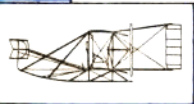
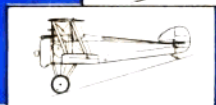


飞机发展的几个主要阶段

〔苏〕弗·图·佩特洛夫 著



航空工业出版社

中译本序言

这里向读者推荐一本讲述飞机发展史的书，内容丰富新颖、文字简练、分析透彻、结论清晰，很值得一读。这本书无论对专业技术人员、航空爱好者，还是对决策领导者来说，都是十分有益的。归纳起来，有以下特点：

1. 本书对飞机发展作了详细地介绍，从19世纪中叶第一个建造飞机的想法谈起，经过莱特兄弟发明世界上第一架有动力的飞机上天，一直讲到现代超音速飞机。在叙述苏联国内飞机发展的同时，也将国外类似飞机及其发展的情况一并介绍给读者。书中对每一种有代表性的飞机，均做了深入的分析，包括飞机的主要特性、一些典型参数的变化范围以及整个发展变化过程。更为可贵的是，本书不但罗列了成功的机型，而且将一些发展不成功的型号及其主要问题，也进行了剖析和总结。从这一点来看，本书完全可以称为一部飞机发展的总结。

2. 本书论述了影响飞机发展的主要因素及这些因素相互之间的关系。

在所有的因素中，作者突出地强调了发动机的特性和发展，对飞机的发展有决定性影响。飞机发展的每一次飞跃都取决于发动机设计师和科学工作者的贡献，从而深刻地揭示了“发动机是飞机的心脏”这条重要规律。作者通过实例分析，指出发动机从液冷式改为气冷式，活塞式到喷气式发动机的演变结果，使飞机以及整个航空技术完成了革命性的进步。气动力研究的成就，极大地改进了飞机的外形，增加了升力，降低了阻力，从而使飞行性能有大幅度的提高，超音

速、高超音速或更大马赫数的飞行成为现实。新结构的出现及其在飞机设计中的应用，可降低飞机的重量，进而可改善飞机的性能等等。

3. 书中总结了飞机发展中前人及作者本人的体会和经验。

佩什诺夫教授是一位世界著名的空气动力学家，也是苏联空气动力学界久负盛誉的元老之一，早在50年代他就被授予苏联科学技术功勋活动家。他对航空技术特别是空气动力、飞机设计等问题有很高的造诣。按他自己的说法，他是苏联航空发展的“知情者”，这是他谦虚之词。其实他是苏联航空发展最有权威的知情人之一，他亲自领导和参加开创苏联航空事业方面作了许多工作。这次他能将自己多年的体会和经验以及前人的经验一并写入本书，是非常可贵的。也许以上各点正是本书的独到之处及其真正的价值。

译者

1989.6.

目 录

引言	(1)
评定飞机发展的准则	(7)
第一发展阶段：粗糙气动外形的飞机	(17)
第二发展阶段：军事航空的发展及开始发展	
邮政-客运飞机	(34)
第三发展阶段：活塞发动机飞机发展的完成	(47)
第四发展阶段：亚音速喷气发动机飞机	(75)
第五发展阶段：进入超音速	(103)
参考文献	(120)

引 言

建造飞机的想法，自19世纪中叶英国人亨森的设计方案提出后，就已经表达得相当明确了。他设计的飞机草图非常简单而且合理，似乎令人觉得建造飞行器这一幻想已接近成为现实。然而当时尚没有能指出飞机机翼究竟应该是什么形状、机上要有什么样的操纵机构、需要什么样的发动机及螺旋桨等必要理论和技术基础知识。因此，就连首批模型试验都遭到了失败，亨森只好停下他的探索工作。

他的后继者继续用模型研究飞机的设计方案，有些模型飞机还多少飞了一会儿，他们就是用这种办法积累了一些经验，并从中提炼出某些实用性建议。那时存在的主要困难是如何才能使模型飞机得到功率大，重量轻的发动机。当时最成功的是橡胶储能发动机，这种发动机是由橡胶绳盘绕而成，将橡胶绳逆螺旋桨旋转方向缠绕，就可以储能，靠这种能量可在较短时间内转动螺旋桨，从而产生飞行的所需拉力。而使用类似钟表的钢制发条或压缩空气型储能器则比较重。正因为如此，嗣后百年间，人们将飞机和飞行器的各种模型送上天空，使用的都是以橡胶绳盘绕为动力的发动机。

不过，在模型飞机上比较容易做到的，而在真实飞行器上却很难做到。这是因为需要有更大功率的发动机才行。那么，发动机需要具有多大功率呢？

在上个世纪的后半叶，人们使用过蒸气机。蒸气机装到飞机上，它的功率一定要有比在地面大数十倍的马力，而且重量还要非常轻，也就是说，要有小的发动机质量功率比。在上个世纪后半叶的技术发展水平下，如果将这个比值降到

4~5公斤/马力，是做不到的。然而所做的需用功率的计算却很接近，并且以为选择合理的机翼或组合机翼的形状似乎就可以大幅度地降低需用功率。由此我们便可以明白，为什么那时飞机的形状五花八门了。

俄国海军工程师亚·费·莫扎伊斯基是第一个下决心制造飞机的人。他的这一举动理应该是一次极为勇敢的尝试。因为这个工作使他付出很多劳动，给他带来许多焦虑和忧伤，并且甚至几乎使他彻底破产。但是他却坚韧不拔，表现出对成功不可动摇的信心。莫扎伊斯基是在当时军事当局极为保密和不友好的条件下建造飞机的，因此，有关他的工作总结方面的许多历史资料已经无从查找了。

在莫扎伊斯基之后，直至与蒸气机重量相同但却超过它的功率2.5~3倍的内燃发动机问世之前，一直未能够造出能够飞行的飞机。可以这样说，建造飞机的主要功绩应归功于发动机设计师，在飞行器发展过程中的每一新成就首先是由建造新型发动机决定的，发动机是飞行必不可少的动力源。19世纪按动态原理建造的飞行器，都没有成功，但却为建造后来的飞行器准备了很重要的前提。这就是：找到了机翼和螺旋桨的功能分开的“飞机”布局型式，发现这种型式在动能和重量方面都是最好的，制造出轻型发动机，搞清了机翼的特性和飞行中机动的可能性。1903年12月17日，莱特兄弟在美国第一次飞行成功之后，飞机的速度、高度和航程开始逐渐提高。在将近60年间，这个递增过程具有急剧加快的特点。

飞机发展历时如此之短，步伐如此之快，是由许多因素决定的。首先，人类对飞行的幻想是代代相传的，最终成为现实之后，人们对它怀着极大兴趣。如今我们甚至很难想象，

那时人们是以什么样的热情对待第一次飞行的，第一批飞行员又是以怎样的自我牺牲精神渴望飞行的，而他们之中许多人自己就是最初那些极不完善飞行器的设计师。

飞机的每一种新结构的本身都暗含着有未经过体验的东西，甚至当设计理论基础已经建立并积累起大量经验之后，也是如此。

有哪一个飞行员能够忘记他第一次单飞的情景呢？飞行器离开地面之后，直到着陆之前，这一段时间人是处在一种与其它任何状态迥不相同的特殊状态。这首先是对广阔全景的视觉印象，飞行器对地表的运动是不大容易察觉的；其次是对云彩的观察，这是与地面垂直完全不同的一种特殊感觉，出现假想的垂直感受。至于操纵飞机的感觉，那就更加不同寻常了。

从航空发展的初期就开始了竞争，一是创造体育航空的纪录，其次是为商业作广告。然而，人们想把飞机用于军事用途的兴趣产生的时间比这还要早，如侦察和对敌军地面部队的攻击。这样的任务，亚·费·莫扎伊斯基在研制飞机时就给自己规定过，后来到了上个世纪末，给飞艇也提出过这样任务。

往往有这样的事例，看起来本身无关紧要，但它却对进一步认识一项技术的潜力起到促进作用。1909年秋，法国飞机设计师、飞行员路易·布莱里奥成功地飞越“拉芒什”海峡（即英吉利海峡一译注）。他飞越的距离，就当时来说，似乎也不算很远，可是从空中克服水障这件事本身却对军界产生很大影响。因而从1910年起，各先进国家便开始建立军事航空队了。

第一次世界大战开始后不久，歼击机和侦察机或轰炸机

之间的空战就开始了，而后发展成歼击机之间的空战。四年战争期间，在法国、英国和德国都有三四家公司制造歼击机。这期间，上述每个国家都制造了三四种在速度和机动性方面经过改进的飞机。这次战争结束后，多少停滞了一段时间，但接着制造飞机的竞争又重新甚嚣尘上起来，到第二次世界大战开始前几年，达到了高潮。在第二次世界大战期间，由于飞机需求量很大，以及飞机结构变得复杂，研制新型战斗机受到了限制，因为如果转入新机研制，就不可避免地要降低飞机的总产量，不过现有机种的各种改型机却获得广泛投产。

第二次世界大战后，飞机开始向涡轮喷气和涡轮螺旋桨发动机过渡，直升机制造业的发展也开始卓有成效。

早期飞机设计师在设计飞机时就意识到有必要开展科学技术研究，通过这样的研究可以帮助他们选择结构形状和尺寸大小。当时进行这类研究的条件受到很大限制，一是设备少，二是缺乏能够正确模拟飞行条件的研究方法。莫扎伊斯基采用的是能飞的飞机模型，奥托·李林达尔则是用机翼在大风中作试验，而莱特兄弟则采用了小型风洞，并且用滑翔机进行试验。更深入的理论和实验研究是在高等学府和私家实验室进行的，但他们的实验远不能满足实践要求。

后来，飞机设计师的小作坊很快变成小型工厂，生产飞机出售，而一些最幸运的小厂则扩展成为大工厂—拥有大资本的公司。但是，那时即使是很富有的公司也不可能拿出足够的资金用于广泛的应用研究，而主要局限在生产工艺和飞机强度的研究。等到飞机价格非常便宜的时候，设计师们也曾试制过各种类型的飞机，从飞机发展的头10~15年这段历史中，可以清楚地看到这种情况。不经过专门的理论论证，单凭领导人的感性知识而进行诸如此类的自发性研究，都遭到

了失败，而且甚至往往酿成灾难性后果。因此设计师通过这种实践学到的不是如何才能做得更好些，而是那些不应该去做。不过，这些失败后来都成为进行科学研究的原始资料，结果也带来某种好处。

制造这种毫无成效飞机，耗掉大量资金，特别是事故率很高，延续了航空事业的发展。在这种情况下，许多国家便开始组建国家研究院（所），其任务是为设计师提供计算方法、建议、参考资料等等。英国第一个国家航空研究院是在第一次世界大战开始前不久批准建立的，它的研究活动很快显现出有益的效果。如果说，在飞机发展的最初年代，由于法尔芒、布莱里奥及其他许多设计师积极活动的结果，使法国占有明显的优势的话，那么，随着英国航空研究院的建立，英国飞机的许多技术指标开始登上世界第一位的宝座。特别是稳定性和操纵性从根本上获得了改善。这个研究院开始出版自己的论著，这些论著在航空专家中得到广泛传播。

第二个类似的研究机构是1915年在美国建立的，这就是国家航空咨询委员会（NACA），后来，随着宇航事业的发展，这个机构改名为国家航空航天局（NASA），NASA有一大批航空航天技术研究所。

随后，德国和法国的国家航空研究院也相继建立。在俄国，十月社会主义革命前，航空领域的研究工作是由个人在高等学府的小实验室内进行的。尼·叶·茹科夫斯基教授的活动有特别巨大意义，经他的努力建成了空气动力实验室，非常小型的建在莫斯科大学，较大一点的建在莫斯科高等技术学校。作为杰出的学者和教育家的尼·叶·茹科夫斯基不仅是航空应用科学的奠基人、最重大理论发现的作者，而且也是

一位杰出的实验家，培养航空专家学校的创始人，而这些专家对创建苏联空军起到特别大的作用。尼·叶·茹科夫斯基是真正的“俄国航空之父”，这是列宁对他所做的功绩的评价。

十月革命后不到一年，1918年，在茹科夫斯基的直接领导下，创建了中央空气动力和流体力学研究院（ЦАГИ，中国通译为中央流体力学研究院——译注）。研究院的活动是把包括理论家和实验家在内的所有的优秀专家团结起来，建立航空技术的科学基础。中央流体力学研究院不断扩大。新建的实验室占去莫斯科市很大一片市区，到1926年前，确切地说，已建立起成套的实验室了。

评定飞机发展的准则

飞机及其结构的基本特性是由许多指标决定的，但是在这些指标中，总是有能够对飞机或它的结构起决定作用的最主要的指标。比如说，评定机床的指标是用生产效率和可加工的零件尺寸来描述，评定运输工具则用装载量和运输速度等等来描述。那么，评定飞机基本特性的指标，就是速度、高度、不着陆航程和有效载荷。这些基本特性彼此间都有密切关系，如：飞机的气动力和发动机经济指标的改善，就可以增加飞机的速度、高度和航程；而飞机速度提高又可使机翼单位升力增加，这样就能够在不增大机翼面积的情况下，把飞机做得更重一些。

飞机问世比汽车稍晚，但它的速度却几乎立即超过了汽车。从那时起，飞行速度就被看作是航空上最为重大的成就。如果说早期飞机的速度约为60千米/小时的话，那么从1910年起，飞行速度就急剧增加，即使任何乐观的预测，也无法预言再过5~10年究竟会发展到什么程度。因此，我们在本章中就以飞行速度增高的情况作为基础，来描述飞机发展的特征，同时也联系到其他特性。

飞机的增长情况用图 B1 表示。从该图可以看出，从1903~1960年间，飞行速度增长率不断增加。这种关系可称按几何级数增长，它符合数学上称为指数定律的规律。然而图 B1 的曲线实际使用起来很不方便，因为沿纵轴的分布值变化很大，所以其相对精度变化也相当大。如图 B2 所示，纵轴用对数坐标，就要好得多。指数定律给出的是斜直线，而我们在图上得到的却是波浪线。如果将波浪线近似

地拉直，则其发展规律可用下式表示：

$$V = 100(1.8)^{\frac{N-1910}{10}}$$

式中 N——年。

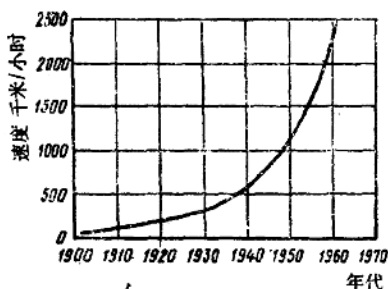


图 B1 从1903~1960年飞机飞行速度增长特性

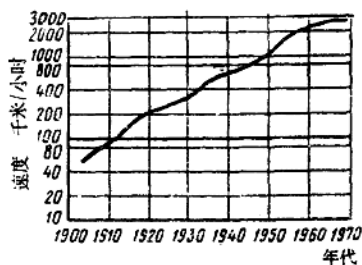


图 B2 飞机速度增长特性 (对数与年序坐标)

结果是每隔10~12年速度要翻一番。速度增长率之所以异乎寻常之高，是由于综合了许多措施才达到的，如气动和结构，而最主要的还是由于发动机的发展。发动机是推动飞

机高速前进、克服阻力并将飞机升入高空的动力源。

为得到这样的发展规律，必须遵循一定的条件：考虑飞机在技术上是先进的，接近其用途，创纪录的和实验性飞机除外。曲线图的波浪式特点说明，即便是按指数规律，发展也是不均匀的，但光凭这点还不能揭开这种不均匀性的特点。如在曲线图区域内，相隔一定的距离点点，那么，将这些点用平滑线或折线联起来，就可认为，这是用平滑弯线联成的相互分开的一组关系。这种研究飞行速度变化特点的分法，是最逼近的方法。作为一位从文献资料和亲身观察中了解航空发展过程的知情者，而且直接参加过设计及分析发展规律的作者得出这样的结论，发展工作应针对少数项目，但是要有相当明确的科学技术解决办法才行。

对飞机发展的科学史将按几个阶段进行分析。过去的发展期按其技术思想特点可分为五个主要阶段（图B.3）。每个阶段都有自己的起源史及发展特征。由于采用了新的设计思想，它以高速度开始发展。然而，按这种思想发展下去，其发展会逐渐地减缓，这时就需要探索其它新的更有效的解决办法。现在我们讲解飞行速度的发展，对高度、航程及飞机有效载荷等特性的影响。

研究飞机水平飞行条件时，通常是出于下述考虑。为产生与飞机重量相等的升力，必须有机翼（面积为 s ），并以速度 v 在迎角“ α ”的条件下，推动飞机前进（图B.4）。阻碍飞机运动的是阻力 x ，它由两项组成：即零升阻力 X_0 和升致阻力 X_1 ，两项阻力均与速度和高度有关，而升致阻力还与升力有关。升力与阻力之比“ K ”，是一个很重要的参数，被称为升阻比 $K=y/x$ 。对飞机的每一种气动布局，有一个最有利的迎角 α_H ，与之相对应的是最大升阻比 K_{max} 。设计师占

有相应的研究材料，就可确定需要的飞行速度 v 及阻力，阻力等于飞机重量除以升阻比。阻力应由螺旋桨的拉力“ P ”来克服。

将拉力“ P ”乘以速度 v （米/秒），并除以75，就可得到需用功率 N_{\dots} ，（马力）。将 N_{\dots} 除以螺旋效率系数 η ，即可得到平飞需用功率 $N = PV/75\eta$ 。然而，飞机上的发动机功率至少应该比这一数值大一倍，这是因为起飞加速、爬升和转弯时它需要更大的功率。

另外，还有一种更合理的研究飞行条件的方法。设计师通常将发动机的功率设为 N 。由此可求出发动机组的拉力，随飞行速度的变化关系，可利用下列表达式：

$$P = \frac{75N\eta}{v}$$

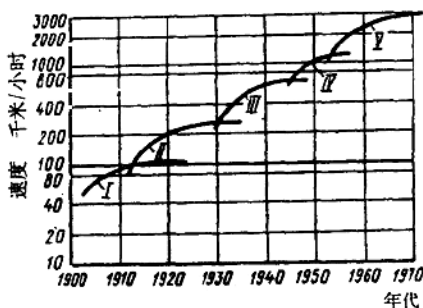


图 B-3 各阶段飞行速度增长特性

螺旋效率系数预先可以认为大约等于0.75。采用最大升阻比 K_{\max} 的气动布局，可得到最大升力： $Y_{\max} = PK_{\max}$

升力取决于所选的飞行速度。飞机的飞行重量等于最大

升力 y_{max} 除以过载 n_y , n_y 的值不应小于1.6, 这相当于一倍的备份功率。从飞行重量中减去动力装置和机体的重量, 即可得到包括燃料在内的载荷。如果载荷与起飞重量相比显得很小的话, 那么就需要提高升阻比, 或者降低飞行速度, 这样以来就要求增加机翼面积和结构重量, 或者挑选具有功率重量最佳比的发动机。

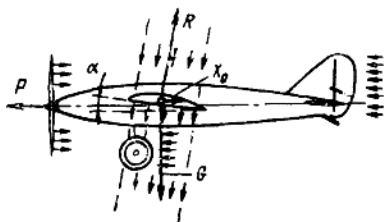


图 B·4 飞机飞行时与周围大气的相互作用关系

决定飞机升力值的各种参数之间是有联系的。比如升阻比与机翼面积和发动机功率有关, 因为发动机本身特别是冷却装置都能引起附加阻力。在给定的备份功率条件下, 有效载荷的计算还要更复杂一些, 而在给定航程时, 耗油率的计算也是如此。提高飞机升阻比的问题有很久的历史, 我们在本书中将作介绍。

现在研究飞机飞行原理的第三种方案。飞行器在大气中的飞行动力原理基础是它与空气的相互作用。飞行中的功率消耗由两项组成: 与升力无关的功率和由升力确定的功率。从升力所产生数值的大小角度来看, 主要有意义的是第二项。如果在以最大升力运动的条件下, 可以认为, 第二项比

第一项大一倍。

在图B.4中给出飞机与空气的相互作用图。阻力将空气向前推，升力将空气向下和略向前推，动力装置将空气抛向后并给它一向后的冲量，后者正好与阻力产生的向前冲量相抵消。机翼的向下冲量与重力给飞机的向上冲量相抵消。结果，在恒速水平飞行时，只有垂直向下的冲量作用于空气，该冲量在飞行中每秒钟的增量正好等于升力。

推力冲量等于秒质量乘以速度。阻力给来流一个向前的速度，这种效应可人为地用向前的气流秒质量来代替，气流的速度等于飞行速度。相应的秒质量可看作是流管面积 $F_0/2$ 乘以密度 ρ 和飞行速度 V 的乘积。这样就可得到与升力无关的迎面阻力表达式：

$$X_0 = F_0 \frac{\rho v^2}{2}。$$

F_0 值是流管的一倍面积，是每一种飞机很重要的特性。机翼对来流的向下向前作用，局限于翼尖剖面以内范围，它向翼下翼上扩展（图B.5）。通过这个区域的气流，在机翼附近作用最强，远离上下翼面，则其作用迅速减弱。假如认为，甚至在机翼表面附近，来流的某一部分受到均匀的作用，则可以分析其秒质量。普兰特早就指出，对于直机翼，在小马赫数时，这个流管的面积与直径等于翼展的圆面积接近： $F = 0.75l^2$ 。那么，参加产生升力的秒质量等于： $m_s = \rho F_0 V \cong 0.095l^2 V$ 。这一流向机翼的气流将向下偏，以此得到速度的垂直分量 V_y 。

最终可得到升力 Y 、能耗 E 和升致阻力 X 的下述表达式：

$$Y = m_s V_y, \quad E = m_s \frac{V_y^2}{2} = \frac{Y^2}{2m_s}, \quad X = \frac{E}{V}。$$

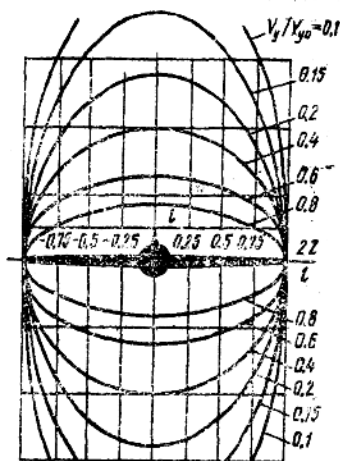


图 B.5 机翼对来流在横侧面的作用图

为克服这一阻力，需消耗2/3的推力。设推力与阻力相等，则得

$$50 \frac{N\eta}{V} = \frac{Y^2}{0.19l^2 v^2}, \text{ 由此, } Y^2 = 9.5 N\eta l^2 v.$$

速度表达式可从阻力和 $3X_0$ 的等式中求出：

$$X = 3X_0 = \frac{3}{2} F_c \rho V^2 = 75 \frac{N\eta}{V}, \quad V = 7.4 \left(\frac{N\eta}{F_0} \right)^{1/3}.$$

最终得到所求的升力

$$Y_{\max} = 8.41 \frac{(N\eta)^{2/3}}{F_0^{1/3}} \approx 7.01 \frac{N^{2/3}}{F_0^{1/3}} \quad (0.1)$$

通过以上变换得出非常有意思的结果。当发动机功率和有害面积 F_0 为一定值时，升力与翼展成正比。这里翼展成了