

第二章 设计飞机的依据

现代飞机，性能不断提高，结构也越来越复杂，所以说，飞机是一种很复杂的工程系统。因此，飞机研制工作很复杂，周期比较长，需要耗费大量的人力和资金，这就要求设计部门必须慎重地对待，绝不能轻易、随便开始新机设计种。实际上，盲目从事任何一项工作都会造成返工和浪费。在飞机设计领域里，这种教训非常多，应该引起我们足够重视。

从大的方面来说，民用飞机是为发展国民经济服务的，军用飞机则是为国防事业服务的，因此，设计新飞机的根本依据也就应该是国民经济和国防上的需要，这是不言而喻的，也是设计者应该牢记的宗旨。由于飞机设计是一项具体的工作，所以还需要把这种需要细化和量化，形成具体的、明确的设计依据。这种依据通常有 3 个项：1. 经过批准的“某某飞机的设计要求”；2. 国家颁发的各种飞机的相应设计规范和适航性条例等通用技术文件；3. 由总设计师单位研究确定的该机总体设计指标。

此外，在飞机总体方案的设计和优化过程中，还需要有合适的、能够对设计方案进行全面评价的准则。

上面所说的飞机设计的各项依据和评价设计方案优劣的准则，都应该是可以度量的具体指标。如果设计工作依照这些指标的要求进行，则设计的成功率和投产率就会提高。

§ 2.1 飞机的设计要求

无论是设计新飞机还是对现有的机种进行改型设计，均需要有明确的、完整的设计要求。飞机的设计要求是一项重要的技术文件，它是飞机总体设计工作的出发点和最主要的依据。

一、飞机设计要求的基本内容

对军用飞机而言，设计要求通常称为“战术技术要求”，对于民用飞机则是“使用技术要求”，这些设计要求没有固定的格式，通常包括：

(一) 飞机的类型和基本任务

这是对所设计飞机最基本的总要求，应该具体、明确。

对于民用飞机，除了要指明飞机的类型（旅客机、货机、客货两用机或其他类型的专业飞机等）外，还应指明是干线飞机还是支线飞机，准备在哪些航线上使用以及所需适应的地理条件和气象条件等等。

如果是军用飞机，除需指明飞机的类型（轰炸机、歼击机、强击机或其他专用军用飞机等）外，还应明确基本的战斗使用要求和作战对象。例如歼击机，应明确其主要任务是空中格斗还是拦截；轰炸机和对地攻击机，应指明武器配备方案、突防攻击方式及主要的攻击目标；对于预警机、反潜机、巡逻机、垂直和短距起落飞机、舰载机等特殊用途的飞机，则更应该有明确、具体的任务要求。

不可能要求一架飞机是万能的，对“多用途”飞机的问题已有过很多争论。实践证明，要求一架飞机有多种用途并不是好办法，但“一机多型”的做法却不乏成功的先例，故也可以在设计要求中提出“一机多型”的设计思想，让飞机的总体设计方案考虑留有改型的余地。

有时为了能更具体地明确所设计飞机的用途和使用情况，也可以给出典型的飞行任务剖面图 (Flight Profile)，如图 2.1 所示。

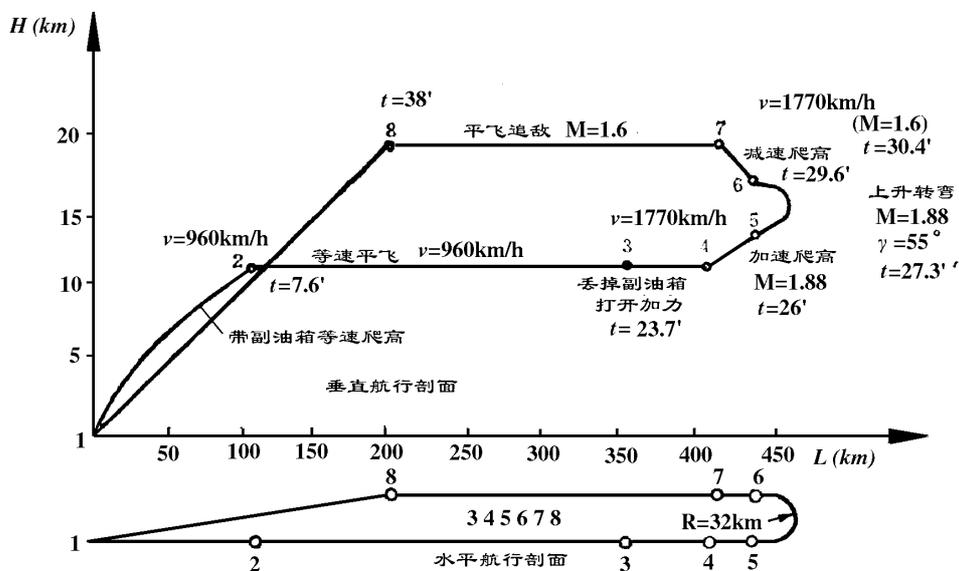


图 2.1 典型飞行任务剖面图

飞机的飞行剖面图是表示飞机为完成某种典型的飞行任务而绘制的飞行航迹的图。按航迹所在的平面分为：垂直平面的飞行剖面图和水平平面的飞行剖面图。当然，完成同一项飞行任务，往往可以有多种不同的途径，因而也就存在多种飞行剖面图。而且就一种飞机而言，也绝不可能总是机械地重复完成某一项完全相同的飞行任务，这里所要给出的飞行剖面图只是其中一种最典型的或是最能代表飞机特征的飞行剖面，作为飞机设计的依据。

(二) 飞机的有效载荷

对民用飞机来说，有效载荷是指旅客和货物等，对于军用飞机来说是指空勤人员、武器装备和弹药等。

可以说设计飞机的直接目的，是要能够装载所给定的各种有效载荷。有效载荷是根据对飞机的任务要求而确定的。民用飞机是一种运输工具，其任务就是运送旅客和货物，军用飞机是一种武器装备，设计的目的是要携带足够的武器完成作战任务。因此，在进行飞机设计时，首先必须考虑保证满足有效装载的要求，通常在设计要求中应具体给定以下的载荷：

1. 空勤组的人数。一般军用飞机乘员的质量，包括降落伞在内按每人 95kg 计算，民用飞机按每人 80kg 计算。

2. 军用飞机的武器装备，包括机炮、火箭、导弹、炸弹等等的数量。如果对具体的武器布置方案不做具体规定，也需要对所必须携带的武器和总的载弹量做出明确的规定。

3. 对于旅客机要给定旅客的人数及所要求的客舱等级和舒适程度；对于运输机，需给定

总的载货量及所运送的主要货物的类型和几何尺寸。

4. 对于其他各类专业飞机，需给定其特殊的装置及专用设备的型号、尺寸和质量。例如，农业飞机的播种、喷药装置；航测飞机的测量和照像设备；预警机的雷达和天线装置等等。

（三）飞机的飞行性能指标

飞机设计师总希望他所设计的飞机性能最先进，起码要比现有同类飞机的性能要好，否则就没有必要来设计新飞机。但是随着航空科学技术的迅速进步，飞机的飞行性能也在不断提高，在这种情况下，不可能也不必要要求飞机的每一项飞行性能都是最先进的。假如要求一架飞机各方面的性能指标都最高，是很难做到的，或是要付出极大的代价，因而得不偿失。因此，不同的飞机对各种飞行性能指标的要求也是不同的，在拟定飞机设计要求时，关键是要对飞机的基本任务进行认真的分析研究，合理具体地提出各项飞行性能指标。

例如，要设计一种截击机对国防要地执行防空任务，其主要攻击对象是来犯的轰炸机，基本的作战方式是在警戒雷达发现敌情后，迅速升空，以尽量大的 v_y 上升，抢占有利高度，截击敌机。对于这种飞机，最主要的性能指标是爬升率 v_y 和升限。为此，推重比要大，重量要轻，而载油量可适当减少，航程也不作主要要求，因为重点不是空中格斗，所以对机动性的要求也不是首要的。因此， v_y 和升限是最主要的，其他指标则不必很突出。总之，在飞机的设计要求中，必须根据飞机主要飞行任务的需要，提出具体的飞行性能指标。

飞机的飞行性能很多，在设计要求中只能提出其中一些主要指标，通常有：

1. 飞行速度和高度指标：包括在给定高度上的最大平飞速度或最大飞行M数、巡航速度、巡航高度、静升限及某些军用飞机（如高空拦截歼击机）的动升限等等。

不同用途的飞机对飞行速度和高度特性的重点要求有很大差别，有的要求最大速度，有的则要求巡航速度。

2. 耐航性能指标：包括最大航程、最大续航时间、军用飞机的作战半径等等。对于旅客机、运输机和轰炸机等重点是航程；巡逻机和预警机是续航时间，战斗机则是突防距离和在战区留空作战的时间。

3. 起飞着陆性能指标：主要是起飞离地速度和起飞滑跑距离、着陆接地速度和着陆滑跑距离、对机场跑道等级的要求等等。

4. 机动性能指标：对于普通的旅客机和运输机，这方面的要求不很高，只要能满足常规的机动要求和能够抗拒突风载荷就可以了。但它对于军用飞机，尤其是歼击机则十分重要，对其作战的效能影响很大。

飞机的机动性是指飞机改变其飞行高度、速度和方向的能力，也就是所谓的高度机动性、速度机动性和水平机动性，包括飞机的爬升率、水平加速度和盘旋转弯半径的大小等等。

通常以上这几项机动性能都应给出具体的指标。

除了上述几方面最基本的要求之外，还可能提出一些关于电子对抗、隐身性能、飞机使用维护特性、翻修周期、使用寿命、设计制造期限、研究进度、研制经费、使用经济性以及采用某种新技术等要求。不同的飞机，其设计要求的内容，可能差别很大，项目的多少、内容的繁简程度都可能不一样，有时对某一方面的指标详细提出，但有的项目则不做规定，而是留给设计部门自行决定。

二、飞机的设计要求举例

(一) 一种歼击机的设计要求

1. 飞机的类型与任务

要求设计一种突出空中格斗性能的轻型歼击机，主要用于国土防空，作战对象是性能相当于××型号战斗机的入侵飞机。

2. 性能指标

(1) 最大飞行M数， $M_{\max} \geq 2.0$ ，实用升限 $H \geq 20\text{km}$

(2) 具有优越的机动性

最大爬升率 $V_{y\max} \geq 300\text{m/s}$ ($H=0$ $M=0.9$)

最大盘旋过载 ≥ 5.3 ($H=5\text{km}$ $M0.9$)

≥ 3.5 ($H=11\text{km}$ $M1.2$)

加速时间：在 $H=9\text{km}$ 高度，从 $M0.9$ 加速至 $M1.5$ 的时间 $\leq 55\text{s}$

(3) 转场航程 $\geq 2000\text{km}$

作战半径 $\geq 400\text{km}$

(4) 起飞滑跑距离 $\leq 600\text{m}$

着陆速度 $\leq 260\text{km/h}$

3. 采用四余度电传操纵系统和直接力控制等主动控制技术。

4. 采用电子干扰装置和红外诱饵弹。

(二) 一种旅客机的设计要求

1. 飞机的类型和任务

在国内航线上使用的远程客机。

2. 可载旅客人数，约 200 人。

最大商务载重 $\geq 35000\text{kg}$

3. 飞行性能

最大巡航速度 $\geq 900\text{km/h}$

最大油量航程 $\geq 4000\text{km}$

起飞距离 $\leq 2000\text{m}$

着陆距离 $\leq 1600\text{m}$

4. 进场噪声水平 $\leq 106\text{dB}$

三、飞机设计要求拟定的过程

拟定飞机的设计要求，一是根据实际的需要，二是考虑客观条件的可能。

飞机是一种技术工具，首先要根据国民经济和国防上的实际需要来设计。飞机的设计要求通常由使用部门提出，民用飞机首先由民航局等使用单位根据民航运输及其他方面的需要提出基本的设计要求；军用机由军事部门，根据国防上的需要，通过军事系统的科研机构 and 战术技术论证部门，在分析研究当今航空技术发展水平、敌我双方的空军及其他军事力量以后，提出设计新飞机的要求。

在设计新机的基本要求提出以后，国家领导部门一般要组织有使用部门及飞机设计部门

等各有关单位参加的论证会，最后将飞机的设计要求确定下来。

飞机的设计要求，有时也可能由使用部门与设计部门共同拟定，或由使用单位委托设计单位拟定，甚至有时是由设计单位，根据实际需要和可能自行拟定，并提出满足这一要求的设想方案，征求使用部门同意，经审查批准后确定的。拟定飞机的设计要求，是一项很重要的工作，设计要求提得合适，能很快地设计和制造出优秀的新飞机来，如果要求提得不合适，则可能造成人力、物力的浪费，收不到好的效果。

另一方面，在拟定飞机设计要求时，还必须全面考虑实际的客观条件。例如经费条件的限制，航空科学技术水平的限制，生产设备和试验设备条件的限制，以及材料和机载设备配套产品等方面的实际问题。

§ 2.2 飞机的设计规范和适航性条例

前一节所讲的飞机设计要求，是开展飞机设计工作的前提和最根本的依据。除此之外，飞机设计工作还必须严格遵守有关的设计规范和适航性条例的各种规定。

飞机设计规范和适航性条例，是指导飞机设计工作的通用性技术文件，对各类飞机作了许多指令性规定，包括设计情况、安全系数、过载系数、重量极限、重心位置、重量分配、操纵性、稳定性、配平、飞行载荷、飞行包线、突风载荷、起飞与着陆、强度和变形、结构试验、飞行试验、飞行品质、使用极限、起落装置、动力装置、飞机设备、操纵系统、安全措施等。在进行飞机设计时，必须遵守有关的规定，以保证设计的成功。

飞机设计工作是一个创造性和科学性相结合的过程，创造性是指所设计的飞机要有创新之处，科学性要求不脱离实际，不违反客观规律。如果说，在拟定飞机设计要求时注意到了创新，那么飞机的设计规范和适航性条例则是使创新得以实现，使飞机设计符合客观规律的技术保证。

飞机设计规范和适航性条例是在飞机设计实践过程中逐步形成的。最初并没有什么规范和条例，设计工作具有很大的盲目性，设计出来的飞机经常毁坏，不得不在强度方面做出某些限制和规定，于是首先出现了强度计算手册、强度设计指南和强度规范等指令性文件，使飞机结构不致毁坏。但是，仅有强度规范还不能保证不发生飞行事故，于是需要更全面地考虑如何保证所设计飞机在使用过程中的飞行安全性。经多年努力，逐步发展成目前对飞机设计和使用给出全面要求的设计规范和适航性条例，成为飞机设计工作必须遵守的指令性技术文件，这种技术文件通常是由国家最权威的部门制定和颁发，具有法律的性质。

应该指出，目前在世界上并没有统一的飞机设计规范和适航性条例，航空事业比较发达的国家，都各自制定飞机设计规范和适航性条例。我国在积累了飞机设计和飞行使用的经验和许多科学试验的基础上，有关部门已陆续拟定出了一些这方面的技术文件，可供飞机设计时使用。例如，由航空工业部颁发出版的《军用飞机强度规范》、《飞机设计员手册》、《航空气动力手册》以及民航总局颁发的《民用飞机适航性条例》等等。当然，我国在这方面的作还不够完善，不能完全满足当前飞机设计工作的需要。

英、美和前苏联等国所使用的飞机设计规范和适航性条例如表 2.1 所示。

表 2.1

	英 国	美 国	前 苏 联
军用机	皇家空军和海军飞机的 设计要求 A. P. 970	军用飞机设计规范 (MIL)	飞机设计的一般要求 (OTT) 飞机强度规范
民用机	英国民用适航性要求 (BCAR) 西欧联合适航性条例 (JAR)	联邦适航性条例 (FAR)	民航机适航性规范 (H Л Г С -2)

还应指出，任何一册飞机设计规范以及其中每一项具体条文都是具体针对某一类型飞机的，有一定的适用范围，往往还注明某些附加条件，在阅读和使用时需要加以注意，此外，随着航空科学技术的不断进步，以及飞机设计和飞行实践经验的不断丰富，飞机的设计规范和适航性条例也要随之发展，有的条文要修改和补充，使用时也要注意。

§ 2.3 关于飞机的总体技术指标

过去的飞机不太复杂，可以由一个不大的设计单位，少数人用不太长的时间就能完成一架飞机的设计任务。现代飞机的性能要求越来越高，结构越来越复杂，发动机、各类设备及各个系统也日益复杂，从而使飞机总体设计的工作量大为增加。为了完成飞机的设计工作，须要有飞机设计专门的研究所，通常称之为主机所。主机所由各个技术领域的专家和大量的各类专业技术人员组成，并且拥有自己的专业试验室和试制生产车间，是专门进行飞机设计工作的庞大的组织机构。

此外，为了能高效率地完成飞机复杂的设计任务，飞机设计研究所还必须依靠国家的航空科学研究机构和各类专业研究所及辅机所的预研成果以及飞机试制生产工厂和飞机使用部门的帮助和配合。

飞机设计本身也是一个复杂的工作过程，需要反复迭代逐渐逼近地进行大量的计算、绘图和科学研究，这样在技术管理上就很复杂，需要按系统工程的方法来进行组织。首先就需要有明确的技术设计思想和在各部门和各设计阶段中都适用的技术经济指标，在总体方案设计阶段就是飞机的总体技术指标。

总体技术指标，通常是由总设计师和总体设计部门根据国家所下达的飞机设计任务和所给定的设计要求而制定的。制定总体技术指标的目的是为全面指导和协调飞机整个设计工作，其内容不应与给定的设计要求相矛盾，而只能是飞机设计要求的具体化和补充，以保证设计出来的总体方案能全面满足设计要求，此外，设计单位在拟定总体技术指标时，还应考虑要与飞机的设计规范相一致，必须遵守国家颁发的飞机设计的各种有关标准、条例和规范等文件，但同时还必须根据当今和今后一个时期内航空科学技术的发展，使所定总体技术指标不致落后，能保持飞机设计方案的先进性和实际实现的可能性。

总体技术指标应该包括全局影响飞机方案设计的各方面，既重要又复杂，同学们在学习本课程和进行飞机总体方案毕业设计过程中，只能参照过去的飞机情况进行考虑。表 2.2 列出了一些军用飞机的统计数据。

表 2.2 国外一些军用飞机统计数据表

飞机名称	类型	原型机 试飞年代	限制 M 数	限制升 限 (M)	最大航程 (km)	最大速压 q_{\max} (kg/m ²)	最大过载 n_{\max}	载弹量 (kg)
МИГ-15	歼击机	1947	1.0	15500		5500	8.0	
МИГ-17	歼击机	1951	1.15			6400	8.0	
МИГ-19С	歼击机	1952	1.6	17900	1390	7000	8.0	500
F-100D	战斗机	1953	1.2	12250	2100	6120	7.3	3400
F-102	截击机	1953	1.25	16400		6120	7.3	
F-104	战斗机	1954	2.02	17680	2000	9350	6.0	2177
F-105D	战斗轰炸机	1955	2.1	15850	2100	10900	8.5	5900
F-106A	截击机	1956	2.4	1740	2400	9350	7.3	
F-4	战斗轰炸机	1958	2.4	16580	2400	9350	8.5	7250
F-5E	战斗机	1963	1.7	15790	2400	8150	7.3	
F-111A	战斗轰炸机	1964	2.2	15500	10000	8150	5	8250
МІ-21D	歼击机	1955	2.35	19500	1300	8150	7	
МИГ-23	歼击轰炸机	1966	2.35	17800	2900	8790	8.5	
F-14	战斗机	1970	2.4	18000	4600	12160	7	8255
F-15	战斗机	1972	2.5	18300	4631		9	7260
F-16	战斗机	1974	2.0	15240	4070		9	4763
幻影 I	战斗机	1956	2.15	17000	3330	9350	8.0	
P-1 (闪电)	战斗机	1954	2.3	18300	2040			
F-1F	战斗机	1966	2.4	20000	3300	10075	8.6	
幻影 2000	战斗机		2.3	20000	1500			5000
狂风	战斗攻击机	1974	2.2	15000	5000		7.5	7500
МИГ-25	截击机	1965	3.2	24400	3000		4.0	
SR-71	侦察机	1964	3.5	26600	4800	2860	2.5~3	
U-2	侦察机	1955	0.8			955	3.0	
A-7E	攻击机	1965	1.12	14780	3671	1195	7.0	6805
A-10	攻击机	1972	0.7	11000	2000	3400	6.5	7250
Сr-20/17	歼击轰炸机	1967	2.1	18000	1500	8150	6.5	4000

ИЛ-2	轰炸机	1948	0.78	12300	2260	3000	4.5	2000
Ty-16	轰炸机	1952	0.95	12800	6000	2300	3.0	9000
B-47	轰炸机	1947	0.86	12340	6500	3400	2.8	10000
B-52	轰炸机	1952	0.9	16765	16093	2650	2.8	27000
B-57B	轰炸机	1953	0.85	14480	4180	4350	5.0	2700
B-58A	轰炸机	1956	2.4	18300	4850	6060	3.0	
SAAB-37	战斗机	1967	2.0	185000	2000	9360	8.0	
B-1	轰炸机	1974	2.2		11000			27200
RB-57F	侦察机	1960	0.825			1120		

表中所列是一些比较典型的军用飞机已经具体达到的的重要指标。统计数据可能有误差，但可供设计同类同量级飞机时参考。

1. 最大使用过载 $n_{y\max}$

$n_{y\max}$ 主要是按对飞机机动性的要求来定，机动性要求低的， $n_{y\max}$ 取小一些，机动性要求高的就要取大一些。现代的歼击机特别强调要求具有良好的机动性，因此也就要求 $n_{y\max}$ 尽量大，但这时要受到飞行员承受过载能力的限制。试验结果表明，人所能承受过载的能力与人的姿态、过载的方向和过载的作用时间等都有关系。一般的飞行员，在不使用抗荷装置的情况下，在几秒钟内能承受不大于8的正向过载（惯性力由头部指向臀部），和不大于4的负向过载（惯性力由臀部指向头部），因此，飞机的最大使用过载应限制在+8g~-4g的范围内。而对于以空中格斗为主要作战任务、要求机动性特别高的飞机，如果要突破这个范围，则需要采取特别的抗荷措施。例如美国的F-16战斗机 $n_{y\max}$ 为9g，在持续机动时则需要把飞行员坐的姿势改为半躺式的姿势。

$n_{y\max}$ 实质是一项关于飞机结构强度的指标，如果这个指标取得比较大，则飞机结构的强度就高，因为 $n_{y\max}$ 关系到飞机在各种设计情况下所要承受载荷的大小，是对飞机设计具有全局性影响的一项指标。如果从减轻飞机结构质量的角度来说， $n_{y\max}$ 取小一些是有利的，但是从飞行使用的观点来看则不能取得太小，尤其是对于高机动性的战斗机，过载取得小了就意味着飞机机动性的降低。例如，苏联的МИГ-25飞机，虽然其最大飞行M数可以达到3以上，但由于其使用过载取得很低，只有+4g~-2g，所以其空战性能比较差。

对于民用飞机，从飞行安全的角度来说，过载也不能取得太低，否则当飞机在大速度水平飞行时，如果突然遇到一阵强上升气流，就有可能发生危险。

最大使用过载值取多大，应对飞机的设计要求进行全面分析后确定，一般以执行空战任务为主的歼击机应取大一些，在+8g~-4g以上，其他飞机应该尽量取小一些。

2. 最大最大速压 $q_{\max\max}$

飞机的最大速压 q_{\max} 对应于飞机设计要求中所给定的在某一高度上的最大平飞速度，是一个定值。 q_{\max} 代表飞机速度特性的指标，飞机在飞行过程中很可能会突破这个限制（例如从某一高度大速度平飞转入下滑俯冲中），但是又不能允许最大速压无限制地增加，而必须限制在

一定的范围之内，这个范围就是最大最大速压 $q_{\max\max}$ ，显然它要比 q_{\max} 大一些，它们之间关系是： $q_{\max\max} = q_{\max} + \Delta q$ 。

作为飞机的总体技术指标 $q_{\max\max}$ ，也是飞机设计时的限制条件，其大小直接影响飞机的局部气动载荷，即机体表面的压强。因此，对减速板、座舱盖、进气道和各种舱口盖等的强度及弹射救生系统的设计都有关系。

$q_{\max\max}$ 最主要的影响是在飞机的气动弹性，即飞机的刚度方面。从气动弹性的角度来说，飞机的刚度要求与 $q_{\max\max}$ 成正比，所以也可认为 $q_{\max\max}$ 主要是飞机刚度的指标。

从减轻飞机结构质量的角度来讲， $q_{\max\max}$ 小一些比较好，但从气动弹性的角度来看，为了保证飞机在飞行过程中不致发生机翼和尾翼颤振、副翼反效和气动弹性发散等危险现象， $q_{\max\max}$ 又不能定得太小，对于高速飞机通常取 $q_{\max\max}$ 不大于 $10000\text{kg} / \text{m}^2$ ，或是令其对应某一高度的飞行速度比 v_{\max} 大 $10\% \sim 20\%$ ，这个速度也就是飞机颤振、反效和气动弹性发散临界速度的下限。

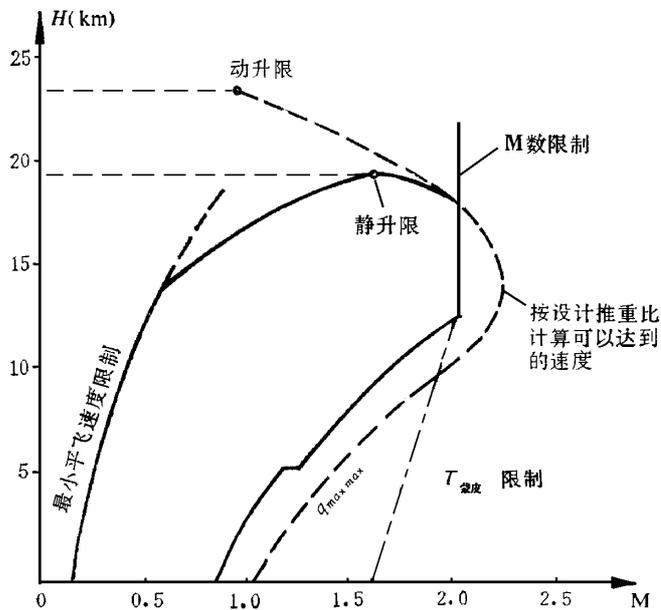


图 2.2 飞机的飞行包线

3. 温度指标

对于超音速飞机，飞行 M 数的提高使得飞机气动加热的现象越来越突出，它对机体材料的选择、结构和机载设备的布置以及飞机隔热冷却系统的设计等方面都有影响，所以有时对温度的限制将会超过对飞行 M 数的限制。

在飞行过程中飞机结构表面所受到的气动加热，在驻点处可用下式计算：

$$T_0 = (1 + 0.2M^2) T_H \quad (2.1)$$

其中， T_H 是在飞行高度H上的大气温度 (K)。

非驻点处的温度与结构的热传导、热辐射和吸收的情况有关，在总体设计阶段无法精确计算，但是对于金属蒙皮的结构，由于是气动强迫加热，只要 $1 \sim 2$ 分钟即可达到平衡壁温，

蒙皮平衡温度可用以下的近似公式计算：

$$T_{\text{蒙皮}} = (1 + kM^2) T_H \quad (2.2)$$

其中，系数 $k \approx 0.16 \sim 0.18$ 。

在初步方案设计阶段，可以用 (2.1) 或 (2.2) 式计算所得的温度值作为设计指标。

此外，在操纵性和稳定性方面，关于静稳定裕度、飞机质心使用的前后限，在使用维护方面，再次出勤时间、翻修间隔时间及飞行使用寿命等等也都可以给出总体技术指标。

在对飞机的设计要求经过认真分析研究之后，有时飞机总设计师单位还给出所设计飞机的飞行包线 (Flight Envelope)，如图 2.2 所示。

飞行包线是飞机飞行速度和飞行高度的范围图，并不是单项的技术指标，而是综合了几项指标，比较形象地表明，飞机设计方案应该满足各方面的要求，以保证能够在包线范围内的飞行。

§ 2.4 评价飞机设计方案的准则

当总体设计方案能满足飞机的设计要求和有关的设计规范时，则可以认为这个方案是可行的，但它并不一定是最佳方案。在飞机设计过程中，常需要对若干个可行的方案进行对比分析，做出评价，进行优选。通常称之为方案论证。

对设计方案进行评价和优选，需要有合适的评价准则。过去，常常只按个别主要性能的优劣对飞机设计方案进行评价。例如，对于歼击机，常认为速度比较大、升限比较高的设计方案好，对于运输机和轰炸机，认为航程远、载重量大的方案最佳。虽然这种办法，在过去的一个时期里，对飞机的发展起了推动作用，但是对于日益复杂的现代飞机而言，这种仅代表单项性能的评价方法并不科学，不能对飞机设计方案的优劣做出全面、正确的评价。因此，需要寻求能够综合性地对设计方案进行全面正确评价的准则，对这种评价准则的基本要求是：

1. 对飞机提出的各种设计要求应尽可能全面地反映出来，应包含需进行优选的各种参数和性能；
2. 可以度量的值，应该可以对其进行定量的分析计算；
3. 在不同的设计阶段，所使用的评价准则之间不能有矛盾。

这种准则应该有根有据，必须能反映所设计飞机的主要目的和任务。对于军用飞机，应反映其作战效果和满足战斗需要的程度；对于民用飞机，应反映在保证安全、舒适的情况下，能否最经济地运送旅客和货物。

由于现代飞机的复杂性，要想找到一种普遍通用的统一的准则并不容易，但具有一定的通用性的准则却是存在的。例如：

1. 重量准则

在飞机总体方案设计阶段，可以把飞机的起飞重量 G_0 作为评价准则，寻求能满足设计要求并使 G_0 最小的设计方案。

在设计过程中，要减轻飞机的重量，经常会遇到与降低气动阻力、降低结构制造成本以及提高使用寿命等其他方面的要求相矛盾的情况。因此，需找出飞机重量与其他方面要求之间的内在联系，将气动阻力、制造成本等折算成等价的当量重量，从而与起飞重量 G_0 总的评

价准则联系起来。

有时可以用有效载重系数 $\bar{G}_{\text{有效}} = G_{\text{有效}} / G_0$ 来做为飞机设计方案的评价准则，从重量角度说明飞机设计的完善程度。 $\bar{G}_{\text{有效}}$ 较大的方案，表示在同样满足飞机设计要求的情况下，飞机的起飞重量 G_0 较小，因而是比较优越的方案。

2. 经济性准则

对于民用飞机，经济性是十分重要的，常用吨—公里成本费作为评价民用飞机设计方案优劣的准则。

对于货机为： $\frac{\text{成本}}{\text{吨—公里}}$ ；旅客机为： $\frac{\text{成本}}{\text{乘客—公里}}$ ；

农业机为： $\frac{\text{成本}}{\text{亩}}$

经济性准则从经济性的角度综合代表了飞机及其各部件的重量特性、发动机特性、飞机的气动特性和飞行性能、飞机的制造成本和寿命以及飞机的使用维护性能等各方面的完善程度。

对于军用飞机，一般不宜单独用经济性作为评价准则，因为军用飞机虽然也要求有一定的经济性，但最重要的则是其战斗力和生存力。如果所设计的飞机战斗力不强，不能很好地完成其作战任务或是作战效能不高，即使是其成本很低、价格很便宜也不能算是好的飞机，而飞机的战斗力一般是无法简单地用经济性来衡量的。一个极端的例子是目前正在发展的隐身飞机，昂贵的代价只是为了提高其在战斗使用过程中的生存力，如简单地用经济性准则来衡量它，肯定不合适。因此，军用飞机有时可以用综合其成本费用与作战效能的参数——费效比做为全面评价的准则。