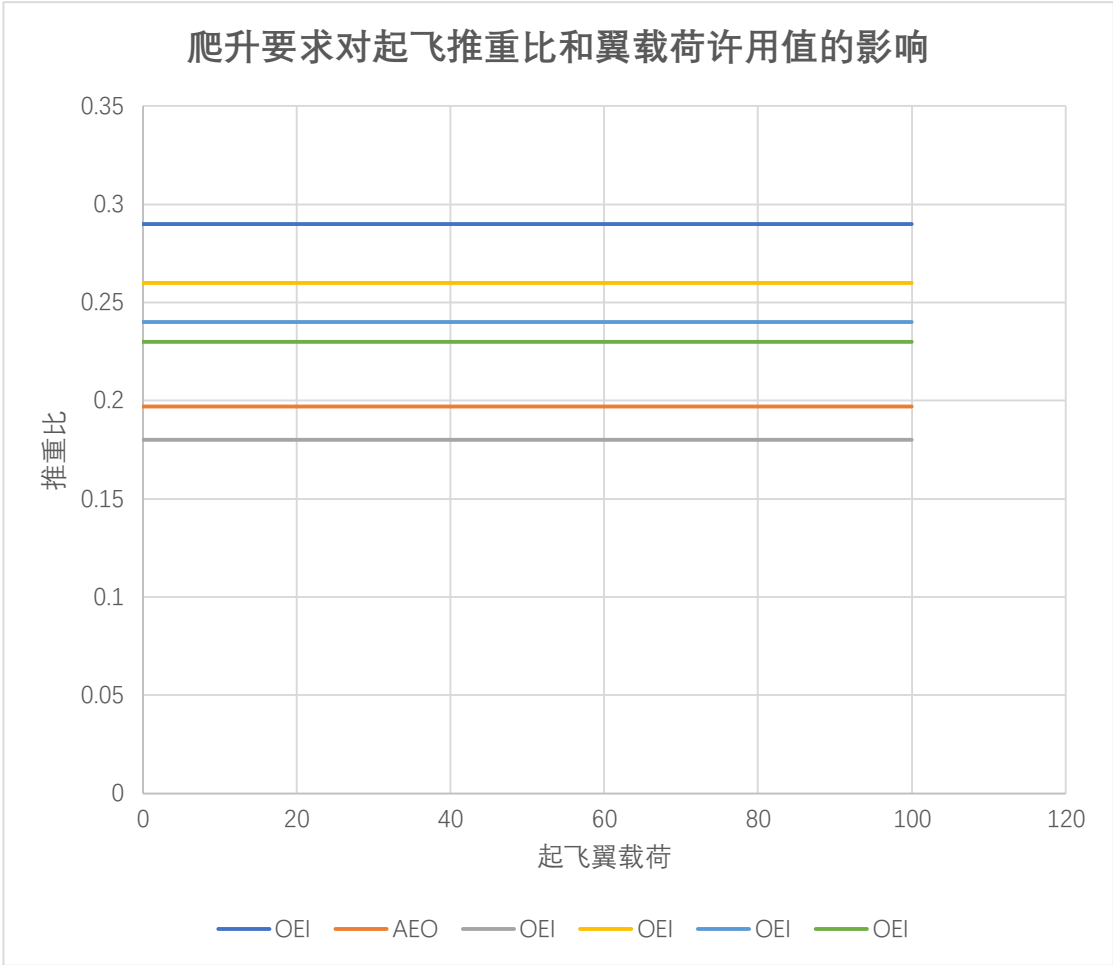


表 11-爬升要求对起飞推重比和翼载荷许用值的影响

5.1.4.2 通过起降距离估算

规定这架飞机的设计要求为 5000ft 高度和 95° F（即 35° C）大气条件时
场长是 5000ft

按起飞距离要求进行估算

对于起飞襟翼，相应的 $CL_{\max_{T0}}$ 在 1.6~2.2 的取值范围。对于本项目，将
取 $CL_{\max_{T0}} = 1.6$ 、2.0 和 2.4 进行研究。

在 5000ft 高度， $\sigma=0.7780$ 。由方程式 (2A. 8)：

$$5000=37.5 (W/S) [0.7780 C_{L_{\max T_0}} (T/W)]^{-1}$$

整理后可得：

$$T/W=0.009640 (W/S) C_{L_{\max T_0}}$$

方程式中， T/W 和 5000 ft 高度上、高温天气时的 $(T/W)_{T_0}$ 相同。

由此可以形成下表：

W/S	$(T/W)_{T_0}$					
lb/ft^2	5000 ft 高温天气			海平面标准大气		
	$C_{L_{\max T_0}}=1.6$	2.0	2.4	$C_{L_{\max T_0}}=1.6$	2.0	2.4
60	0.36	0.29	0.24	0.42	0.34	0.28
80	0.48	0.39	0.32	0.56	0.45	0.37
100	0.60	0.48	0.40	0.70	0.56	0.47
120	0.72	0.58	0.48	0.84	0.67	0.56

表 12-典型推重比

为了把高度 5000 ft、高温天气下的推力要求转换成海平面、标准大气条件下

的推力要求，将使用一个 1.17 的因子。这个因子是从这类飞机的典型涡轮风扇发动机数据中得到的。

图 2A. 35 表示了满足该项起飞要求的 $(W/S)_{T_0}$ 和 $(T/W)_{T_0}$ 和 $C_{L_{\max T_0}}$ 的许用值的组合。

5.1.4.3 按着陆距离进行估算

从方程式 (2A. 15) 和 (2A. 16) 可得：

$$5000=0.3 \times 1.69 v_{s12}=0.507 v_{s12}$$

所以：

$$V_{s12}=9862, v_{s1}=99.3 \text{ miles/h}$$

由方程式 (2A. 1) 可得：

$$V_{s12}=2 (W/S) / C_{L_{\max L}}$$

在高度 5000ft、高温天气下，可得：

$$(W/S)_L = 26.0 C_{L_{\max L}}$$

由表 2A. 1 可知，在着陆构型时，最大升力系数的合适取值范围是 1.8~2.8。对这个例子，将对 1.8、2.2、2.6 和 3.0 的值进行研究。由此形成下表：

C_{LmaxL}	$(W/S)_L$	$(W/S)_{TO}$	着陆重量是起飞重量的 0.85 倍
1.8	46.8	55.1	
2.2	57.2	67.3	
2.6	67.6	79.5	
3.0	78.0	91.8	
	后列数据 $\times 0.85$		

表 14

5.1.4.4 按巡航速度要求进行估算

本客机预计在 35000ft 高度上，巡航速度 $M=0.85$ 。这架飞机干净构型的低速极曲线为

$$C_D = 0.0184 + C_L^2 / 26.7, \text{ 对于 } A=10, e=0.85$$

假设在 $M=0.85$ 时压缩性阻力增量是 0.0005. 在 35000ft 高度上 $q=2341b/ft^2$.

$$(T/W)_{reqd} = 4.42 / (W/S) + (W/S) / 6249$$

按速度进行估算的结果如下

$(W/S)_{TO}$	T/W	$(T/W)_{TO}$	按这类飞机涡轮风扇发动机典型数据，在 35000 ft 高度， $M=0.82$ 时的推力，与海平面静推力之比约为 0.23。
lb/ft^2	巡航	起飞	
60	0.083	0.36	
80	0.068	0.30	
100	0.060	0.26	
120	0.056	0.24	
		前列数据 $\div 0.23$	

表 15

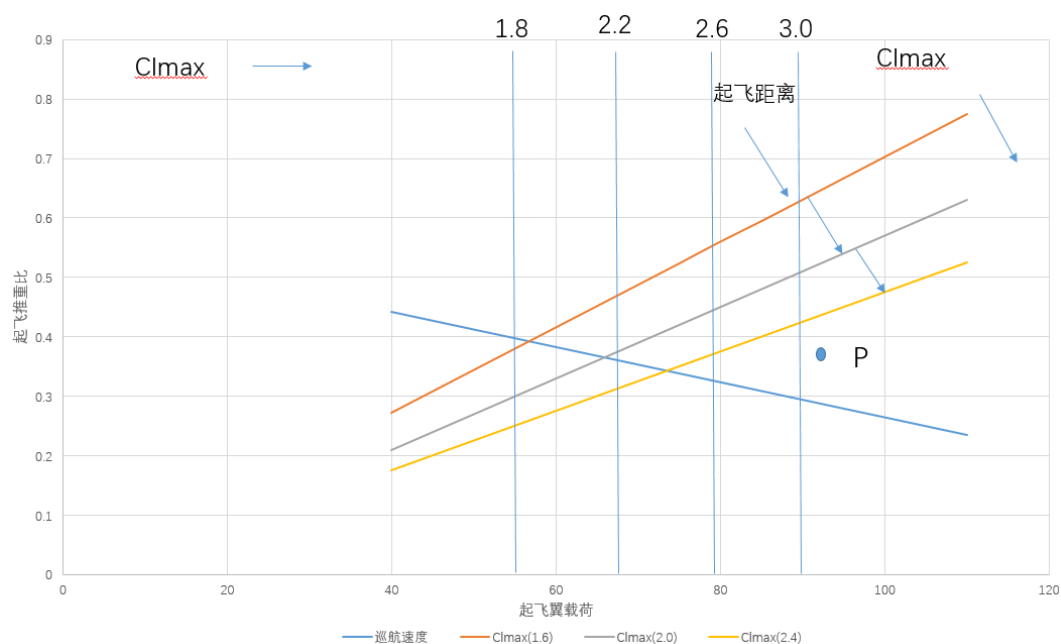


图 22-参数匹配结果

匹配结果综述

高温天气下，短的起飞场长决定着 T/W 要求。所以，对于起飞构型设计一个低阻增生装置是极其重要的。

现有机械式襟翼的常规构型，配平 $C_{L_{\max T0}}$ 约为 2.4 以下。当采用翼身融合构型时，配平 $C_{L_{\max T0}}$ 可达到 2.8。相应的着陆配平最大升力系数值是 332。

如果选用这些数值，该匹配过程给出了一架由图 P 定义的飞机。

如果认为 P 是一个满意的匹配点，飞机特性 可概括如下：

起飞重量： $W_{T0}=318000\text{kg}=7.01\times 10^5\text{lb}$

空机重量： $W_E=144400\text{kg}$

燃油重量： $W_F=0.41$

最大升力系数：

干净构型： $C_{L_{\max}}=2.0$

起飞构型： $C_{L_{\max}}=2.48$

着陆构型： $C_{L_{\max}}=3.1$

展弦比： 10

起飞翼载荷： $(W/S)_{T0}=93\text{lb}/\text{ft}^2$

机翼面积： $S=7537.6\text{ft}^2$

起飞推力： $T_{T0}=0.25$

5.2 发动机型号：遑达 XWB-97

六、能源分析

6.1 未来石油展望

随着世界能源需求的增加，对生产的需求也在增加，需求的增加导致过去十年油价稳步上涨，燃油价格的上调无疑将增加航空公司的成本。因燃油成本过高，企业不得不提高运营成本，油价上升已成为航空公司面临的主要难题。虽然通过上调燃油附加费，航空公司可以进行部分抵消，但是消费者的出行意愿减弱会进一步影响到航空公司的收入。对于航空公司的客户，也就是乘客来说，能源紧张带来的最明显的感触就是票价和燃油附加费的上涨，而另一方面，作为使用喷气式航空器作为主要运营手段的航空公司来说，油价的上涨带来的是直接成本的不断攀升。根据IATA的数据表明，航空公司采购燃油的平均价格截止18年为止，较16年上涨了56%，已经成为航空公司最大的成本支出。持续上升的石油价格将迫使航空公司采用新能源并运营更加环保的飞机。

6.2 未来的燃料和能源比较

随着石油开采变得越来越困难，以及针对飞机的环境压力越来越大，我们需要考虑使用更清洁燃料来替代石油。在这里包括生物燃料，液化天然气和液化氢。下面将讨论它们的技术、环境和经济可行性。

6.2.1 生物燃料

以生物燃料替代传统石油燃料在飞机上使用时，无需对飞机发动机作出结构设计上的改变，只需替换油品即可，因此在更换使用上具有一定的便捷性，根据实际操作，生物燃料在能源效能、驾驶、操控性等方面均不逊色于传统石油燃料，因此从安全性和操作性上来说，使用生物燃料作替代是具有可行性的。

2011年10月28日，国航波音747-400进行国内首次航空生物柴油试验飞行，历经一小时平稳落地后标志着中国首次航空生物柴油客机飞行试飞成功。该飞机的2号邮箱中加注了13.1吨混合生物柴油，其余的1、3、4号邮箱分别加注了13.1吨传统航煤，油箱为各自单一的发动机供油。并通过增大推力、减小推力、正常下降过程中，检测是否有低燃油流量、低燃油警告或其它发动机警告状态，检测发动机工作状态，据悉飞行状况一切正常。

此外，根据“可持续航空燃料计划”（ITAKA），以小桐子油、棕榈油、餐饮废油、微藻作为生物燃料的试飞计划也在各国陆续开展。从试飞经验上，为生物燃料进入商业运营的可靠性提供数据支撑。美国大陆航空公司在2009年1月7日完成了世界上首次使用生物燃料的试验飞行，从此拉开了飞机使用生物燃料的序幕，各大国际航空公司使用生物燃料的测试飞行如表1所示。

表 1 全球航空公司生物燃料试飞汇总表

Table1 Summary table of bio fuel in test flights		
航空公司名称	试飞机型	燃料组成
英国维珍航空公司	波音 747-400	椰子油、棕榈油
美国大陆航空公司	波音 737-800	海藻油、麻风树油
日本航空公司	波音 747-300	亚麻籽油 (84%)、麻风树油 (16%)、海藻油 (%)
新西兰航空公司	波音 747-400	青桐木油 (50%)、喷气机燃油JetA1 (0%)
荷兰皇家空军	波音AH-64D	藻类、废弃食用油
荷兰皇家航空公司	波音747	亚麻籽油 (50%)、传统煤油 (0%)
欧洲民航飞机制造公司	新一代钻石DA42	100%的海藻生物燃料
德国汉莎航空公司	空客 Sasa 321	来自植物油提炼的煤油占一半
中国国际航空公司	波音747	麻风树油
巴西塔姆航空公司	空客A320	麻风树生物燃油、传统航空燃油

尽管生物燃料在实际试飞中表现出不俗的应用前景，但要形成产业链，不可避免地会遇到诸多瓶颈问题，诸如原材料的获取，无论是以可食用生物质资源还是非可食用生物质资源为生物燃料的原料，如何安全高效并且具有经济效益地获取上游原料都是值得思索的问题。即便采用最新科技研发的微藻技术，尽管不需要占用耕地面积和淡水资源，避免“与人争粮”的局面，但藻类的收割和干燥过程依旧十分昂贵。又如尽管生物燃料的使用无需改造发动机，但对于储存、运输油品的管罐系列设施设备却还需进一步设计优化、在长期储存中尽量减少腐蚀、微生物滋生等问题，保证航油的洁净性。

此外，作为一门新兴技术，能否顺利推广还涉及行业规章、社会治理、大众认知度等多维度的问题。航空生物燃料虽然被认为是最有潜力的航空替代燃料，但其高额成本和可提供性仍然是其被大规模采用的关键障碍。新的生物燃料的研发和生产设施的建设需要巨大的资金投入，目前航空生物燃料的价格大约是航空煤油价格的 2 倍，同时生产生物燃油的原料，需要持续可靠的供给来源才能满足需求。故在本设计方案中不予采用。

6.2.2 液化氢 (LH)

美国航空航天局(NASA)曾开展过对波音 737 机型进行改装 LH 燃料的设想，但由于 LH 的体积密度比很低，造成飞机燃料箱的体积过于庞大，增加阻力和质量飞机的客舱前后都被挤入了一个巨大的 LH 燃料箱，机翼面积缩小 5%，发动机尺寸缩小 25%。除了飞机布局的改变，飞机的燃油系统、发动机等系统都要完全重新设计，而且还要加入很多繁杂的新系统，以适应 LH 燃料。另外，LH 的沸点为-252℃，燃料箱隔热和增压问题也是技术上要面对的一大挑战。同时，氢气的应用成本和安全性也是 LH 成为航空替代燃料的障碍。目前对氢燃料在航空发动机上应用的研究还处在试验阶段，还没有试验过氢燃料驱动飞机，几十年来，氢被讨论为未来的“燃料”。因为需要能量生产氢气，技术上不是燃料，而是从

主要来源储存能量的手段如核能，风能或太阳能。低密度的气态氢意味着它需要液化在 -420°F 的温度下用作航空能源。然后一架飞机可以利用存储在低温氢气中并通过燃烧或可能通过燃料存储的主要能源细胞。

氢的成功最终依赖于生产清洁，廉价电力的能力。航空需要低温氢气而不是气态氢气，任何清洁和廉价的电力将首先用于取代化石用于发电的燃料，因为这是从经济和经济两方面最有效地利用资源环境立场。因此，核能，风能和太阳能资源正在被取代化石资源发电，虽然这些资源不会取代所有的电力 2035 年之前的化石燃料 2.3.4 环境考虑因素。如果开发了一些新的能量形式，如融合，可以满足对电力的需求，过剩的电力可用于产生气态氢，用于燃料电池或用于地面运输的内燃机。它只是在满足所有能源需求之后电力和地面运输部门得到满足，创造经济可行性低温氢气，因为液化氢的生产成本会更高，而且需要氢气专门的存储和运输基础设施。虽然它超出了工作范围在这里考虑，它可能最终证明转化二氧化碳更便宜和更环保大气到液体燃料比制造低温氢气。因此，在本设计方案中液化氢不被认为是理想燃料。

6.2.3 液化天然气 (LNG)

LNG 的主要成分是甲烷（体积分数在 96%以上），其沸点和密度比液氢高，由低温和容积引起的技术难题比 LH 容易解决。NASA 从 20 世纪 70 年代就已经开展了将 LNG 作为航空燃料的基础技术研究，并预计在 2025 年之后使用 LNG 燃料的飞机技术将会走向成熟。NASA 最近又开展了一项名为 SUGAR Freeze 的研究计划，在该项研究中确认了使用 LNG 飞机的很多优点，同时也指出将 LNG 作为航空燃料存在着巨大的挑战。

LNG 的能量密度非常高，可以在提供更大推力的前提下大大缩小发动机的尺寸，同时低温燃料具有很大的冷却能力，这对保证冷却高飞行速度下的发动机是必须的。LNG 的液态密度为 $420\sim 460\text{ kg/m}^3$ 无色、无味、无毒且无腐蚀性，其体积质量仅为同体积水的 45%左右。与航空煤油相比，LNG 具有热值高、密度低、成本低、燃烧后 CO_2 排放低的特点。LNG 在存储时为液态，质量热值为 50 MJ/kg ，高于液态航空燃料的热值。LNG 在应用中需要气化为气态，是一种气体燃料，与液体燃料相比不存在由于黏度过高或过低所导致的输送、气化和燃烧问题。其沸点、冰点远远低于液体燃料，完全可以满足飞机在高空飞行时外部低温对航空燃料的要求。LNG 的闪点为 -190°C 且气化后极易挥发，爆炸极限为 $5\%\sim 15\%$ ，自燃点为 632.2°C ，这些特点决定了 LNG 具有较好的安全性及较宽的可燃范围。LNG 燃烧过程中最大层流火焰传播速度为 37.31 cm/m ，与航空煤油相比下降了近 42%，这将导致 LNG 的燃烧特性不同于传统航空燃料。同时，LNG 为低温燃料，具有一定的冷能，在航空发动机中可以利用 LNG 的冷能来冷却发动机。

全球的天然气探明储量高达 $1.38\times 10^{14}\text{ m}^3$ ，潜在储量 $2.52\times 10^{14}\text{ m}^3$ ，预计两者

合计可供人类使用超过 100 年。天然气的供应量正在逐年上升，预计在 2040 年左右将超过石油和煤炭成为最主要的一次能源。我国能源中长期发展规划明确指出：“十二五”期间，大力发展天然气，2030 年天然气将占到一次能源的 10%，成为我国能源发展战略中的一个亮点和绿色能源支柱之一。2003 年全球天然气消费量为 $2.6 \times 10^{12} \text{m}^3$ ，至 2006 年持续以 1.8% 的比例增加，其后又以每年 2.8% 的比例增长，预计 2025 年全球天然气消费量将达 $5.1 \times 10^{12} \text{m}^3$ ，而在天然气贸易量中有 7% 是通过 LNG 的方式来进行的。中国 LNG 工厂，从 20 世纪末开始经历了一个从无到有、从小到大的发展过程，近年来我国小型 LNG 工厂发展迅速，国家加大了跨国天然气管道和沿海进口 LNG 接收站的规划建设规模。因此，未来 5 年，中国无论是管道天然气还是沿海 LNG 接收站的天然气供应量都会有大幅度的增长。

LNG 作为航空燃料的可行性分析

为分析 LNG 作为航空燃料的特点及可行性，将 LNG 与目前在用的液态航空燃料进行了比较，LNG，100L 汽油和 3 号航空煤油的基本物性和燃烧特性的比较如表 2 及表 3 所示。

Table 2 Physical property of different fuels

参数	液化天然气	航空汽油	航空煤油
密度/(kg/m³)	426	720~737	775.5~825.0
相对分子量	16	98~120	112
恩氏黏度/(°E)		0.929~6	0.9299
汽化潜热/(kJ/kg)	510	297	251~271
沸点/°C	-162	126	150~315
比热容/(kJ/(kg·°C))	3.4667	2.2	2.1
冰点/°C	-182.2	-60	-47

表 16-不同燃料燃烧比较

Table 4 Combustion characteristics of different fuels

参数	液化天然气	航空汽油	航空煤油
热值/(MJ/kg)	50	43	42.5
闪点/°C	-190	-58~10	28~45
可燃极限/%	5~15	1~5	1.4~7.5
自燃点/°C	632.2	415~530	278
燃点/°C	650	427	86
最大火焰传播/(cm/s)	37.31	37.74	64.2
最小点火/mJ	0.2~0.3	0.2	0.25~0.40

表 17-不同燃料特性比较

从 3 种燃料特性的比较可以看出 LNG 具有如下特点：

1) 密度低、热值高

航空发动机工作过程中所需携带的燃料数量由续航里程、飞机所能提供的用于承载燃料油箱的体积等因素所决定。对使用不同燃料产生相同能量时所需油箱

的体积和燃料质量进行了比较，比较结果如表 4 所示（以产生 2000MJ 能量为例）。由于密度低，在产生相同的能量时 LNG 需要更大容积的油箱，与使用航空汽油和航空煤油比油箱体积分别增加了 47. 41%和 59. 64%。但由于 LNG 的热值高，因此在产生相同能量时所需燃料的质量下降 15%左右。燃油质量是飞机起飞质量的重要组成部分，对中短程客机 B737-300、远程客机 B747-400、中远程客机 B767-300 分别使用航空煤油和 LNG 作为燃料产生相同能量时的质量进行了比较，结果如表 5 所示。

Table 4 Comparison of different fuels for aircraft engines

参数	液化天然气	航空汽油	航空煤油
体积/L	93. 9	63. 71	58. 82
体积增加百分比/%		47. 41	59. 64
质量/kg	40. 0	46. 51	47. 06
质量减少百分比/%		13. 99	15. 01

表 18-航空发动机使用不同燃料时的比较

Table 5 Weights of using aviation kerosene and LNG fuel

燃料	参数	B737-300	B747-400	B767-300
航空煤油	燃油质量/10 ³ kg	16. 12	173. 47	53. 78
	最大起飞质量/10 ³ kg	62	362 ~ 395	163
	燃油占起飞质量百分比/%	25. 8	43. 8 ~ 47. 8	32. 9
液化天然气	燃油质量/10 ³ kg	13. 7	147. 44	61. 82
	最大起飞质量/10 ³ kg	59. 58	335. 97 ~ 368. 9	176. 1
	燃油占起飞质量百分比/%	22. 99	43. 88 ~ 39. 95	35. 1
不同燃料比较	燃油质量比	0. 849	0. 849	0. 849
	最大起飞质量比	0. 960	0. 92 ~ 0. 93	0. 94

表 19-使用航空煤油与 LNG 燃料时质量比较

从比较的结果上看，使用 LNG 时由于燃料的热值高于航空煤油，因此在产生相同能量的前提下所需燃料的质量会下降 15%左右，导致燃油占起飞质量的百分比下降，最终导致不同机型的最大起飞质量下降 4%~8%。但由于未考虑使用 LNG 时所需气化增压装置等的质量，所获得的结果是偏高的。起飞质量降低，可增加飞机的载货能力和续航里程，降低航空运输成本。这是 LNG 与航空煤油相比的一大优点。

2) 低温储存气态使用

航空发动机的工作高度一般在 10km 左右，此时的大气温度在-50℃左右。在这样的工作环境下工作时，要求所使用燃料的冰点要低于-50℃以保证燃料有较好的流动性。LNG 是通过深冷技术将天然气在常压下冷却到-162℃的，因此不会存在外界温度过低而影响燃料流动性的问题。同时，低温燃料气化过程中还会释放冷能，可用于航空发动机高温部件的冷却。液体燃料的黏性会影响到燃料的雾化及燃烧特性，通常希望航空燃料的黏度适中。为实现好的雾化及燃烧特性，在使用液体燃料时需要通过使用燃油雾化喷嘴及对流场的组织使燃料的雾化特性满足燃烧的要求。而 LNG 在使用时为气体燃料，因此不存在雾化问题，也不

会存在由于雾化效果差所导致的燃烧问题。

3) 可燃极限宽燃烧特性好

LNG 的可燃极限为 5%~15%，远高于航空汽油的 1%~5% 和航空煤油的 1.4%~7.5%。宽的可燃极限导致燃料的点火性能好，尤其是当飞机出现高空停车再启动时，宽可燃极限对空中再启动非常有利。燃料的燃烧效率会影响燃料的经济性和环保性，在航空发动机燃烧室上的试验测试表明，LNG 和航空煤油在相同状态下的燃烧效率分别为 0.986 和 0.981，燃料效率基本相同。表 6 中尾气排放比较可以看出，燃用 LNG 时的 NO_x 及 CO 排放明显低于航空煤油。

Table 6 Comparison of gas emissions

燃料排放量	航空煤油	液化天然气
NO/10 ⁻⁶	996.68	248.8
CO/10 ⁻⁶	1090.1	758.3
可溶性有机物/10 ⁻⁷	1.5	1860

表 20-尾气排放比较

4) 经济性好

从 2009 年起，国际原油期货价格一路走高，而天然气的价格基本稳定不变，且低于原油价格。原材料的价格直接影响到成品油和 LNG 的价格，从单位质量成本上看与航空煤油相比 LNG 具有明显的价格优势。以远程客机 B747 为例，对使用不同燃料时的经济性进行了比较。其中，B747-300 一次飞行最大装载航空煤油所产生的总能量为 7.372×10⁶MJ，航程 14000km，载客数 416 人。比较结果如表 7 所示。

Table 7 Economic comparison of different fuels

参数	液化天然气	航空汽油	航空煤油
最大油箱容量/L	346 126	2348 666	216 840
燃油质量/kg	147 450	171 450	173 470
消耗率/(L/100km)	5.94	4.03	3.72
燃料成本/(万元)	66.35	137.39	188.21

表 21 不同燃料的经济性比较

由消耗率指标的比较结果可以看出，LNG 的燃油消耗明显升高，这是由 LNG 的密度低引起的。由燃料成本的比较可以看出，在一次航空飞行中，以 LNG 为燃料时其燃料成本仅为航空汽油的一半，为航空煤油的 1/3。值得注意的是，在经济性的比较中未考虑由于使用不同燃料时飞机最大起飞质量变化所引起的燃料消耗量的变化。由前面的比较可知，在应用 LNG 为燃料时飞机的起飞质量将下降 4%~8%，这将导致使用 LNG 为燃料时的燃料成本进一步降低。从价格指标上的比较可以看出，LNG 的经济性非常明显，将成为吸引航空运输企业的一大亮点。

七、能源分析

7.1 先进纤维增强复合材料

大型商用飞机突出强调安全性、经济性、舒适性和环保性，以满足航空公司运营和维护需求以及提升乘客体验。这些设计需求决定了大型客机机体结构对先进纤维增强复合材料需求的迫切性。随着航空复合材料结构设计和制造技术的发展，大型商用飞机复合材料结构用量和应用部位及范围已成为衡量飞机结构先进性的重要标志，其在商用飞机上的应用呈现 4 个特点。

- 1) 商用飞机复合材料结构用量（质量分数）呈跨越式增长。
- 2) 商用飞机主承力结构大量使用复合材料。目前，复合材料已广泛应用于机身筒段、中央翼、机翼、垂/平尾翼等主承力结构，显著提升了民用飞机的综合性能，由此带来的市场效益也进一步推动了先进纤维增强复合材料产业的发展及技术进步。
- 3) 大量运用整体、共固化成型工艺。复合材料制件采用共固化、整体成型技术，能够显著减少零件、紧固件和工装模具的数量，减少零件装配环节，不仅减轻质量，同时可降低制造成本和提高制造效率。
- 4) 复合材料零件自动化制造技术和先进专用设备得到迅速发展，如自动铺带技术（ATL）、纤维铺放技术（AFP）等。这些先进的复合材料零件制造专用设备，可显著提高复合材料零件制造效率，并降低制造成本，提高产品性能的一致性和稳定性。

先进纤维增强复合材料技术是决定新一代商用飞机综合性能和制造成本的一个非常重要的因素，是关系到商用飞机市场竞争力和商业成功的关键技术。国内先进纤维增强复合材料产业面临着设计开发和综合评价技术储备严重不足的现状，要实现国产先进纤维增强复合材料开发和工程化应用的长期稳定发展，必须坚持自主创新，并解决先进原材料、质量控制、设计应用中的分析验证和低成本制造等问题。

7.2 高温合金材料技术

飞行器燃气涡轮发动机涡轮热端对于材料的耐高温提出了很高的要求，只有满足这一要求才能够制造出高性能的发动机。当前先进的飞行器发动机中，高温合金材料的使用已经超过了百分之五十。新单晶合金超冷叶片开始被使用，粉末高温合金被广泛应用于燃气涡轮发动机的涡轮盘，并且由第一代的最高工作温度 650℃ 发展到了 750℃、850℃。我国目前采用的变形盘，其最高工作温度为 650℃，难以达到高推重比发动机的要求，制约了我国在飞机发动机制造上的发展。为打破这一困扰我国飞机发动机制造的瓶颈，未来我国应当在粉末高温合金的纯净度、

粉末冶金工艺与铸锻工艺技术等方面下大力气，研制新单晶合金超冷叶片和最高工作温度 850℃ 以上的粉末涡轮盘。

7.3 铝合金材料技术

铝合金与钢相比，具有钢的比强度和比刚度但是其密度要远小于钢。对于飞行器来说，轻质、高强、高可靠是必不可少的，只有采用具备了这些特点的材料，才有可能制造出更高性能的飞行器。铝合金的发展经历了静强度铝合金、耐腐蚀铝合金、和高纯铝合金，铝合金在飞机机体制造中所占的比重很大，不管是军用飞机还是民用飞机，其机体都大量采用了铝合金材料。例如我们熟知的波音 737、747、757、767，空客 A320、A330、A340 等大型民用客机和 F15、F16、F18、F22 等战斗机的主体结构都大量采用了铝合金材料，从而大大减轻了机身重量。一定意义上可以说铝合金材料技术和铝合金材料在飞机上的应用能够显示一国的航空飞行器制造水平。目前，我国在几类先进铝合金的开发上都取得了相当大的进展，今后还应该注意在工程化应用研究和高抗拉强度（抗拉强度在 700MPa 以上）的超高强度铝合金等的研究开发等领域做足功课；对一些现有设备进行改进，并且筹建大吨位锻压设备等新设备。

7.4 钛合金材料技术

铝合金材料具有钢所不具有的低密度，这使得铝合金材料在飞机制造上被广泛应用。然而，铝合金所能承受的较低的温度载荷也成为其软肋。航空材料加钛，即使用钛合金能够克服铝合金的温度载荷有限的弱点，另外钛合金还具有高强、高韧、可焊等性能，因而，钛合金在飞机机体和发动机中的使用量成为了衡量该飞机用材先进性的重要指标。我国在航空用钛量和耐热钛合金开发应用方面较西方发达国家有着较大的差距，这也成为当前我国航空事业发展的重要瓶颈。我国在未来发展中，还应该注意新型钛合金的研究开发，大力发展先进的铸造、焊接等技术。

7.5 复合材料液体成型工艺

航空工业的发展，要求飞行器具有轻量化、高可靠性、长寿命、低成本化等特点。树脂基复合材料结构本身拥有高比强度、比刚度、比模量，高综合效费比和结构效率以及复杂构件材料性能的可设计性强等特点，具有其它材料不可比拟的优势。同时，复合材料优良的抗疲劳性和耐腐蚀性，可以大大提高飞机结构件的使用寿命，降低维护费用；增加机舱内的压力和空气湿度，提高乘坐的舒适度。复合材料是轻质高强结构设计的理想材料，在高端制造业被广泛重视的背景下，复合材料以其优良的综合特性，不仅使大型民用客机满足了可靠性、经济性、舒适性、环保性的要求，还使新一代歼击机及战斗机满足隐身性的要求，复合材料自问世以来已逐步发展成为航空工业具有独特竞争优势的重要战略材料。在国际国内工业领域节能减排、绿色制造的高要求下，顺应智能化、数字化、低成本化制造的趋势，复合材料制造技术中的液体成型技术因其低成本和环保等优势受到飞机设计师及航空制造企业的青睐。

复合材料具有大面积整体成型的独特优点，该技术在世界上得到了大力提倡

和发展，正广泛应用于工业技术领域。尤其在航空领域，复合材料整体化液体成型技术通过减少零件及紧固件的数目，大大减轻了制件质量，减少了连接及装配工作量，降低了研制成本。目前大面积整体成型技术的工艺方法主要有两种，第1种即为热压罐共固化/共胶接技术，材料成本约占总成本的15%，而设计成本仅占5%，其余大部分的成本为铺贴、固化、机械加工和装配等复合材料制造成本，通常占复合材料制件总成本70~80%。传统的热压罐成型工艺中，预浸料的制备、储藏及工艺过程较为复杂，从而造成辅助材料、人力和能源的大量消耗，以及昂贵的设备投资等，使复合材料的广泛应用受到了严重制约。因此，采用低成本的非热压罐固化工艺，降低复合材料制件成本的有效途径，从而使第2种大面积整体成型技术——低成本的复合材料液体成型技术成为目前

到目前为止，国际先进飞机复合材料用量已突破50%，燃油效率超过20%，质量减轻20%~30%，维护成本下降30%，新一代航空装备核心性能提升的关键技术就在于复合材料的应用。波音787和空客A350将复合材料应用部位拓展至机翼、机身等主承力构件，极大地推动了复合材料应用的深层次发展，采用复合材料取代常规材料已成为世界飞机制造业的主流趋势。复合材料在航空领域的应用情况如图1和表8所示，其中复合材料结构使用率指飞机中复合材料用量占飞机整体结构的质量分数。

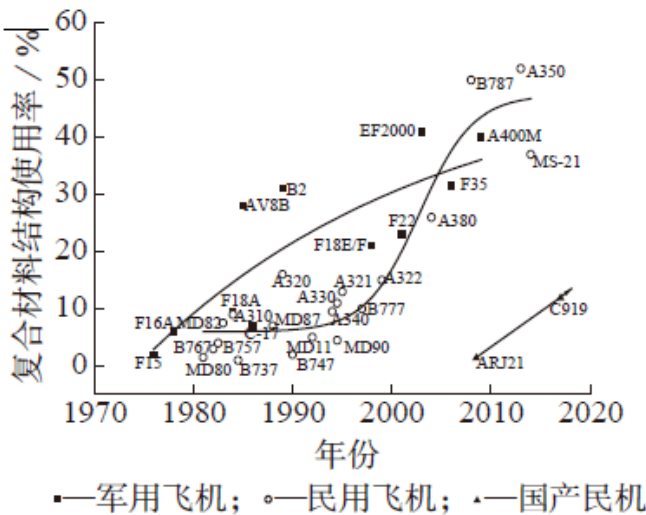


图 1 飞机复合材料结构使用率

图23-飞机复合材料结构使用率

国家及地区	机型	复合材料主要应用部位	复合材料结构使用率 / %
美国	B787	该机主体结构，包括机身、机翼、平尾、垂尾、中央翼盒、舱门、整流罩等部位	50
欧洲	A350	飞机机翼、机身、腹部整流罩、水平尾翼和垂直尾翼、使用碳纤维复合材料成型中央翼盒和外侧翼盒	52
俄罗斯	MS - 21	中央翼盒、机翼翼梁、机翼蒙皮、机翼翼盒、垂尾翼盒和平尾翼盒等	37
中国	C919	中央翼后梁大开口、中央翼壁板、机身前段壁板、垂尾壁板、垂尾方向舵壁板、尾翼前缘等	12

表22-截至2017年国内外最新民机复合材料应用情况对比

复合材料液体成型技术是指将液态树脂注入铺放有纤维增强材料预成型体的闭合模腔中，液态树脂体系流动浸润模腔中的纤维预成型体，并且排除模腔内的气体，在规定的温度下完成复合材料产品固化成型的一类制备工艺。成型工艺过程一般包括模具的准备与清理、材料的准备，预成型体的制备与装配、封装，注胶，固化，脱模后机械加工。近年来，以树脂传递模塑成型（RTM）[包括真空辅助 RTM（VARTM）]、树脂膜熔渗（RFI）和真空辅助树脂灌注（VARI）技术为代表的复合材料低成本液体成型技术是当前国际复合材料领域研究与发展的主流。研究表明，液体成型过程与烘箱固化及热压罐固化成型工艺相比，成本大大降低。另外，使用干纤维和树脂比相同材料的预浸料成本低 70%，而且比预浸料更容易保存。同时，使用树脂灌注预成型体的方法更有利于整体成型。

目前，随着复合材料液体成型工艺的发展，许多新型成型工艺不断被开发出来。如在 RTM 的基础上，波音公司开发了可控压力树脂渗透成型技术，成功研制了波音 B787 机翼活动面，几乎达到了预浸料 / 热压罐技术成型复合材料制件的性能；空客公司开发了真空辅助成型（VAP）专利技术并研制了 A380 的复材襟翼，采用 16 根长桁对 A400M 长约 7m、宽 4m 的大型运输机货舱门蒙皮内表面进行加强，使得货舱门整体成型减少了数千个连接件，减重效果明显；新型树脂浸渍模塑成型（SCRIMP）工艺的树脂分配系统能有效改善浸润效果，减少成型缺陷，SCRIMP 应用于诸如大尺寸屋面、建筑平台等大型构件；反应注射成型（RIM）是将两种液体原料经反应、固化形成制品的成型工艺过程，而结构反应注射成型（SRIM）技术是集成 RIM 和 RTM 工艺的优点开发的一种新型液体成型工艺，SRTM 技术已成功应用在包括 RQ-1B 的全球鹰无人机加长翼尖等飞机部件上；高压 RTM（HP - RTM）工艺可高效用于成千上万复合材料零件的成型；连续树脂传递模塑成型技术（CRTM）有效结合了 RTM 和拉挤成型两者的优点，解决了传统拉挤成型工艺中树脂整体预成型困难以及 RTM 工艺中制件尺寸有限、在成型低树脂含量制件时气泡很难消除等难题，树脂充模时间短，充模压力和效率都很高，能生产具有优良表面光洁度的网状复合材料部件；软模辅助成型技术在各类成型工艺中以其独特的热膨胀性能使高性能复合材料结构件不会发生变形并降低了生产成本，同时该成型技术解决了刚性模具的密封问题，还实现了模具的减重。

俄罗斯民机 MS-21 采用 RTM 工艺降低了机翼结构的制造成本，主要是由于 MS-21 机翼结构尺寸较大，量产后飞机的材料及设备的成本降低较为明显；另外，机翼结构的整体化设计、制造大幅度减少了紧固件数目及工人劳动量。UAC 公司认为：相对于热压罐工艺方案，该方案实现减重 10%，成本降低 30%，能源损耗降低 50%，工时减少 30%。在 RTM 工艺中，使用了 Binder 工艺。Binder 在纤维铺贴过程中提供足够黏性以使纤维预成型体定型。Binder 含有与树脂体系兼容的分子结构，固化后，Binder 与树脂融为一体，便于复材机翼梁结构预浸料的准确铺放，同时不妨碍树脂的正常传递，避免产生额外的孔隙。该工艺有效解决了孔隙率较高及纤维体积分数较低的问题，其孔隙率 $< 1\%$ ，纤维体积分数 $> 58\%$ ；对于厚度大于 20 mm 的制件，其厚度公差 $< \pm 5\%$ ；角度偏离 $< \pm 3^\circ$ ；C 形梁 R 区厚度公差 $< \pm 3.5\%$ ；长桁定位精度 $< \pm 2\text{ mm}$ 。

通过对以上几种材料的对比分析，复合材料未来发展前景十分可观。在液体成型技术方面，数字化与自动化制造技术（自动铺丝和自动铺带技术），整体共固化成型技术、微波固化，软模辅助制造，实现液体成型技术在主承力结构的应用，都是近年来研发的热点。故在本设计方案中采用复合材料液体成型技术。

八、客舱设计

8.1 现有四百座级客机客舱布局情况及对比

鉴于合理的客舱布置能够为民航客机带来更多的经济效益以及更高的乘客满意度，在本次设计中，我们特意将客舱设计作为一大重点。在设计宽体客机客舱之前，我们特意调查了三种现有 400 座级客机客舱布置情况，其中包括空客 A380、波音 B777-300ER 以及波音 747-8 这三种型号，具体情况如下：

8.1.1 空客系列

①客舱设计中采用的技术

1) 新鲜空气，3 分钟更换一次：四台高性能换气设备取代了传统的双出风口，更高效的空气过滤系统，使舱内空气每三分钟便能更换一次，令您无论在飞行途中或长途旅行之后都能神清气爽。

2) 最低噪音，安享静谧：A380 发动机特有的“无缝进气道”设计，令发动机的噪音降到最低，其机舱内的噪音水平是所有飞机中最低的。

3) 情景灯光，随心变换：用餐时、睡眠时、醒来时，根据不同时间或心情，您可以随意变换情景灯光，在客舱内创造独特的气氛和环境。

4) 海量影音，视听盛宴：松下全数字式机载娱乐系统提供全舱音视频点播服务，提供超过 600 小时、容量高达 1000G、1200 个以上栏目节目。

5) 180 个舷窗，更多风景：A380 双层 180 个舷窗设计，让您拥有更多的阳光，享受更宽广更美丽的风景。

6) 无障碍关怀设计：为方便行动障碍人士使用，A380 特别安置了可调节座椅、可转换厕所等设施。

②飞机客舱布置

机型：A380			
座位总数	506		
座位类型	头等舱	公务舱	经济舱
座位数	8（主层）	70（上层）	76（上层）+352（主层）
座位间距（英寸）	83	39-48	31-32
扶手间座椅宽度（英寸）	28.5	18.5	18.54
座椅倾斜度	180°	180°	100°
个人电视显示屏（英寸）	23	15	9
座椅电源	√	√	--
USB 插口	√	√	--
备注：执行国际航线时，舱位称谓为头等舱+公务舱+经济舱			

表 23

中国南方航空机型图 空客380 CHINA SOUTHERN MODELS FIGURE Airbus380

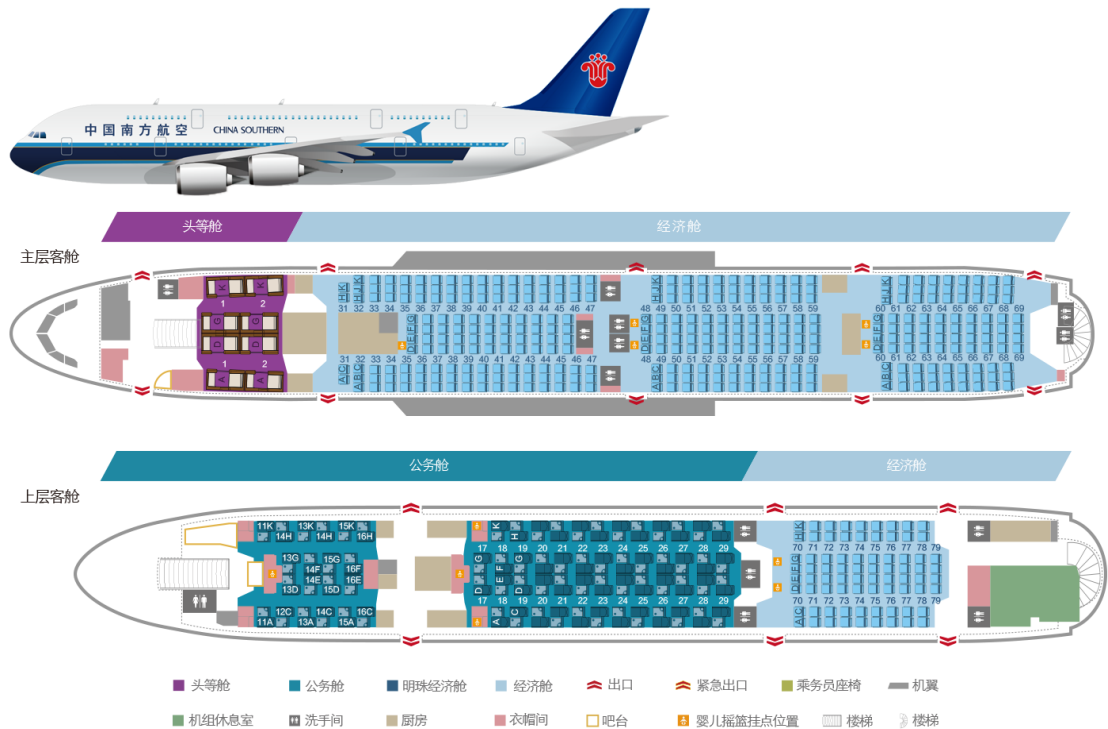


图 24-空客 A380 内部客舱图

8.1.2 波音系列

座位总数	公务舱	经济舱
392	36	356

波音 777-300ER (392个座位) 适用于国内航班
头等舱：11 – 16排；36个座位 经济舱：31 – 67排；356个座位

*机型介绍图示意图，实际布局请以乘机时为准。



图 25-波音 777-300ER 内部客舱图

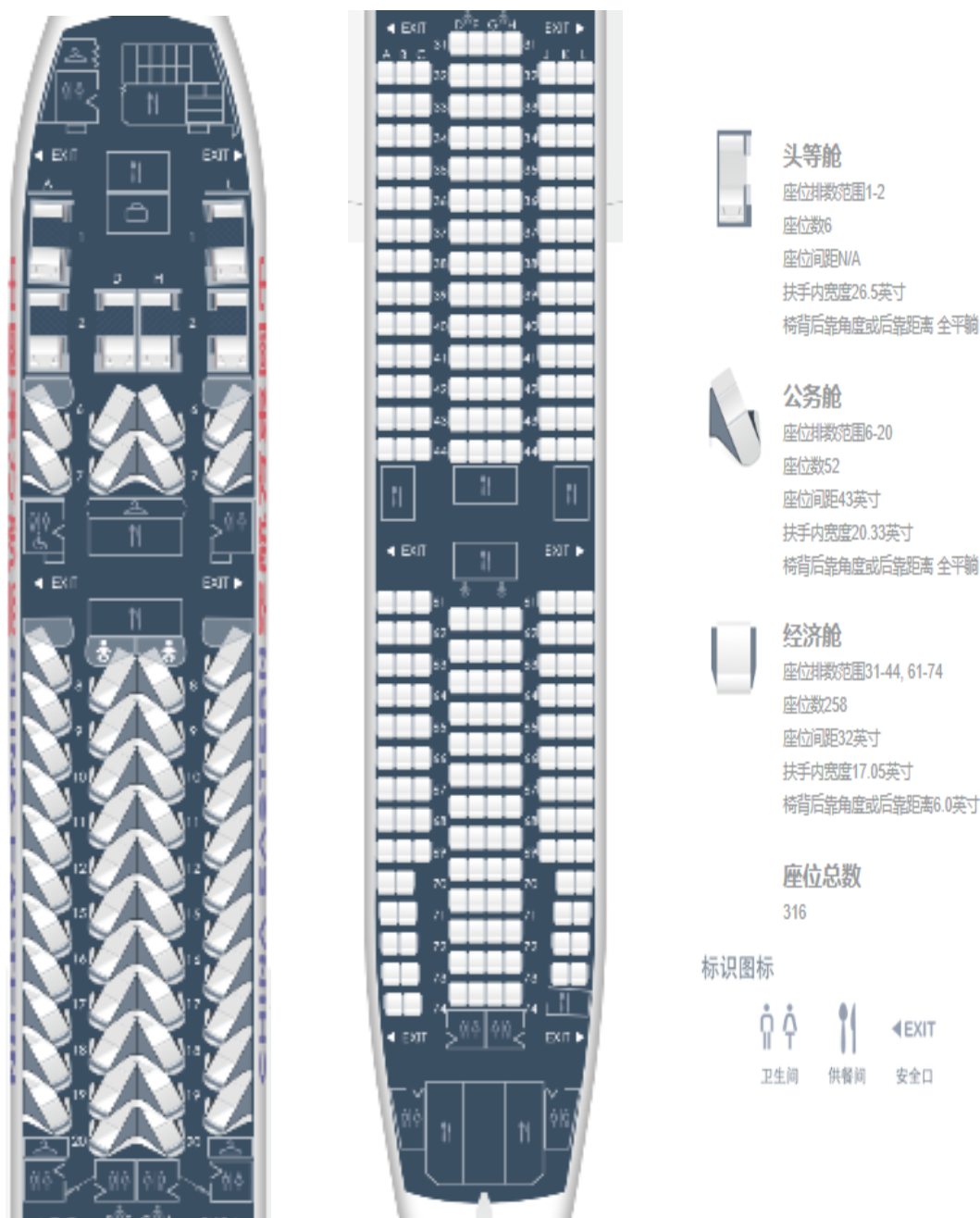
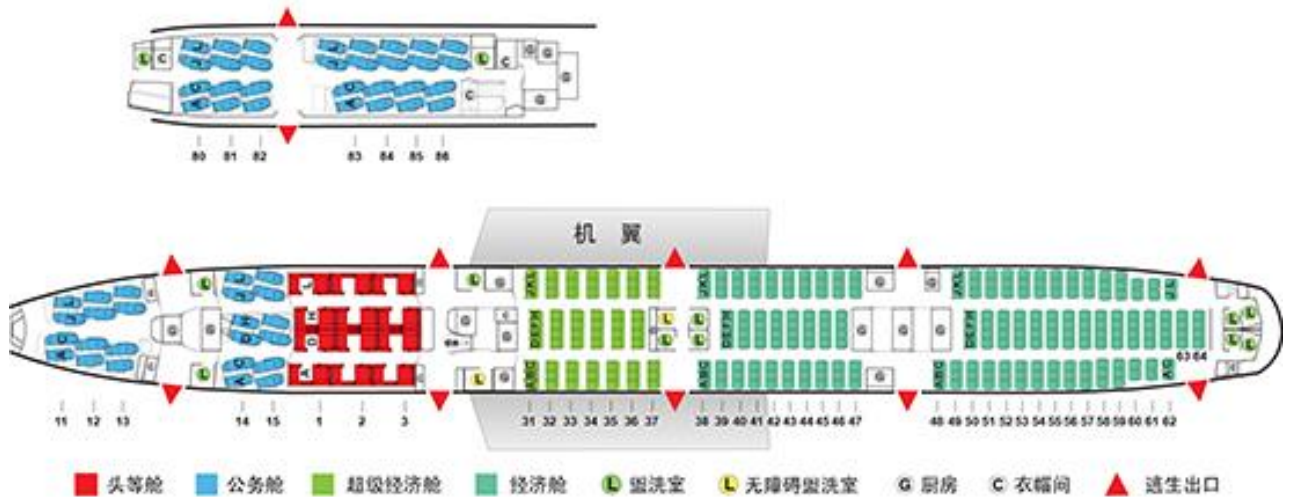


图 26-波音 777-300ER 内部客舱图

波音 747-8 (365个座位)

头等舱：1-3排；12个座位 公务舱：11-15排，80-87排；54个座位

超级经济舱：31-37排；66个座位 经济舱：38-64排；233个座位



座位总数	头等舱	公务舱	超级经济舱	经济舱
365	12	54	66	233

图 27-波音 747-8 内部客舱图

由以上三类客机的客舱布置可以看出：在飞机主体乘客层，头等舱基本上是按 1-2-1 的位置布置，商务舱多为 2-2-2 的布置方式，经济舱的布置方式为 3-4-3。头等舱及商务舱多安置在机头，既避免了发动机造成的噪声污染，又能够使这两舱的乘客所感受到的飞机颠簸感轻一点。除此之外，各卫生间、配餐室、乘务休息室以及安全门的位置也都在客舱分布图中有所体现，我们以这三种客舱分布图为基础对宽体客机客舱进行设计和改进，形成了我们自己的客舱分布图。

8.2 本项目客舱设计

本次报告中我们所设计的飞机是一架四百座级的宽体远程客机，整个客舱分为头等舱、商务舱和经济舱三类。其中头等舱 8 座，布置方式为 1-2-1；商务舱 70 座，布置方式为 2-2-2；经济舱 330 座，布置方式为 3-4-3。为了充分利用宽体客机机舱内的空间以及考虑逃生及时性和安全性的情况下，我们将机舱分为两层，下层为主乘客层，主要乘坐商务舱乘客及 200 座经济舱乘客，上层空间较下层稍小，主要乘坐头等舱乘客及剩余的 130 座经济舱乘客，具体客舱分布如下图：

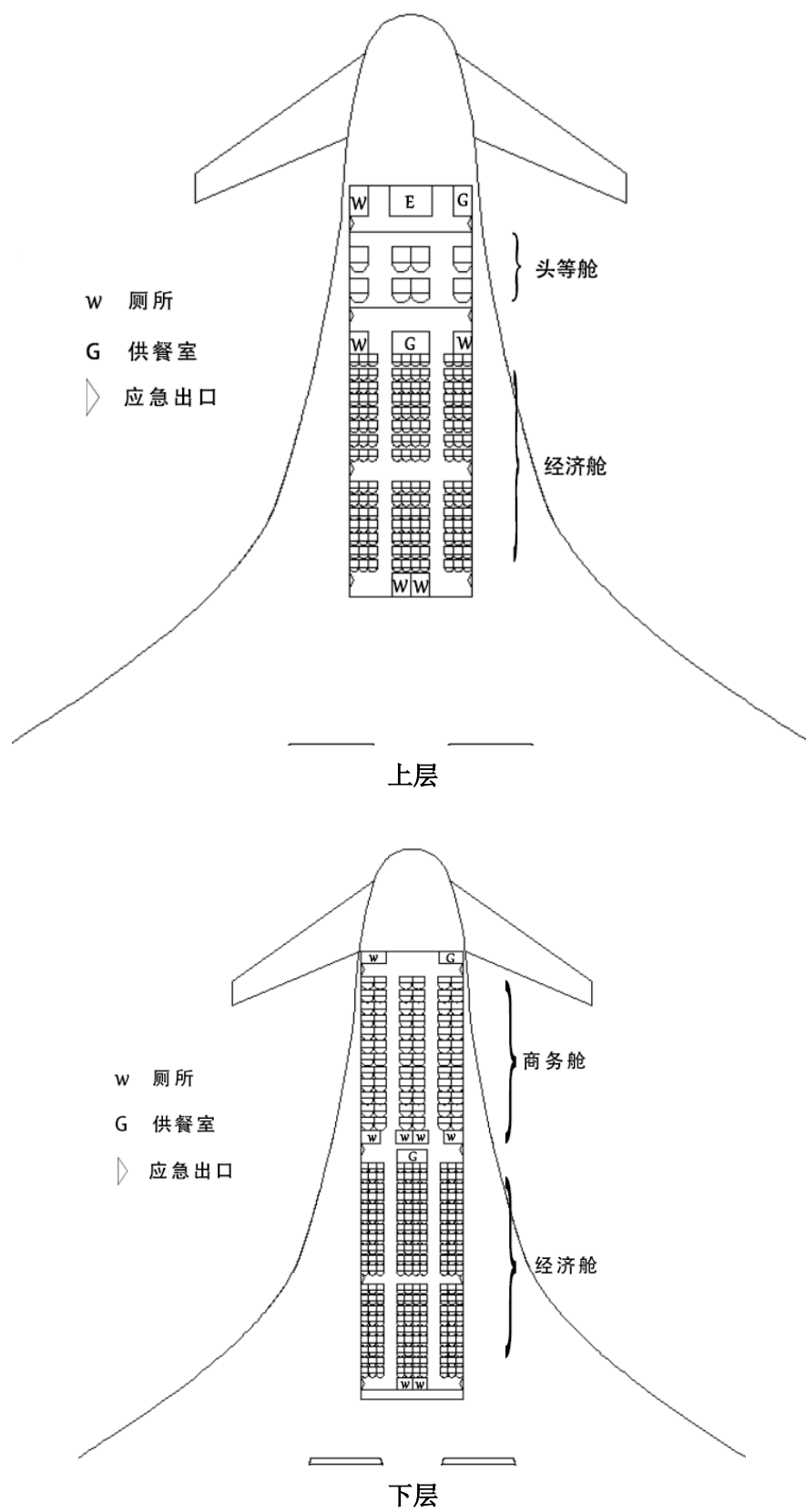


图 29-客舱设计俯视图

如图，乘务休息室位于客舱二层前侧，卫生间分布于各客舱之间的连接处，

出于对安全的考虑，在一二层经济舱舱内各增加了两个紧急逃生门，防止有意外发生时，经济舱人员疏散不及时问题的发生。

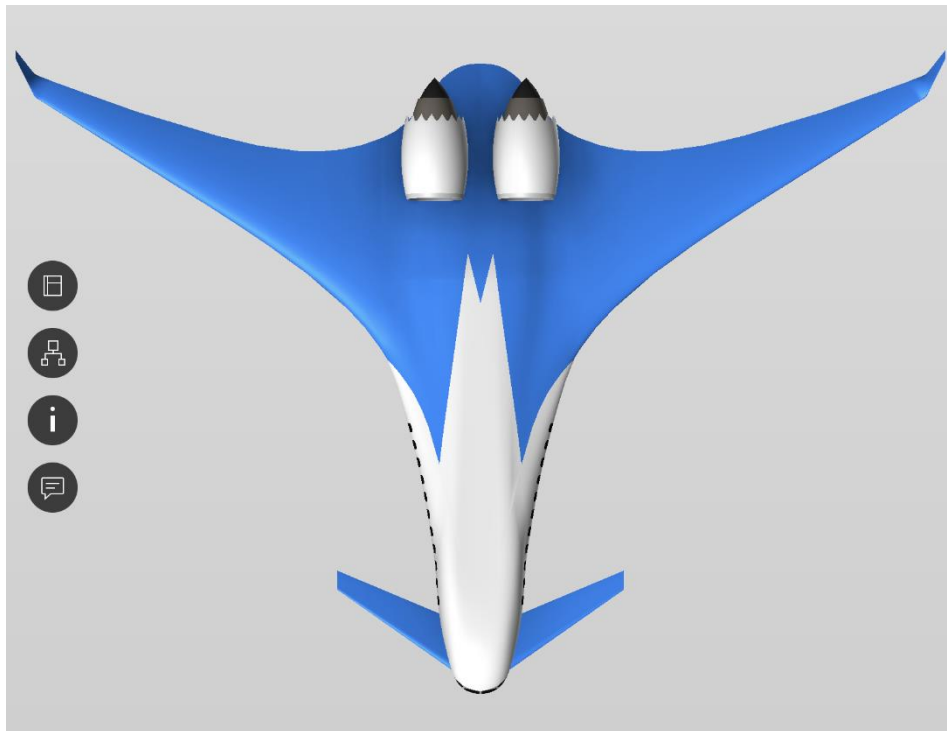


图 30-飞机外形俯视图

除此之外，由于客机设计采用了翼身融合布局布局，如上图所示，这必然导致位于经济舱内的大部分乘客无法享受到靠窗的待遇，关于这个问题，我们主要有两个解决方案。其一，开天窗，具体位置可以为经济舱内开安全门的那一排位置；其二，采用客舱模拟技术，模拟出飞机外部的景象，给乘客造成一种有窗户的错觉，从而也使他们得到“看风景”的感受。具体的方案还在研讨中。

8.3 客舱设计中采用的技术

8.3.1 天窗及变色涂层

由于翼身融合体布局的影响，飞机设计者无法给经济舱的乘客们提供侧部的窗，为了防止乘客在无窗的机舱内产生幽闭恐惧症，我们提出了给客机开天窗的想法。具体想法是天窗的主要位置位于经济舱上部，为了防止高空紫外线对乘客的伤害，我们倾向于将天窗沿机舱走道安装，具体呈‘H’型。除此之外，我们还想到了在天窗上涂上可隔绝紫外线的变色图层，当白天太阳光强烈的时候，乘客可以将涂层改为深色，隔绝阳光；当乘客想要看机舱外舒缓心情时，可将涂层改为透明。变色涂层可以保护乘客不受紫外线的伤害，为乘客提供更方便地服务。但开天窗的缺点在于机舱顶部安装玻璃会极大地影响整架飞机的结构强度及安全性，也会使得整架飞机的成本比其他飞机偏高。

8.3.2 客舱模拟技术

除了开天窗之外，我们在网上还找到了一种客舱模拟技术，可以将这种技术应用于客舱设计中。客舱模拟技术是在飞机顶部装上一块显示屏，通过技术人员的操作，可以模拟出飞机外部的景象，使客舱内的乘客有一种自己看到了客舱外部景色的感觉，通过这种技术，能够使乘客有一种从机窗向外看的感受，给乘客一种有窗户的假象。这样既可以避免开天窗所带来的结构及安全问题，也能够给乘客舒适的感受。但缺点在于，该技术仅仅只是模拟景象，对于那些有幽闭恐惧症的乘客，还是不宜乘坐这种飞机，因此，如果采用客舱模拟技术，势必会失去一部分顾客。

参考文献

- 【1】李为吉. 飞机总体设计. 西安:西北工业大学出版社, 2004
- 【2】李为吉. 现代飞机综合设计. 西安:西北工业大学出版社, 2004
- 【3】方振平. 飞机飞行动力学. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005
- 【4】Lloyd R. Jenkinson, James F. Marchman, 袁昌盛译.
Aircraft Design Project:for engineering students. 2014
- 【5】(美) 班度·N. 帕玛迪 Bandu N. Pamadi, 商重阳 / 左英桃译.
飞机的性能、稳定性、动力学与控制. 航空工业出版社, 2013
- 【6】(美)安德森 Anderson. J. D. 空气动力学基础. 杨永等译.
航空工业出版社, 2010
- 【7】丛书编审委员会. 航空发动机. 航空工业出版社, 2008
- 【8】(英) 林恩. 池俊常等译. 波音与空客市场大战. 华夏出版社, 2001
- 【9】[英] Don N Jarrett. 孔渊 / 曲卡尔译. 座舱工程. 航空工业出版社, 2015