

航空发动机 强度设计试验手册

(试用本)

第一篇 第一章

发动机总体结构强度



第三机械工业部第六研究院

航空发动机强度设计、试验手册

第一篇 第一章

发动机总体结构强度

(试用本)

主编 张迺光

主审 崔之华 老 亮



第三机械工业部第六研究院

472237

主要符号表

- A——短时蠕变区
- A_x ——机匣所受轴向力
- B——长时蠕变区
- B_x ——零、部件重心的 X 向座标值
- B_y ——零、部件重心的 Y 向座标值
- B_z ——零、部件重心的 Z 向座标值
- D——直径
- E——载荷状态数
- E——材料的弹性模量
- F——载荷
- F' ——安装节的单位状态载荷
- G——材料的剪切模量
- G——发动机的重心
- H——高度
- J——转动惯量
- J——截面对中性轴的惯性矩
- J_p ——钢丝横截面的极惯矩
- K——系数
- K——钢丝的扭转刚度
- L——长度
- M——马赫数
- M——质量
- M' ——机匣单位状态力矩
- M_x ——扭矩
- M_{nz} ——扭矩
- M_y ——弯矩
- M_z ——弯矩
- M_{wq} ——弯矩
- N——扭矩循环次数
- N——横向约束力
- O——圆心
- O_1 ——螺栓组扭心

- P——力
- P_0 ——力矩
- P_1 ——机匣单位状态力矩
- O——力
- O_1 ——机匣单位状态力矩
- R——半径
- R——支反力
- R_1 ——力
- R_1 ——支反力
- R_1 ——力
- R_1 ——支反力
- S——距离
- S——距离
- S——距离
- T——力
- (U)——力
- U——力
- (V)——力
- V——力
- (W)——力
- W——力
- W——力
- X——力
- Y——力
- Z——力
- Z——力
- Z——力
- Z——力
- a——力
- d——力
- b——力
- g——力
- h——力
- l——力
- m——力
- m——力
- m——力
- n——力
- n——力
- n——力
- n——力

索引符号

- P——载荷
- P_0 ——大气压力
- P'_z ——机匣单位状态轴向力
- Q——剪力
- Q' ——机匣单位状态剪力
- R——半径
- R——支反力
- R_T ——推力
- R' ——转子支承的单位状态载荷
- S——距离
- S——花键齿厚
- S——截面对中性轴的面积矩
- T——振动周期
- [U]——单位状态载荷矩阵
- u——弯曲挠度
- [V]——状态系数矩阵
- V——体积
- [W]——载荷矩阵
- W——重量
- W——抗弯截面系数
- X——坐标轴
- Y——坐标轴
- Z——坐标轴
- Z——花键齿数
- Z_0 ——剖面中性轴到形心轴的距离
- a——长度
- b——长度
- d——直径
- g——重力加速度
- h——花键齿高
- l——长度
- m——过载包线上的转折点数
- m——质量
- m——花键模数
- n——对称载荷参数的数目
- n_x ——X向过载系数
- n_y ——Y向过载系数
- n_z ——Z向过载系数

- A——短时变应力
- A——机匣所受轴向力
- B——长时变应力
- B——零件重心的X向坐标值
- B——零件重心的Y向坐标值
- B——零件重心的Z向坐标值
- D——直径
- E——等效状态系数
- E——材料轴对称量
- F——载荷
- F——等效状态系数
- G——材料轴对称量
- G——零件的重心
- H——高度
- J——转动惯量
- J——截面对中性轴的惯性矩
- J——截面对形心的惯性矩
- K——系数
- K——截面的转动惯量
- L——长度
- M——花键
- M——质量
- M——机匣单位状态载荷
- M——质量
- M——质量
- M——质量
- M——质量
- M——质量
- N——材料轴对称量
- N——机匣所受轴向力
- O——小圆
- O——小圆

- $n_{0.2}$ —— 屈服储备系数
- n_b —— 极限储备系数
- q —— 均布载荷
- r —— 半径
- t —— 花键周节
- α —— 角度
- β —— 角度
- γ —— 角度
- γ —— 比重
- θ —— 角度
- ρ —— 密度
- δ —— 厚度
- $\dot{\theta}$ —— 绕 Y 轴的角速度
- $\ddot{\theta}$ —— 绕 Y 轴的角加速度
- ϕ —— 角度
- $\dot{\phi}$ —— 绕 X 轴的角速度
- $\ddot{\phi}$ —— 绕 X 轴的角加速度
- $\dot{\psi}$ —— 绕 Z 轴的角速度
- $\ddot{\psi}$ —— 绕 Z 轴的角加速度
- ω —— 转速
- σ_{xd} —— 相当应力
- σ_b —— 材料的强度极限
- $\sigma_{0.2}$ —— 材料的屈服强度
- $[\sigma]$ —— 材料的屈服许用应力
- $[\sigma_b]$ —— 材料的极限许用应力
- σ_{jy} —— 挤压应力
- σ_{1a} —— 拉伸应力
- σ_{wq} —— 弯曲应力
- τ —— 剪切应力

未说明的符号文中另行注明。

序 言

本章标题为“发动机总体结构强度”，何谓“总体结构强度”？众说不一。我们初步认为其内容主要应包括发动机载荷状态、发动机主要零、部件所承载荷的计算、发动机整机振动的要求以及某些零件（如安装节、联轴器、轴承等）的强度计算。但由于人力、时间和水平所限，本章这次只重点编写了发动机的静强度载荷状态、主要承力部件所承载荷的计算方法以及安装节和套齿花键的静强度计算方法。对发动机的蠕变载荷状态和低循环疲劳载荷状态只作了简单的介绍。有关发动机的热载荷、动强度载荷状态的详述、发动机整机振动分析以及轴承寿命计算和安装节的动强度计算等内容尚待以后逐步补充。

参加本章编写工作的有六〇六所龚良慈同志、宋克强同志、韩红志同志，陕西工学院王惠民同志，六〇八所邹金桥同志、姚建中同志和张迺光同志。六〇三所白桥同志也参加了本章的讨论工作。此外，中南矿冶学院王庆祺同志、西工大吕文林同志、四〇三厂胡清权同志、六〇八所王富力同志、解福年同志和宿铁成同志等也为本章的编写工作提供了不少有关资料和宝贵意见。由于我们收集到的资料不多，又缺乏这方面的经验，工作中遇到了不少困难。在编写过程中，我们向很多兄弟院校、厂、所的同志们请教，得到了不少有益的启示和指导，这里向所有给予此项工作以热情帮助的同志们表示衷心的感谢！

最后本章的主编单位六〇八所对各节内容进行了统一的整理、修改和编写。由于对发动机总体结构强度是首次编写，水平有限，其中错误和不妥之处在所难免，敬请读者批评指正。

一九八一年十月

目 录

主要符号表

序 言

第一节 发动机的载荷和载荷状态	(1)
一、发动机的载荷	(1)
1. 发动机工作时产生的载荷	(1)
2. 飞机飞行时产生的载荷	(1)
二、发动机的载荷状态	(1)
1. 静强度载荷状态	(2)
2. 蠕变载荷状态	(13)
3. 低循环疲劳载荷状态	(16)
第二节 发动机主要承力部件的载荷计算	(19)
一、发动机重量、重心和转动惯性的计算	(19)
1. 发动机零、部件重量、重心的计算	(19)
2. 发动机零、部件转动惯量的计算	(34)
3. 发动机重量和转动惯性的统计	(43)
二、安装节载荷的计算	(45)
1. 座标系统和符号的规定	(45)
2. 安装节的受力分析	(45)
3. 安装节单位状态载荷的计算	(46)
4. 安装节单位状态载荷矩阵	(51)
5. 安装节状态系数矩阵	(52)
6. 安装节的载荷矩阵	(52)
三、转子支承载荷的计算	(53)
1. 转子支承的受力分析	(53)
2. 转子支承单位状态载荷矩阵	(55)
3. 转子支承状态系数矩阵	(56)
4. 转子支承的载荷矩阵	(56)
四、机匣载荷的计算	(56)
1. 机匣所受弯矩的计算	(57)
2. 机匣所受轴向力的计算	(65)
3. 机匣所受扭矩的计算	(66)
4. 机匣所受剪力的计算	(67)

第三节 发动机安装节的强度计算	(69)
一、载荷的选取.....	(69)
1. 主安装节载荷的选取.....	(69)
2. 辅助安装节载荷的选取.....	(69)
二、许用应力及强度储备系数的确定.....	(69)
1. 许用应力的确定.....	(69)
2. 强度储备系数的确定.....	(70)
三、安装节的强度计算.....	(70)
1. 固定销的强度计算.....	(70)
2. 耳片的强度计算.....	(73)
3. 球铰的强度计算.....	(79)
4. 安装节固定接头的强度计算.....	(80)
四、计算举例.....	(85)
1. 发动机的固定方式.....	(85)
2. 安装节载荷的确定.....	(85)
3. 材料许用应力的确定.....	(87)
4. 前安装节的强度计算.....	(88)
5. 主安装节的强度计算.....	(92)
6. 后安装节的强度计算.....	(95)
第四节 发动机联轴器渐开线花键套齿的强度计算	(102)
一、概述.....	(102)
二、渐开线形直花键套齿的强度计算.....	(102)
1. 花键套齿所受载荷的分析.....	(102)
2. 最大载荷、许用应力和强度储备系数的选取.....	(103)
3. 花键套齿的强度计算公式.....	(103)
4. 计算举例.....	(107)
三、渐开线形斜花键套齿的强度计算.....	(110)
1. 主要应力的计算公式.....	(110)
2. 计算举例.....	(111)
四、端面齿联轴器梯形端齿的强度计算.....	(111)
1. 梯形端齿侧表面上的挤压应力.....	(111)
2. 端齿齿根处的最大剪切应力.....	(111)
五、附录.....	(112)
1. 半高、全高渐开线花键节圆处最大剪切应力 修正系数 K_{rj} 的推导.....	(112)
2. 半高、全高渐开线花键根圆处最大剪切应力 修正系数 K_{rg} 的推导.....	(115)
参考资料	(117)

第一节 发动机的载荷和载荷状态

要进行发动机强度计算，首先必须知道作用在发动机上的载荷和产生这些载荷时发动机所处的状态，简称发动机的载荷和载荷状态。

一、发动机的载荷

作用在发动机各零、部件上的载荷是由发动机的工作状态和飞机的飞行状态决定的。这些载荷包括有：

1. 发动机工作时产生的载荷

- 1) 转、静子部件上的气体轴向力；
- 2) 转、静子部件内、外表面上的静压差；
- 3) 压气机和涡轮各级转、静子叶片及尾喷管整流支板或螺旋桨上的气动扭矩；
- 4) 转子部件上的质量离心力；
- 5) 转子部件上的不平衡力和不平衡力矩；
- 6) 零、部件因受热不均或材料不同而使其自由膨胀和收缩受到约束时产生的热载荷；
- 7) 由转子不平衡力、气流扰动和机械传动等原因引起的振动载荷；

2. 飞机飞行时产生的载荷

- 8) 飞机在起飞、着陆、加减速和作各种机动飞行时，发动机零、部件本身质量产生的质量惯性力和绕发动机重心的质量惯性力矩以及转动部件产生的陀螺力矩；
- 9) 当发动机尾喷管暴露在飞机机身外部时，在飞机飞行中由于尾喷管周围气体压力不均匀而在尾喷管上产生的侧向和垂直方向的气体载荷。

对于某一发动机的具体零、部件来说，其上受何种载荷，要在进行具体受力分析后才能确定。

上述9种载荷中的2)、4)、6)三种为自平衡载荷，一般不外传。只有当相邻部件存在相互约束时，这些载荷才引起约束反力，安装边联接处就属于这种情况。其余各种载荷则可在发动机承力系统和转子部件中以三向力和力矩的形式进行传递，其中一部分是在发动机内部相互平衡，而另一部分则通过发动机安装节传给飞机。

二、发动机的载荷状态

发动机的载荷状态是由发动机工作状态、发动机工作包线和发动机机动过载包线确定的。

世界各国都在自己的发动机通用规范中给出了各种类型发动机所应遵循的工作包线的格式和机动过载包线的范围。新设计的发动机则应有根据自己的具体限制条件（包括部件工作稳定性限制和零、部件的强度限制）而制定的工作包线和根据发动机可能匹配的飞机的性能以及使用特点而确定的机动过载包线。进行发动机强度设计时，就是按其工作包线、机动过

载包线和工作状态来确定发动机的载荷状态。

发动机强度设计就是要对发动机各零、部件进行静强度（包括强度、刚度和稳定性）和寿命（包括蠕变、持久和疲劳）计算。强度计算的目的是为了使发动机的零、部件具有足够的强度和满足给定的寿命要求。

下面分别介绍进行发动机零、部件静强度、蠕变强度和疲劳强度计算时，其载荷状态的选取方法。

1. 静强度载荷状态

静强度计算时所用载荷必须依据该零、部件在整个发动机使用过程中处于最大载荷状态时的值。在静强度的强度储备系数计算中，应取该零、部件工作壁温条件下的材料机械性能（屈服强度或强度极限）作比较应力。因此，在选取最大载荷状态时应考虑零、部件工作壁温这一因素。

对一个具体的发动机零、部件，在选取其最大静强度载荷状态时，首先需要对其的受力情况和工作条件进行分析，然后判断它在整个发动机工作包线范围内和全部机动过载包线范围内可能产生最大载荷和最高工作温度的工作状态，从而确定所选取的载荷状态。因此，有时要选取几个载荷状态进行具体强度计算后才能确定其最危险的载荷状态。

1) 发动机工作包线

发动机工作包线是在一定的大气条件下，用飞行马赫数 M 和飞行高度 H 表示的发动机稳定可靠的工作范围。每一个具体的发动机都应有自己的工作包线。在进行发动机强度设计时，必须同时考虑“标准”大气条件和“非标准”大气条件的影响，所以每种发动机都应具有在标准大气条件和最高温度（“热天”）、最低温度（“冷天”）大气条件下的工作包线。

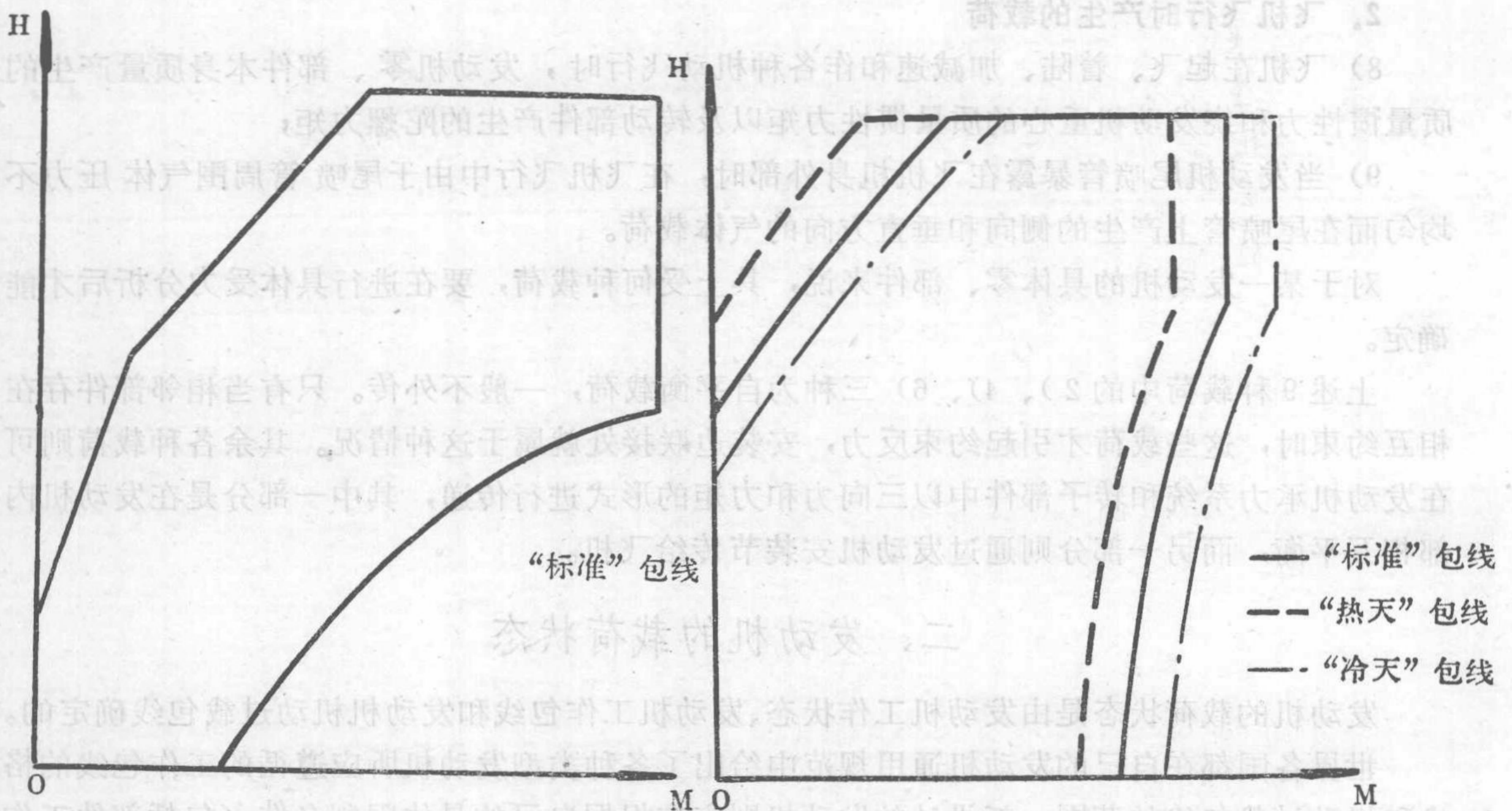


图 1-1 涡喷、涡扇发动机的工作包线

图 1-2 涡轴、涡桨发动机的工作包线

图 1-1 是资料〔1〕给出的涡喷、涡扇发动机通用的工作包线，图 1-2 是资料〔2〕给出

的涡轴、涡桨发动机通用的工作包线。图 1-3 是某发动机在标准大气条件下的工作包线。图 1-4 是某发动机在非标准大气条件下的工作包线。图 1-3 和图 1-4 是某发动机在标准大气条件下和在“热天”、“冷天”大气条件下的工作包线，可供参考。

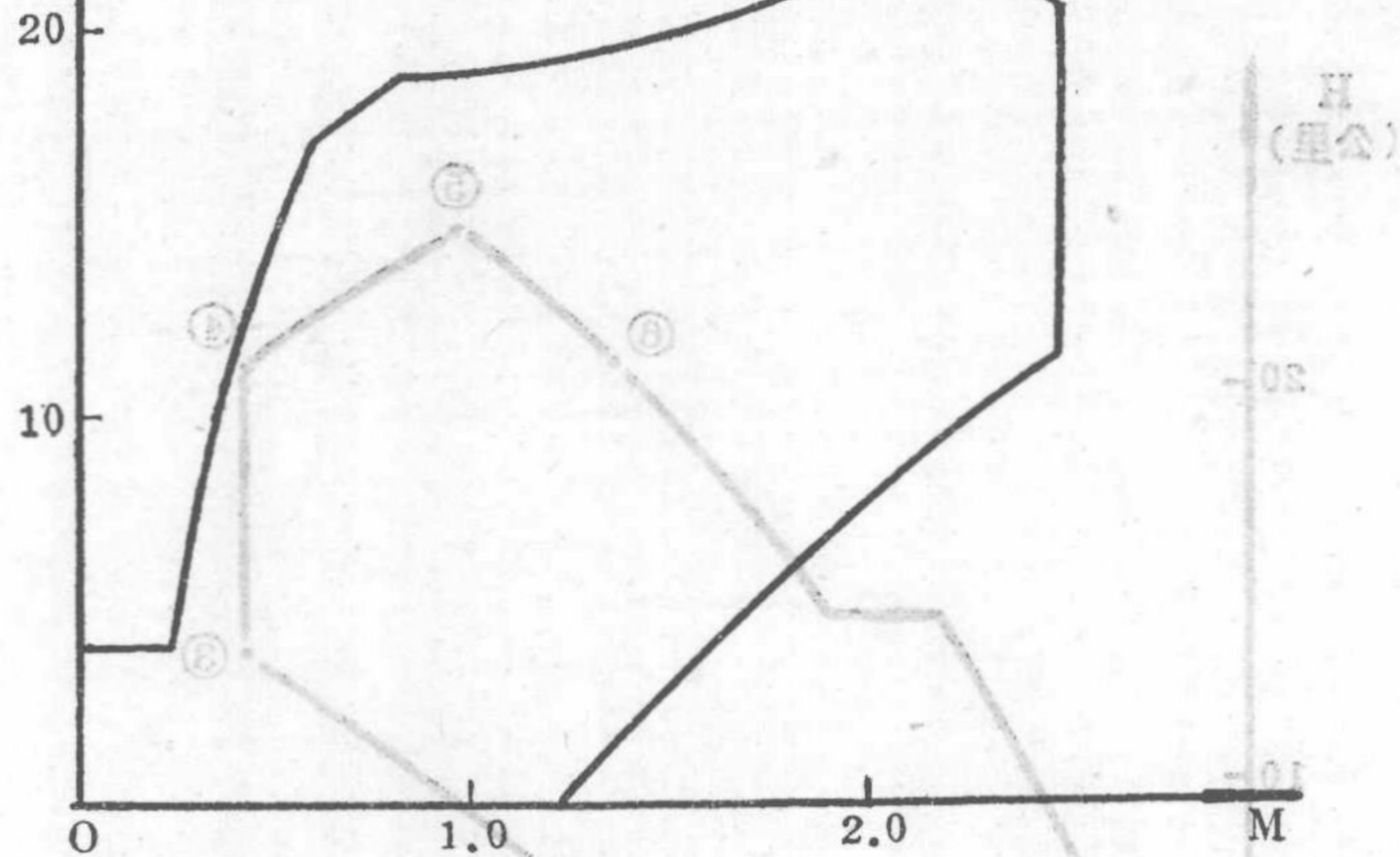


图 1-3 某发动机在标准大气条件下的工作包线

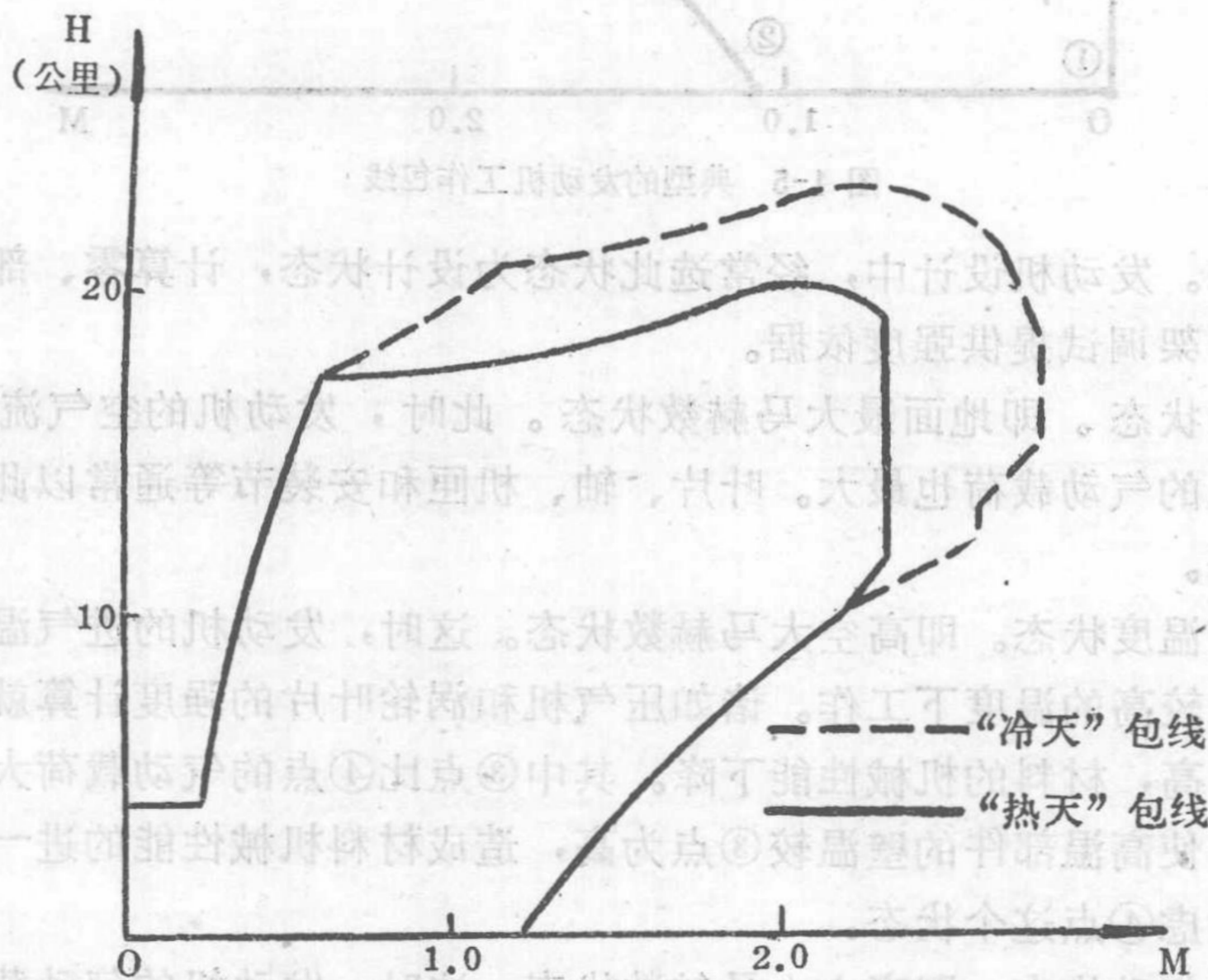


图 1-4 某发动机在非标准大气条件下的工作包线

图 1-3 和图 1-4 是某发动机在标准大气条件下和在“热天”、“冷天”大气条件下的工作包线，可供参考。发动机工作包线范围内的任一点所对应的发动机工作状态可能有多种，但是，很明显，沿工作包线上的各点所对应的发动机工作状态与工作包线内的各点所对应的相同的发动机工作状态相比，给发动机零、部件造成的强度条件更恶劣。所以，对某一发动机零、部件进行强度计算时，应沿此工作包线计算若干点，以便搜索其最大载荷和最高工作温度的载荷状态。

为了计算发动机零、部件上所受的气动载荷，则必须进行发动机性能计算。而沿发动机工作包线进行其性能计算时，尚需已知各部件的特性，其工作量很大。目前，在发动机强度计算中，根据对发动机主要零、部件，例如叶片、盘、轴、机匣及安装节等的受力分析，通常认为沿发动机工作包线只选择下列具有代表性的工作点进行计算来选取其最大载荷状态即可（见图 1-5）。

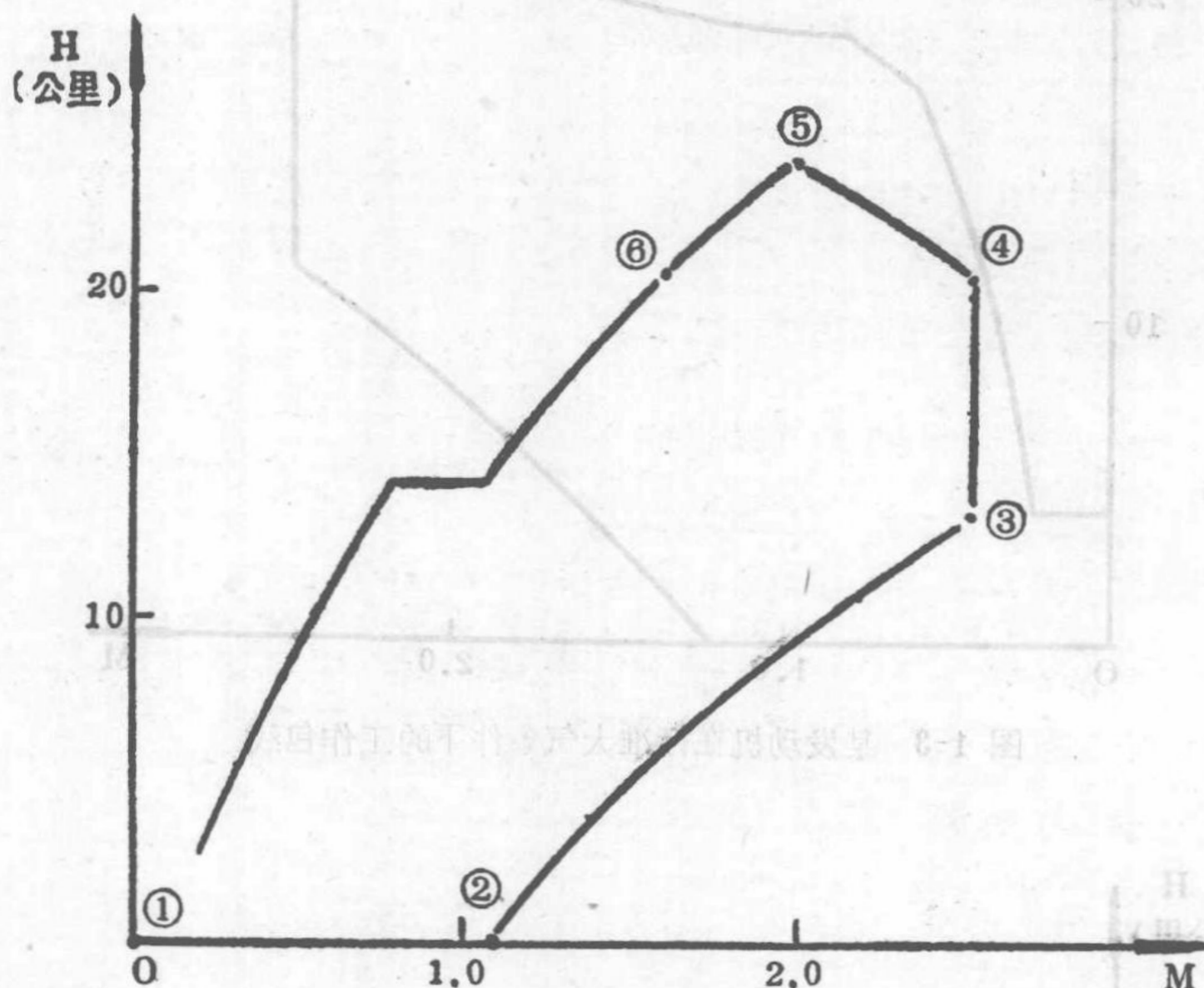


图 1-5 典型的发动机工作包线

①—台架状态。发动机设计中，经常选此状态为设计状态，计算零、部件在此状态时的强度可为发动机台架调试提供强度依据。

②—最大气动状态。即地面最大马赫数状态。此时，发动机的空气流量和进气压力最大，因此，发动机的气动载荷也最大。叶片、轴、机匣和安装节等通常以此状态作为其最大气动载荷设计状态。

③、④—最高温度状态。即高空大马赫数状态。这时，发动机的进气温度最高，发动机各零、部件都处在较高的温度下工作。诸如压气机和涡轮叶片的强度计算就需要考虑这种工作状态。因为温度高，材料的机械性能下降。其中③点比④点的气动载荷大，但④点的冷却空气量小，这就又使高温部件的壁温较③点为高，造成材料机械性能的进一步下降。所以，强度计算时也要考虑④点这个状态。

⑤、⑥—最小气动状态。即高空小马赫数状态。这时，发动机的气动载荷最小。在计算叶片强度时，此状态的气动补偿弯矩最小，故必须考虑。

2) 发动机的机动过载包线

发动机的机动过载包线就是在直角坐标系中用三向过载系数 n_x 、 n_y 、 n_z ，三向角速度 $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$ 和三向角加速度 $\ddot{\phi}$ 、 $\ddot{\theta}$ 、 $\ddot{\psi}$ 来表示的发动机随飞机机动飞行时的过载范围。包线内和包线上的任一点都表示在飞机的一个具体的机动飞行状态下发动机所处的载荷状态，从而也就确定了发动机所受的过载载荷。每一种发动机载荷状态所对应的过载系数、角速度、角加速度和发动机推力等称为该载荷状态的状态参数。

(1) 坐标系统和符号的规定

机动过载包线中的过载系数是指发动机重心处的值，角速度和角加速度是指绕发动机重心的值。为此，我们取发动机重心为坐标原点，取发动机轴向为X轴，侧向为Y轴，垂直向为Z轴。图1-6示出了坐标轴、过载系数、角速度和角加速度的符号和方向。

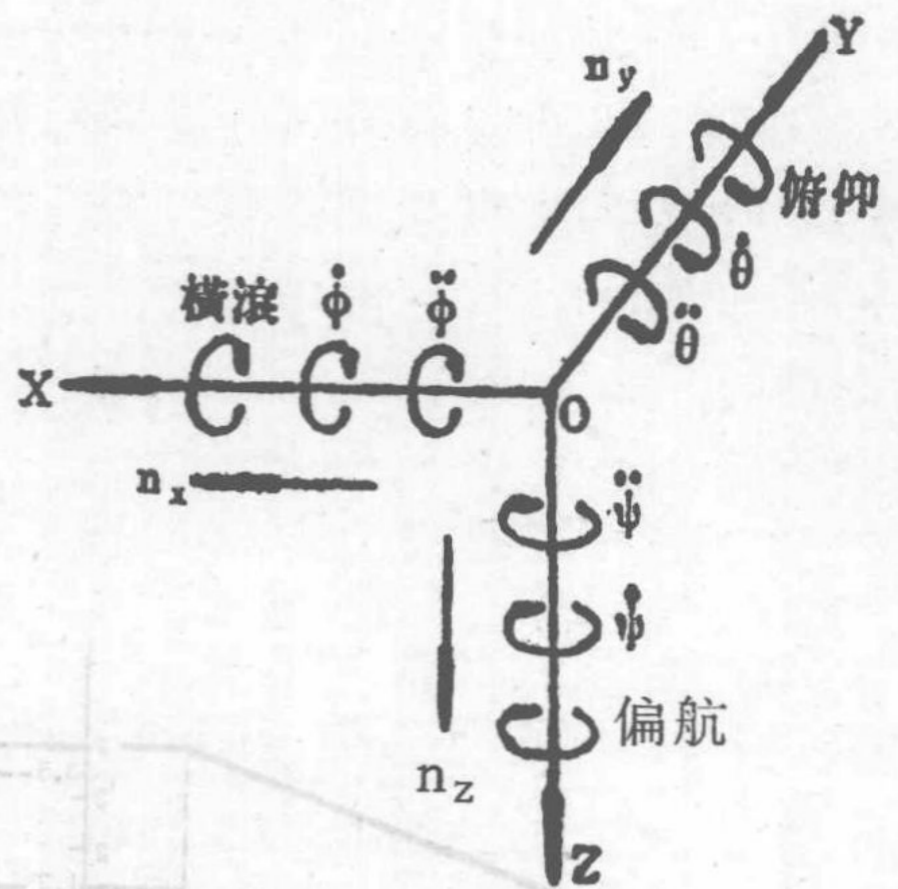


图 1-6 坐标系统和符号示意图

X 轴（水平轴）—顺航向为正；

Y 轴（侧向轴）—顺航向向右为正；

Z 轴（垂向轴）—按右手规则向下为正；

$\dot{\phi}$ 、 $\ddot{\phi}$ —绕 X 轴转动（横滚）的角速度和角加速度，顺航向顺时针为正；

$\dot{\theta}$ 、 $\ddot{\theta}$ —绕 Y 轴转动（俯仰）的角速度和角加速度，机头抬起为正；

$\dot{\psi}$ 、 $\ddot{\psi}$ —绕 Z 轴转动（偏航）的角速度和角加速度，顺航向机头向右为正；

n_x —X 轴方向的过载系数，向前为正；

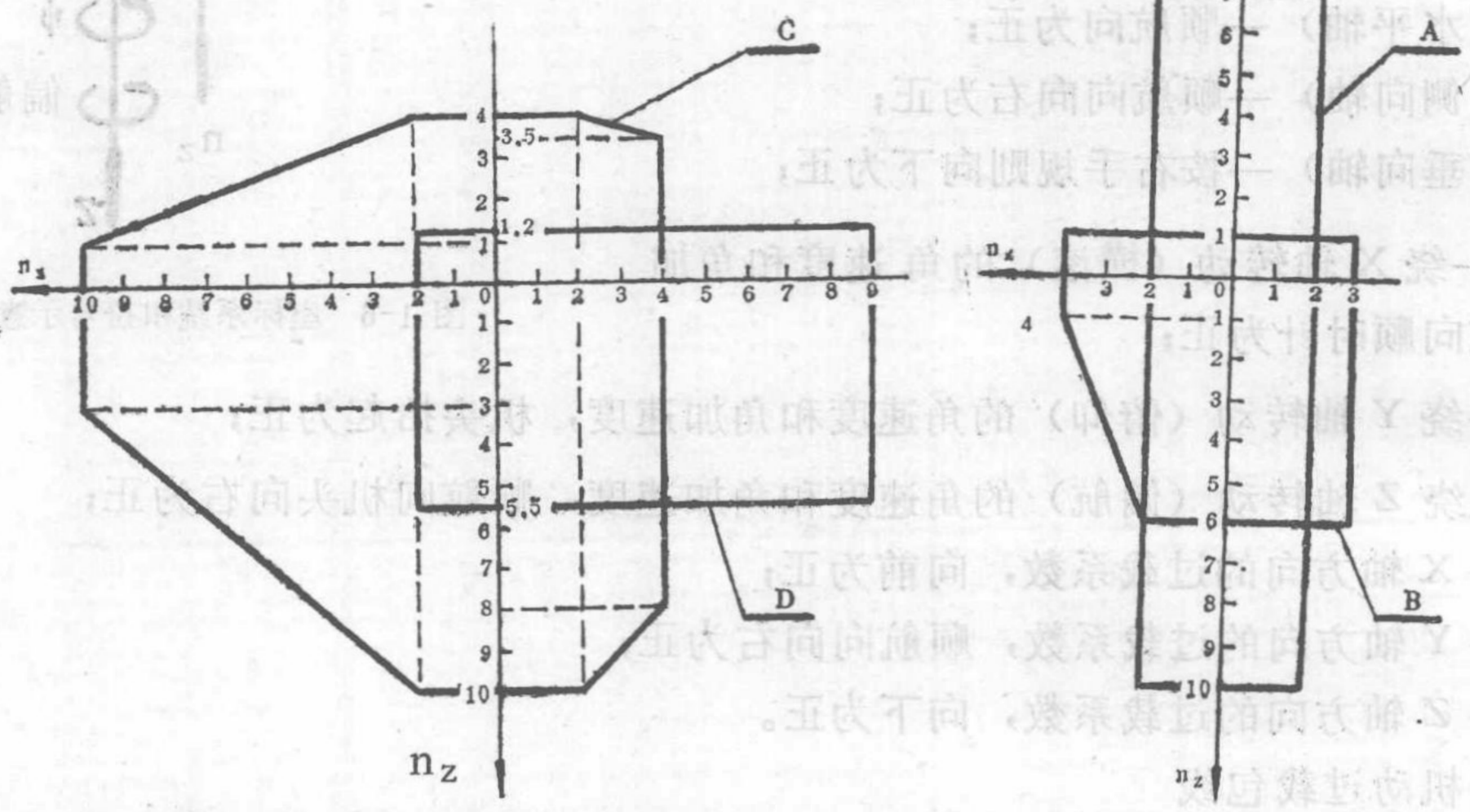
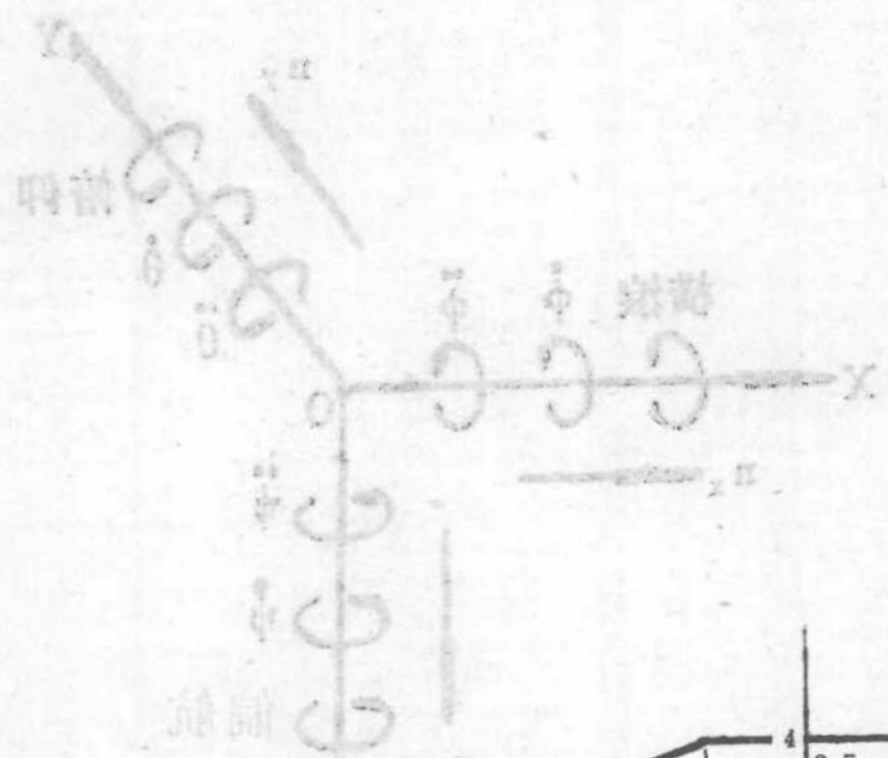
n_y —Y 轴方向的过载系数，顺航向向右为正；

n_z —Z 轴方向的过载系数，向下为正。

(2) 机动过载包线

要计算飞机机动飞行时发动机所承受的过载载荷，每一种发动机必须有自己的机动过载包线。图 1-7 是资料[1]给出的涡喷、涡扇发动机通用的机动过载包线；图 1-8 是资料[2]给出的涡轴、涡桨发动机通用的机动过载包线，可供参考。

轴系	轴系	轴系	轴系	轴系
0.5±	0.5±	0.1±	0.1±	0
0	0	0	0	0
0	0	0.5±	0	0
0	0	0	0	0
0	0	0	0	0
0.1±	0.1±	0.8±	0.8±	0
0.8±	0.8±	0	0	0



机动过载包线图，展示了在不同飞行阶段（如机动飞行、着陆、弹射起飞）的过载限制。图中包含多个子图，分别对应不同的包线类型（A, B, C, D）。

包线类别		机动飞行包线 A	机动飞行包线 B	着陆包线 C	弹射起飞包线 D
推力		0 到最大	0 到最大	0 到最大	最大
n_y		± 1.5	± 4.0	± 2.0	± 2.0
角速度	$\dot{\phi}$	0	0	0	0
	$\dot{\theta}$	0	± 2.0	0	0
	$\dot{\psi}$	0	0	0	0
角加速度	$\ddot{\phi}$	0	0	0	0
	$\ddot{\theta}$	± 6.0	± 6.0	± 14.0	± 14.0
	$\ddot{\psi}$	0	0	± 6.0	± 6.0

图 1-7 涡喷、涡扇发动机的机动过载包线

图 1-7 和图 1-8 给出了普通涡轴、涡桨发动机的机动过载包线。图 1-7 给出了普通涡轴发动机的机动过载包线，其包线形状与图 1-8 类似，但其包线形状与图 1-8 类似。图 1-8 给出了普通涡桨发动机的机动过载包线，其包线形状与图 1-7 类似，但其包线形状与图 1-7 类似。

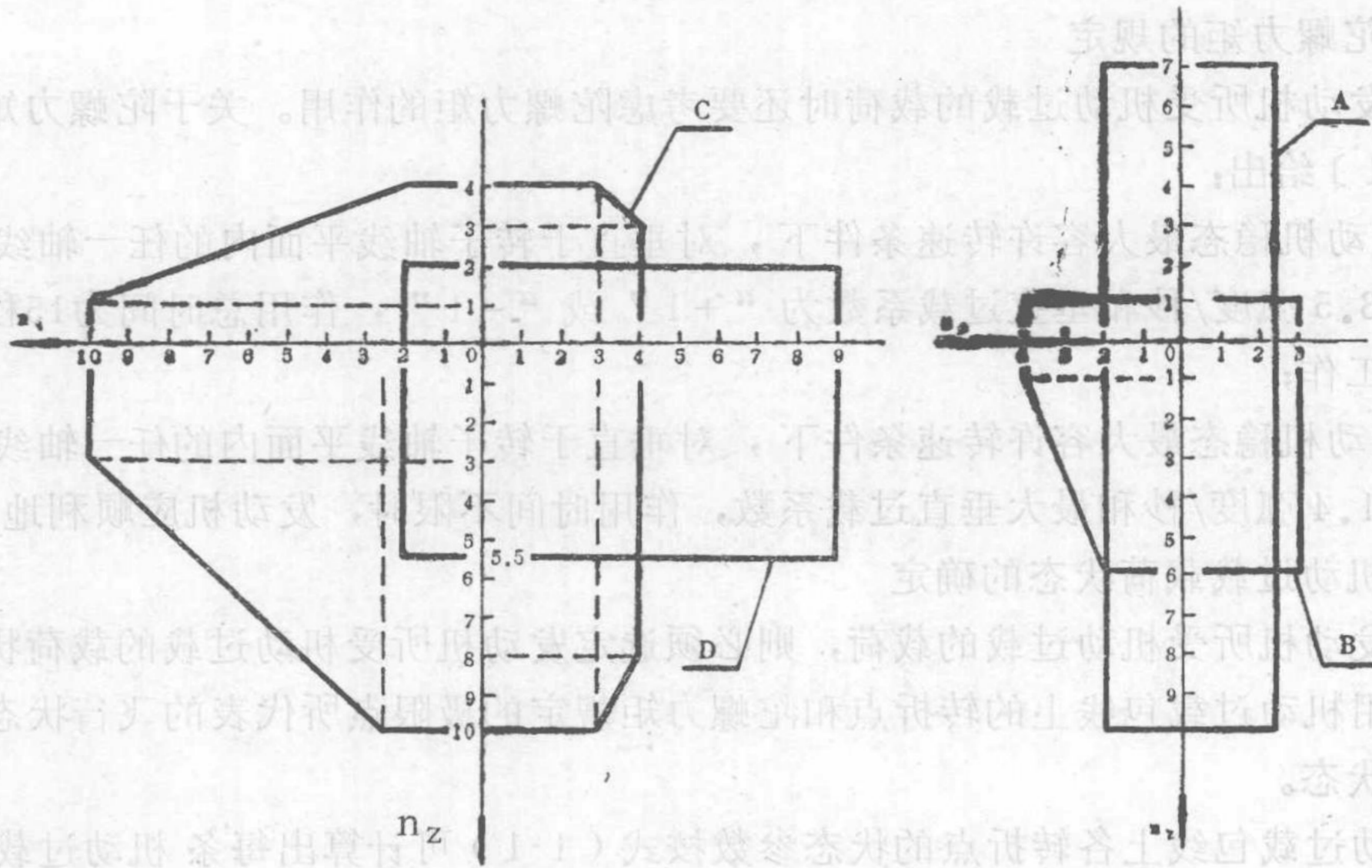


图 1-8

包线类别		机动飞行包线 A	机动飞行包线 B	着陆和制动包线 C	弹射起飞包线 D
功率		0 到最大	0 到最大	0 到最大	最大
n_y		± 1.5	± 4.0	± 2.0	± 2.0
角速度	$\dot{\phi}$	0	0	0	0
	$\dot{\theta}$	0	± 2.0	0	0
	$\dot{\psi}$	0	0	0	0
角加速度	$\ddot{\phi}$	0	0	0	0
	$\ddot{\theta}$	± 6.0	± 6.0	± 14.0	± 14.0
	$\ddot{\psi}$	0	0	± 6.0	± 6.0

图 1-8 涡轴、涡桨发动机的机动过载包线

图 1-7 和图 1-8 给出了当飞机着陆、弹射起飞和机动飞行时，发动机重心处的过载系数值和绕发动机重心的角速度及角加速度值的范围，同时规定了发动机的推力范围。这里要指出，对于具体型号的发动机，则应根据其所配飞机的设计使用要求对此机动过载包线进行修正，以制定自己的机动过载包线。例如，对于没有拦阻着陆要求的发动机，设计时，在着陆包线中就可以减小过载系数 n_x 的值。总之，需要由发动机设计师与飞机设计师协商共同制定其机动过载包线。

(3) 陀螺力矩的规定

在计算发动机所受机动过载的载荷时还要考虑陀螺力矩的作用。关于陀螺力矩的规定可按照资料〔1〕给出：

① 在发动机稳态最大容许转速条件下，对垂直于转子轴线平面内的任一轴线，具有稳态角速度为 3.5 弧度/秒和垂直过载系数为“+1”或“-1”，作用总时间为15秒时，发动机应顺利地工作；

② 在发动机稳态最大容许转速条件下，对垂直于转子轴线平面内的任一轴线，具有稳态角速度为 1.4 弧度/秒和最大垂直过载系数，作用时间不限时，发动机应顺利地工作。

(4) 机动过载载荷状态的确定

要计算发动机所受机动过载的载荷，则必须选定发动机所受机动过载的载荷状态。通常计算时是取用机动过载包线上的转折点和陀螺力矩规定的极限点所代表的飞行状态作为机动过载的载荷状态。

根据机动过载包线上各转折点的状态参数按式 (1-1) 可计算出每条机动过载包线所组成的载荷状态数。

$$E = m \cdot 2^n \quad (1-1)$$

式中 m —每一条机动过载包线 (A、B、C、D) 上的转折点数 (计算陀螺力矩状态时，取 $m=1$)；

n —每一个转折点 (或极限点) 上所代表的对称状态参数的数目；

E —组成的载荷状态数。

利用式 (1-1) 可计算出图 1-7 或图 1-8 所示机动过载包线 A、B、C、D 以及陀螺力矩所组合成的载荷状态总数为 160 种，见表 1-1。

表 1-1 机动过载载荷状态数目

包线种类	A	B	C	D	陀螺力矩状态		组合成的载荷状态总数
					$\dot{\psi} = \pm 3.5$ $n_z = \pm 1$	$\dot{\psi} = \pm 1.4$ $n_z = \pm 1$	
组合成的载荷状态数	16	40	64	32	4	4	160

例如，图 1-7 之机动飞行包线 A 上，有四个转折点，即 $m=4$ ，每个点所表示的对称状态参数为 2，即 $n_y = \pm 1.5$ ， $\theta = \pm 6$ ，所以 $n=2$ ，因此， $E = 4 \times 2^2 = 16$ ，其所组合成的具体载荷状态见表 1-2。

表1-2

机动飞行包线 A 所组成的载荷状态

状态参数	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
n_x	2	2	2	2	2	2	2	2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
n_y	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5	1.5	-1.5
n_z	-7	-7	-7	-7	10	10	10	10	-7	-7	-7	-7	10	10	10	10
$\ddot{\theta}$	-6	-6	6	6	-6	-6	6	6	-6	-6	6	6	-6	-6	6	6

根据上述各载荷状态的状态参数和发动机及其各零、部件的重量、重心、转动惯量、几何尺寸等有关参数就可计算出在各种机动载荷状态下发动机各零、部件上所承受的全部机动过载载荷，从中就可以确定出某一发动机零、部件所受最大机动过载的载荷状态。

3) 发动机尾喷管上气动力的确定

当发动机尾喷管暴露在飞机机身外面时，其上作用有侧向和垂直方向的气动力，其值按式(1-2)和(1-3)计算。

$$P_y = K_1 P_0 M^2 \quad (1-2)$$

$$P_z = K_2 P_0 M^2 \quad (1-3)$$

式中 P_y —作用在尾喷管上的侧向气动力；

P_z —作用在尾喷管上的垂直方向的气动力；

P_0 —飞行高度的大气压力；

M —飞行马赫数；

K_1 、 K_2 —修正系数。对一个具体的发动机来说，此系数是由风洞吹风试验得出的。

根据资料介绍，英国某涡扇发动机，经吹风试验测得 $K_1 = 239$ ， $K_2 = 143$ ，可供参考。

4) 最大载荷状态的确定

对于某一发动机的具体零、部件来说，虽然它并不同时承受第“一”段中所述的全部载荷，但却同时要承受气动载荷和质量载荷的作用。因此，计算时要考虑两种载荷的联合作用，而将载荷进行迭加。然而，对不同的零、部件，其最大载荷状态的确定方法是不同的。

(1) 在发动机叶片和盘的强度计算中，其最大载荷状态主要考虑沿发动机工作包线选取，而对发动机所受机动过载的影响一般则略去不计。如计算轮盘的强度时，通常选取转速最大和工作温度最高的工作状态作为其最大载荷状态。而对处于高温条件下工作的涡轮叶片来说，它既承受质量离心载荷又承受气动载荷。通常在叶片造型设计时是使叶片所受离心弯矩与气动弯矩相互起到补偿作用的。但因叶片所受气动弯矩的大小沿发动机工作包线是变化的，所以在计算其强度时，就需要在最大气动状态、最小气动状态和高空大马赫数等工作状态中选取其最大载荷状态。

(2) 在发动机轴、转子支承、机匣和安装节等部件的强度计算中，其最大载荷状态的选取不仅要考虑其上所受的气动载荷，而且要考虑其上因过载所受的质量载荷。其处理方法是先根据发动机的机动过载包线计算出全部机动过载载荷状态下的载荷，再与每一种过载状