

航空机轮 和刹车系统设计

〔苏〕B. H. 霍维列夫 C. C. 科柯宁 著

国防工业出版社

航空机轮和刹车系统设计

〔苏〕 И. И. 智维列夫 著
С. С. 科柯宁
邓启明 陈金祥 等 译校

国防工业出版社

译者说明

为适应我国航空工业发展的需要，我们翻译了《Проектирование авиационных колес и тормозных систем》一书，供从事航空机轮、刹车系统的设计、教学、生产、使用维护方面的同志参考。

本书是集体翻译成的，译名难免不一，习惯上也存在不同的叫法，为便于读者阅读，我们作了一些统一工作，如将“юз”译为“卡滞”；“блокировка”“卡死”；“основная система”“正常系统”；“переключатель”“转换活门”；而对于“челночный клапан”除个别地方保留“梭形活门”外，一般均译为“转换活门”；“дифференциал”“差动器”……等等，有的纯粹是为了照顾习惯，将原意为“自动器”的“автомат”译成“传感器”。

其次，对原文因印刷和其他原因造成的错误，作了某些推证和注释工作，并对此类错误的图表作了更改和补充，如图 5.1、图 7.1、图 8.11 等。

第三，原文中各专业所用的符号在各章中未能统一，有些定量分析和计算用的公式未列出单位。我们分别以机轮和刹车系统作了统一，并在第八、九、十章中添上了单位。

参加本书翻译的同志有邓启明（序言、第一章、第四章部分章节），陈金祥（第二、五、七章），周玉启、张燮年（第三章），何培恒（第四章部分章节），孙峰岳（第六章、

第十一章)，龚德祺、华旭东（第八章），殷君盘（第九、十章部分章节），吴瑞祥（第九章部分章节），殷巧生（第十章部分章节），齐心干（第十二章），周纪权（第十三、十四章）。最后由邓启明同志作了全书的文字校对，由陈金祥同志进行了技术校对。

由于水平有限，书中难免还有不少的缺点和错误，敬请读者批评指正。

前 言

旅客机和运输机的重量、以及起飞和着陆速度的不断增加，促使了航空机轮结构的复杂化。

作用于机轮和刹车装置上的机械载荷和热载荷大大地增高了。现就依尔-62型旅客机的机轮刹车装置为例，这些刹车装置在着陆后的一次刹车中，就可吸收约 18×10^6 公斤·米的能量，而这部分能量在转变成热能的同时，能使刹车装置结构的个别元件加热达 500°C 。摩擦元件的摩擦面上的温度这时可达到 $1000 \sim 1100^\circ\text{C}$ 。

随着航空机轮结构的发展和日益完善，刹车装置的操纵系统也越来越复杂，并得到了逐渐的完善。例如，依尔-62型飞机的刹车系统就采用了一百多个各种不同的液压附件和电气附件。

提高刹车效率和减少轮胎胎面的磨损，就要求刹车装置操纵系统有自动防滑系统。为降低刹车装置的热力状况，应采用专门的液体冷却系统或空气冷却系统；而要提高机轮在各种跑道上的通过性，可采用轮胎压力调节系统。

这样一来，涉及飞机机轮和刹车装置设计问题的范围就大大地扩大了。

本书所论述的主要问题有：刹车装置能载荷的确定、飞机着陆滑跑长度的计算、对轮胎与机场起飞——着陆跑道表面结合系数值的分析、介绍机轮及刹车装置主要元件的热

力和强度的计算方法。

本书讨论了刹车系统、自动防滑系统、冷却系统、轮胎压力调节系统等设计和计算的一些问题，以及这些系统中的个别附件的设计及计算问题。最后还论述了与机轮和刹车装置的试验、以及与试验所需用的设备有关的一些问题。

目 录

第一章 飞机起落架	1
1. 起落架的结构型式	2
2. 前三点起落架的主要几何参数及其在飞机上的布置	9
3. 起落架减震系统	15
第二章 作用于机轮和刹车装置上的载荷	22
1. 对机轮和刹车装置的一般要求	22
2. 机轮与机场跑道表面的结合力矩	23
3. 飞机运动时作用于机轮上的力	29
4. 飞机刹车时刹车装置所转换成热的动能的确定	33
第三章 机轮和刹车装置的强度计算基础	39
1. 轮胎充气压力作用下的机轮计算	39
2. 滚动机轮的应力确定	46
3. 机轮的轴承计算	50
4. 机轮刹车装置的基本特性和强度计算	54
5. 刹车组件的能容量计算	64
6. 刹车装置零件的强度计算	66
7. 机轮在侧向过载作用下刹车装置的强度计算特点	69
第四章 航空刹车机轮的结构	73
1. 盘式刹车机轮	73
2. 软管式刹车机轮	76
3. 弯块式刹车机轮	80
4. 专用机轮	82
5. 机轮和刹车装置主要组件的结构	83

第五章 航空机轮轮胎	89
1. 轮胎的基本特性	89
2. 航空轮胎的结构	95
第六章 刹车装置和机轮的摩擦材料及结构材料	104
1. 刹车装置摩擦偶的材料	104
2. 机轮的结构材料	113
第七章 飞机设计过程中选择轮胎、机轮和刹车装置的原则	115
1. 轮胎的选择	115
2. 机轮尺寸的确定	118
3. 机轮重量的确定	119
第八章 飞机刹车系统	127
1. 刹车系统的基本要求	127
2. 直接操纵的刹车系统	128
3. 远距操纵的刹车系统	130
4. 气压刹车系统计算	134
5. 液压刹车系统计算	140
第九章 刹车过程的自动化	147
1. 机轮发生卡死(卡滞)的条件自动防滑系统原理图	147
2. 电气惯性传感器和直接作用式传感器的 结构及工作原理	149
3. 刹车系统和自动防滑系统的应用	157
第十章 刹车系统附件结构	173
1. 气压刹车系统附件	173
2. 液压刹车系统附件	181
3. 远距操纵的刹车系统附件	196
第十一章 飞机刹车装置冷却系统和 轮胎压力调节系统	202
1. 机轮和刹车装置的冷却方法	202

2. 轮胎压力调节系统·····	203
3. 液体冷却系统附件及轮胎压力调节系统附件·····	212
第十二章 飞机着陆装置和刹车装置的试验台试验 ·····	216
1. 起落架支柱试验·····	216
2. 机轮的主要试验项目·····	218
3. 刹车装置试验·····	221
4. 机轮和刹车装置的试验设备·····	222
5. 惯性传感器和自动防滑传感器的试验台检验·····	225
6. 刹车系统和自动防滑系统的试验台试验·····	227
第十三章 机轮和刹车系统飞行试验的基本原则 ·····	231
1. 概述·····	231
2. 地面试验·····	232
3. 飞行试验·····	234
第十四章 刹车装置、机轮和轮胎技术维护的基本规则 ·····	237
1. 刹车装置、机轮和轮胎的使用规则·····	237
2. 机轮往飞机起落架上的安装·····	239
3. 定期工作·····	244
4. 轮胎的安装和拆卸·····	245
参考文献 ·····	253

第一章 飞机起落架

飞机在停机、地面滑行和刹车过程中所承受的静载荷和动载荷，首先传递到起落架的结构元件上（支柱、撑杆、减震器和机轮），然后传递到飞机的结构元件上。

这时垂直动载荷的作用，在很大程度上，取决于起落架减震器的特性和轮胎内的气压大小。作用于刹车线路结构元件（摇臂、拉杆等）上的载荷，是由机轮刹车装置所产生的刹车力矩的大小来确定。

刹车装置和起落架的强度特性及动态特性是互相联系着的。例如，刹车装置或刹车系统工作不稳定，就可能成为支柱相对于垂直轴产生扭转振动的原因，而机轮轴的刚性不足，可能引起机轮或者刹车装置过早破损。

实践表明，使用可靠性的特殊准则是起落架结构重量与飞机重量和全套机轮重量与起落架重量之比。根据统计资料，对于以往设计的起飞重量由 45 吨至 190 吨之间的飞机，这个重量比如下：

主起落架连同全套机轮（带轮胎）的重量为飞机起飞重量 $G_{\text{взл}}$ 的 3.5~4.3%，而前起落架连同全套机轮的重量为 0.3~0.64%；

全套主起落架机轮的重量为起落架本身重量的 43~59%，而全套前起落架机轮的重量相应地为 18~29%。

近似计算的话，可取全套主起落架重量为

$$G_{c.ш} \approx 3.85 \times 10^{-2} G_{B3Л} \bullet$$

而装配好的前起落架重量为

$$G_{п.п} \approx 0.47 \times 10^{-2} G_{B3Л}$$

同时可取全套主起落架机轮的重量约等于主起落架本身重量的 50%，而全套前起落架机轮的重量等于前起落架本身重量的 20%。

1. 起落架的结构型式

我们知道，飞机起落架现有下列结构型式（图 1.1）：

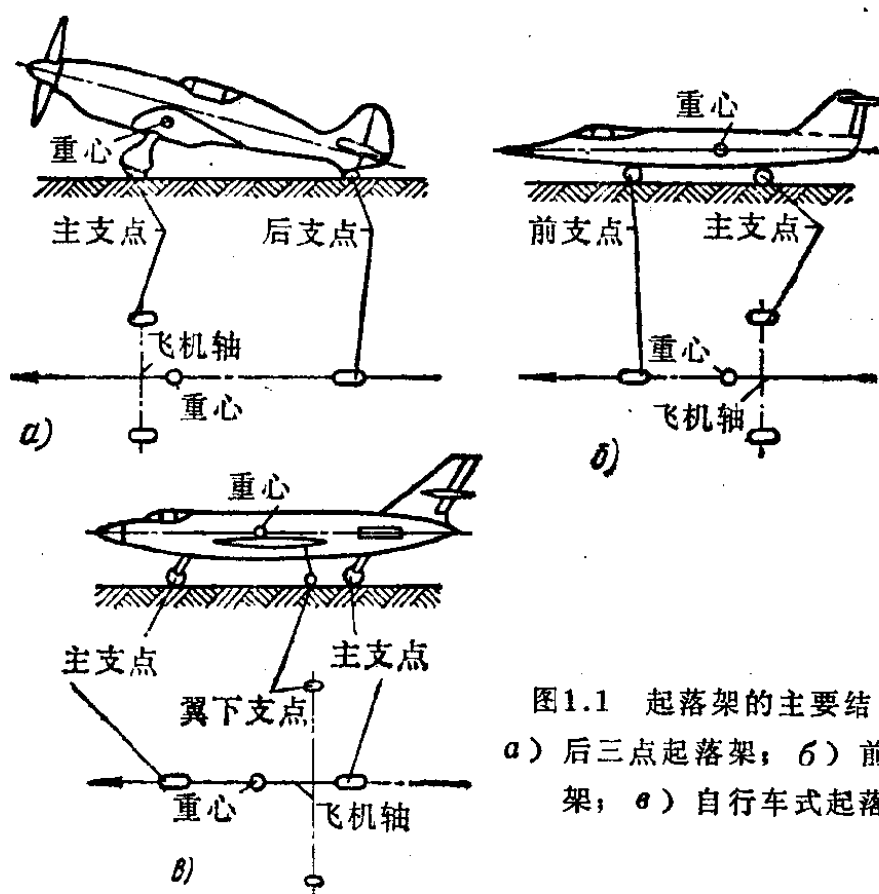


图1.1 起落架的主要结构型式

a) 后三点起落架；b) 前三点起落架；c) 自行车式起落架。

有尾部旋转支点的后三点起落架，其主要载荷位于飞机重心前面的两个主轮上；

● 式中 $G_{c.ш}$ —装配好的主起落架重量， $G_{B3Л}$ —飞机起飞重量。——译者

有前旋转支点的前三点起落架，其主要载荷位于飞机重心后面的两个主轮上；

翼下有两个辅助支点的双支点起落架或自行车式起落架。当为这种结构型式时，全部载荷位于飞机重心前面或后面机身下面的机轮上。这种起落架的翼下支点，可保持飞机停机或地面滑行时机翼不倾斜。

有尾支点（尾轮）的后三点起落架（图 1.2），现在只是安装在比较轻型的飞机上。起落架为这种结构型式时，主轮是刹车的。尾轮式起落架的主要缺点是无前操纵轮，飞机的

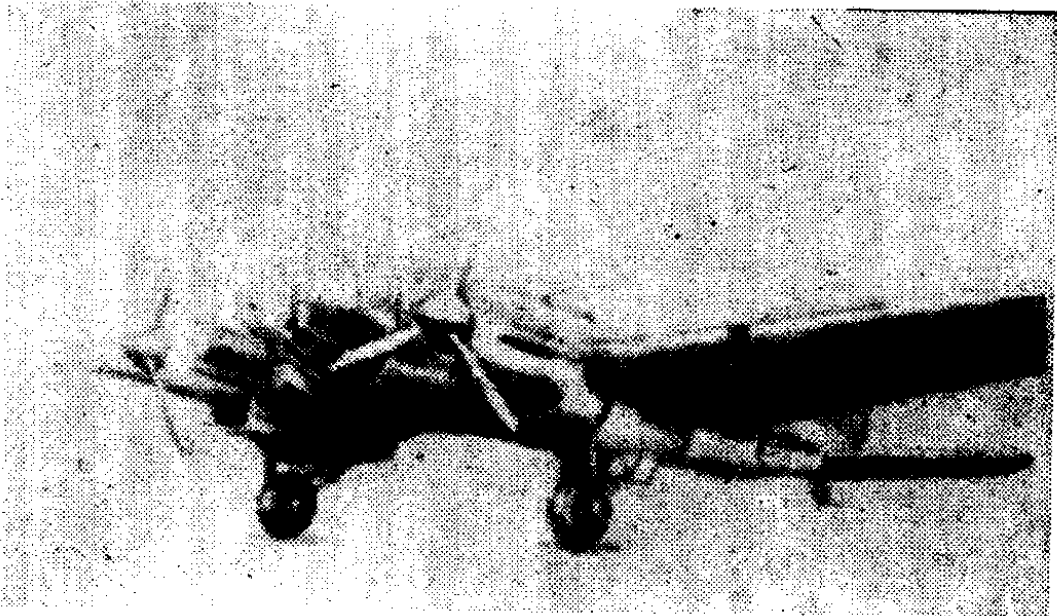


图1.2 有尾支点的后三点起落架

机动性能差，而机轮刹车过急时，飞机可能翻倒（通过机身前端翻倒）。在这种情况下（图 1.3），刹车时所产生的惯性力 P_x 和飞机的着陆重量 (G_0) 相对于 O 点造成一个倾斜力矩，其量值大于恢复力矩，而这两个力的合力通过 O 点的前面。

从研究作用力中可以得出，

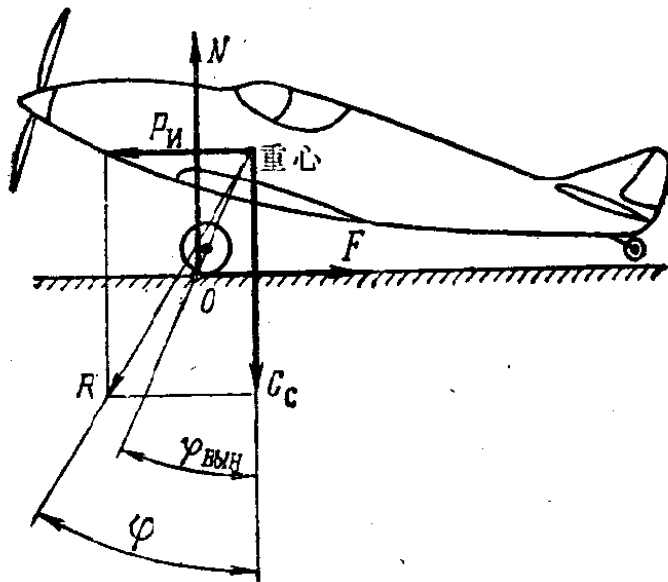


图1.3 刹车时作用于装有尾轮的后三点起落架飞机上的力的示意图

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{P_H}{G_C}$$

同时

$$P_H = ma_s; \quad a_s = \mu g;$$

$$G_C = mg,$$

式中 m —— 飞机质量;

a_s —— 刹车时飞机的减加速度;

g —— 自由落体加速度;

μ —— 机轮与机场表面的结合系数。

考虑到这些方程, 则可求得

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{a_s}{g} = \operatorname{arctg} \mu$$

或

$$\mu = \operatorname{tg} \varphi$$

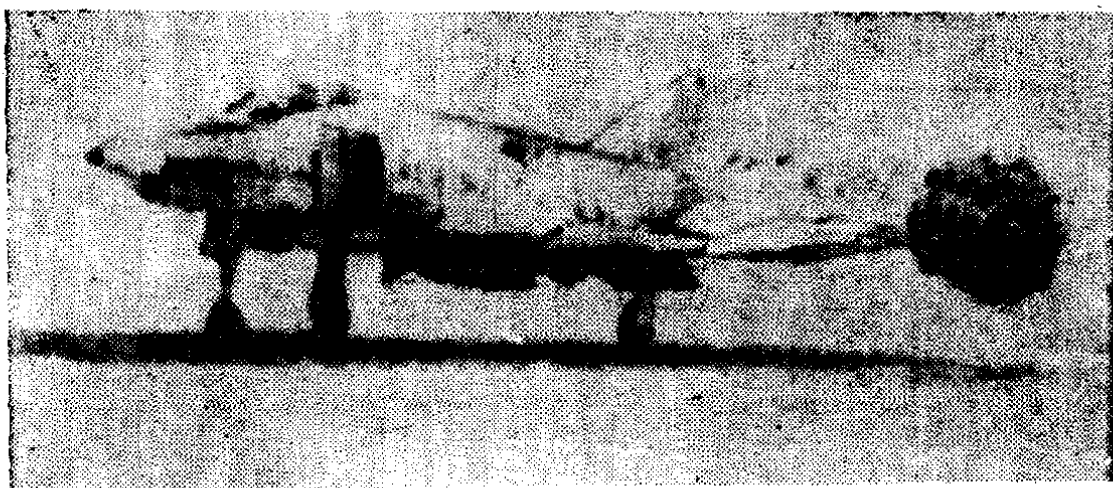


图1.4 有前操纵支点的前三点起落架

为防止翻倒，必须使

$$\mu \leq \operatorname{tg} \varphi_{\text{БМН}}$$

这样，机轮与机场表面的结合系数值决定于主起落架的前伸角 $\varphi_{\text{БМН}}$ 。很自然，为减少刹车时飞机翻倒的危险，可以采用不同的前伸角度值，可是在我们所讨论的这种结构型式下，要完全消除这种危险性是不可能的。同时也可看出，这种结构型式的起落架刹车效能是受到限制的。

同时应当指出，装有这种起落架的飞机在其接地瞬间机轮猛烈撞地时，由于力偶的作用（着陆重量 G_0 和支点的反作用力 N ）会使飞机《拉飘》，从而增大迎角，相应地也就增大机翼升力。飞行实践表明，对于尾轮式后三点起落架的飞机，唯一可能的正常着陆就是三点同时着陆。

这里所讨论的尾轮式后三点起落架型式所固有的缺点，在前三点起落架型式中是不存在的，因而后者得到了极广泛的应用（图 1.4）。这种结构型式的起落架，两个主轮一定是刹车的，而前轮既可以是刹车的，也可以是不刹车的。

现在中型飞机和重型飞机广泛采用有两个多机轮的车架

(左边和右边) 和有两个机轮的前支点的前三点起落架。美国波音公司 KC-135 所采用的这种起落架如图 1.5 所示。起落架的前支柱是可操纵的, 且可绕垂直轴旋转。旋转的角度由飞行员来确定。前支柱上的机轮是不刹车的。

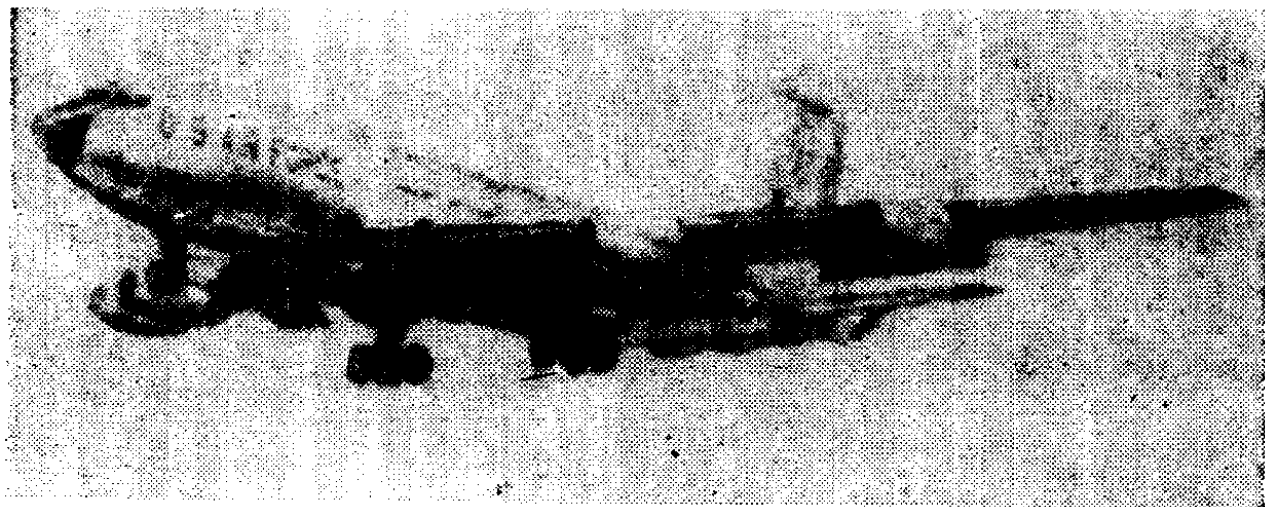


图1.5 美国波音公司KC-135所采用的有前操纵点的多轮前三点起落架

有前支点的或有多轮车架的前三点起落架具有许多优点, 其中主要的优点是:

通过性好, 且结构所占的容积比较小;

使用可靠性高;

在小迎角下可以三点(机轮)同时着陆, 而在大迎角时可用主支点(机轮)着陆;

如果前支点上装的是刹车机轮, 可提高刹车效能, 从而缩短着陆后的滑跑距离;

飞机停机时或在跑道上滑行时, 可保持机身水平;

飞机在地面滑行、起飞滑跑和着陆后的滑跑时, 方向稳定。

现在我们来讨论一下, 如果由于某些原因飞机产生一个 β 角度的偏斜(图 1.6) 时, 前三点或后三点起落架的飞机

是怎样保证方向稳定的。产生偏斜的原因可能有：两个主轮的刹车力不相等、滚动着的机轮碰到某个障碍物产生撞击力、发动机的拉力不等、等等。现在我们假定前轮或尾轮是能够自行定向的，且飞机偏斜时也不会从机场表面方向上产生侧向反作用力。

由作用于装有前支点式起落架的飞机上的力的示意图中可以看出，偏斜时所形成的离心力 P_{H} 和侧向反作用力 R_{δ} （机轮侧向摩擦力引起的）将产生一个力矩，而这个力矩便可抵消正要开始的转弯，使飞机又转回到原来的运动轨迹上。所以，前三点起落架便于飞行员在起飞时对多发动机的飞机因单台发动机停车时的操纵。实践表明，有前三点的飞机能够在一个发动机停车时自动地保持直线滑跑。

后三点的飞机，偏斜时所产生的力，总是要使飞机转弯越来越大，为提高滑跑时的方向稳定性起见，因此，起飞前要将尾轮锁住，也就是说将其固定在中立位置上。当锁住尾

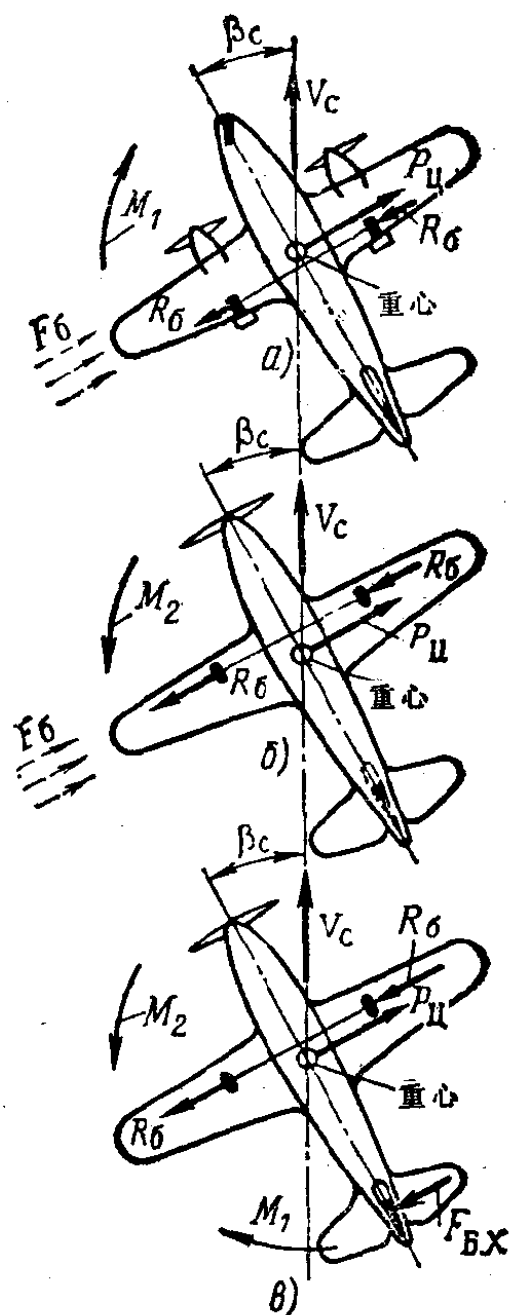


图1.6 飞机所采用的各种结构型式
的起落架保持方向稳定的示意图
a) 有自行定向的前支点的起落架；
б) 有自行定向的后支点的起落架；
в) 有锁住后支点的起落架。

轮时，则产生一个侧向力 $F_{o,x}$ ，此力相对飞机重心来说，乃是恢复力矩，也就是说，它可减少偏斜角 β_o 。

除了方向稳定性外，侧风时或飞机偏斜着陆时出现的所谓《风标》稳定性也具有很重要的意义。正如前面所指出的，在机轮接地瞬间产生一个力偶（作用于主轮上的侧向力 F_o 和作用于重心上的离心力 P_u ），当为前三点起落架时，而飞机重心又位于主起落架前面时，该力矩使飞机在合力矩 M_1 的作用方向上顺风转弯。当飞机重心位于主起落架后面而起落架又是为后三点式时，此力矩使飞机在合力矩 M_2 的作用方向上逆风转弯。在后者情况下，飞机不具备《风标》稳定性，而显出有经过外翼（相对旋转中心）翻倒的趋势。之所以有这种趋势，是由于内翼上的升力和力矩的力 P_u 增加之故，而力矩的力臂等于由飞机重心至地面的距离。

当翼剖面比较薄，机轮不可能收放在机翼内，或者收放在机翼后可引起飞机的气动力恶化时，一般则采用自行车式起落架。图 1.7 所示为美国波音公司 B-52 所采用的这种起落架。这种起落架是由带四个刹车机轮的前、后车架和左右每



图1.7 美国波音公司 B-52 的自行车式起落架