

飞行动力学

(上册)

胡兆丰 编

北京航空学院

1964.4

目 录

緒 論

- § 0.1 飞行动力学的对象和課程的性質
- § 0.2 飞行动力学研究的課題
- § 0.3 战术技術要求的作用
- § 0.4 研究飞行器运动所需的原始数据
- § 0.41 引力
- 0.42 空气动力
- 0.43 发动机原动力
- § 0.5 坐标系和运动方程式

上篇 飞行性能——质点动力学

第一章 直綫运动

- § 1.1 纵向定常直綫运动的平衡关系
- § 1.2 推力法
 - 1.2.1 力三角形及所需用推力綫图
 - 1.2.2 空气压缩性影响
 - 1.2.3 基本飞行性能的确立
 - 1.2.4 推力法的简化
- § 1.3 飞行状态的討論
- § 1.4 使用因素及参数对基本飞行性能的影响
 - 1.4.1 气候条件
 - 1.4.2 飞行重量 G
 - 1.4.3 气动及构造参数
- § 1.5 纵向直綫非定常运动
 - 1.5.1 水平直綫非定常运动
 - 1.5.2 直綫非定常运动
- § 1.6 定直侧向运动的平衡关系

第二章 曲綫运动

- § 2.1 垂直平面內的曲綫运动

- 2.1.1 俯冲
- 2.1.2 急跃升
- 2.1.3 筋斗
- 2.1.4 比例导航飞行路线
- §2.2 水平平面内的曲线运动
 - 2.2.1 正确盘旋
 - 2.2.2 侧滑盘旋
 - 2.2.3 非定常盘旋
- § 2.3 空间曲线运动简介
- § 2.4 影响曲线运动的因素

第三章 最佳轨迹计算

- § 3.1 变分法预备知识
- § 3.2 飞行器的航程和续航时间(续航力)
- § 3.3 经济爬升计算
 - 3.3.1 经济爬升段的变分计算
 - 3.3.2 经济爬升段的图解分析计算
- § 3.4 经济平飞计算
 - § 3.4.1 经济平飞段的变分计算
 - 3.4.2 经济平飞段的图解分析计算
- § 3.5 使用因素的影响
 - 3.5.1 真实大气情况
 - 3.5.2 风的影响
- § 3.6 快速爬升计算
 - 3.6.1 数字积分法
 - 3.6.2 耗量法

第四章 起飞降落

- § 4.1 起飞性能
 - 4.1.1 加速滑跑
 - 4.1.2 加速爬升
- § 4.2 影响起飞性能诸因素及设计措施
 - 4.2.1 风的影响

4.2.2 大气条件的影响

4.2.3 跑道坡度及质量的影响

§ 4.3 降落性能

4.3.1 进场下滑

4.3.2 拉平

4.3.3 平飞减速

4.3.4 减速滑跑

§ 4.4 影响降落性能诸因素及设计措施

4.4.1 风的影响

4.4.2 大气条件的影响

4.4.3 跑道坡度及质量的影响

§ 4.5 另长起落

緒 論

§ 0.1 飞行动力学的对象和課程的性质

飞行动力学研究由人或自动器（或人+自动器）所控制的飞行器的一般运动规律。

飞行器的运动特性取决于所受的外力和外力矩作用。通常它们是飞行器外形，运动状态，活动场所等因素的复杂函数，并按人和自动器的控制作用，调整其数值以实现一定的飞行目的。如果把人或自动器（或人+自动器）与飞行器看成一个单一的动力学系统，则飞行器作为被调整的对象；其运动规律由调整器（人、自动器）的作用所决定。

调整器的任务是按一定规律（或方案）控制飞行器运动参数的变化。并在参数由于外加干扰偏离预定数值时进行纠正。就执行此一任务来说人和自动器的作用颇有一定的差异。

人的逻辑运算能力是目前（恐怕也是永远）任何机器所不能替代的。现有的自动器只能按事先设计规定的任务进行控制。对于任何不属于设计任务范围的各类事件、便会显得束手无策。而人则能随机应变；根据不同情况作出应有的合理决断。

但是，人的运算及反应速度*这不如机器迅速，因而在指挥高速飞行器时，出现力不胜任的现象**。这种差别也可以通过二者动态特性的比较，获得深入一步的了解（第十一章）。

讨论无助力机构的人的操纵问题时需要考虑实际的生理条件。任何超出人力所及范围的操纵力或驾驶杆（盘）和脚蹬的位移，都会导致控制失灵（至少是暂时失去控制）。

表 0-1，0-2 给出了此种操纵力和位移的一般范围，数值大小多少随平均生理条件的不同而有出入。

* 包括通过感觉器官（眼、耳等）了解周围发生的情况，通过大脑的思维活动，作出判断，向执行器官（手、脚等）发出命令，产生相应动作这一回路所需的时间。

** 例如人的神经无从传递信息的速度不过 30 米/秒；而现时高速飞行器速度可达每秒几百甚至几千米，飞行情况瞬息万变，反应就会显得过于迟钝，不能适应控制要求。

表 0—1 不同脚蹬位置可能施加的最大操纵力

脚蹬位置 *	离座椅背的距离 厘米	脚蹬力 公斤
後	79	112
中	88	193
前	98	152

表 0—2 不同駕駛杆(盘)位置可能施加的最大升降舵和付翼操纵力

駕駛杆(盘) 位置离座椅背 距离厘米	前 推 力 公斤			後 拉 力 公斤		
	側 向 位 置			側 向 位 置		
	最不方便	中	最方便	最不方便 **	中	最方便
後 30.5	13.6	17.8	26.8	10.9	10.9	20.5
中 48	20.5	34.6	34.6	23.2	41.5	47
前 61	29	49.5	49.5	41	59	59
	左 推 力 公斤		右 拉 力 公斤			
	极 左	中	中	极 右		
後 30.5	21	14.5	13.6	11.8		
中 48	21.4	20	15.9	11.8		
前 61	18.2	27.4	17.8	12.7		

採用自动器情况，对操纵力的限制可以不那么严格。事实上只要不致过份增加飞行重量，则选用功率极大的伺服马达就能应付大的操纵力要求。然而对与駕駛杆(盘)或脚蹬相当的操纵机构的位移来说仍有一定限制，主要考虑到过分大的位移可能使操纵面的偏移迟緩，从而影响控制效果。

如果还涉及人对于承受过载的能力和和其它方面的一些问题**，就不难理解分别讨论人和飞行器以及自动器和飞行器二种组合情况的运动规律确有需要。只有充分了解二者特点，才可能设计出满意的飞行器来。

目前飞行器的种类繁多，飞行速度及高度范围变化也很大。为了讨论问题方便起见，我们认定超音速喷气式飞机为主要对象，可能场合也会涉及导

* 以右脚蹬为准

** 以右手操纵来说，駕駛杆在身之左方显然不便操纵。

*** 例如自动器元件愈多，事故的可能性也相应增加。

彈火箭或其他一些飛行器，外层空間的运动問題不在正文討論之列。飛行速度和高度的变化范围則大致規定在圖 0-1 所示的阴綫区域内。

研究人或自动器（或人 + 自动器）+ 飛行器这一組合动力学系統的一般运动規律，与处理质点系动力学問題沒有原則的区別。結合对象特点可以按照力学原理和空气动力学；发动机原理等方面的知識；运用数学工具进行分析探討，以期通过了解現象的物理本質，矛盾的內在联系，摸索实现或改进

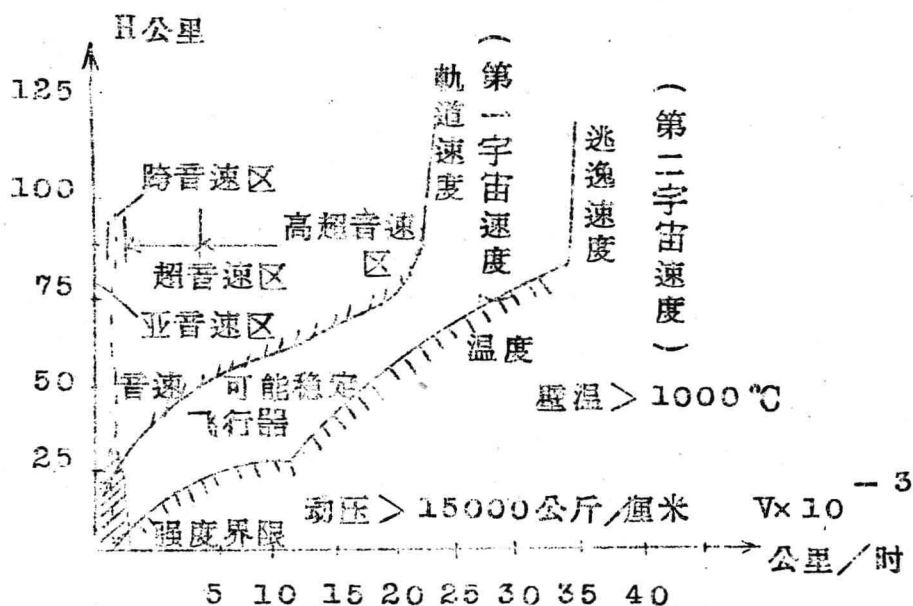


圖 0—1 課程研究的主要飛行速度及高度范围

飛行器設計的各种途徑。按性質來講，这是一門理論和实践緊密結合的課程。

一方面由於生产需要推动了理論研究的发展，反过来，沒有足够的理論基础則又不能妥善地解决飛行器动力学面臨的各种問題。因而在談到飛行力学这門学科时，不能不想到前人种种創造性劳动的成果，如果沒有劳动人民推动 生的愿望和丰富的实践經驗，力学就不会得到今天的发展，更不会有飛行动力学的发展。

§ 0.2 飛行动力学研究的課題

飛行器活动的主要場所是在空間，这时运动不受任何幾何約束*。若將

* 当然不排斥飛行器在地面或发射架上运动的可能性，这时运动的自由度受到一定的限制。

飞行器看成若干刚体的组合系统，则至少具有六个自由度（三个线位移和三个角位移）*。根据力和力矩的平衡关系，在给定足够的条件下，不难求解一般的运动规律。诸如：可能实现的各种运动轨迹、最大平飞速度、爬升率、升限等飞行性能，和为了实现各种运动轨迹所需的操纵。由于飞行器的自由度多，操纵问题也就比较复杂。运动状态则更容易受外加干扰的影响（这种干扰可能由于驾驶员无意识的动作或周围的大气扰动）研究飞行器对于外加干扰的反应归之为研究飞行器的运动稳定性。稳定性好不仅可以简化操纵，而且也能改善飞行的经济性，和运载旅客的舒适要求。一般情况下飞行器的运动问题可以纳入飞行性能和稳定操纵二类问题的范畴内。后者往往也称为飞行品质。但是对于高速飞行器来说，有时候还需要考虑气动弹性和气动热的影响。特别是低空高速飞行情况更有必要。此时由于动压过大气动力往往使飞行器的结构发生静性或动性变形（前者如发散，反操纵，后者则如抖振、颤振等）。反过来由于外形改变又影响了气动力的数值，如果牵涉进气动热的效果，则彼此的作用更为复杂。气动力，弹性力，惯性力、和气动热之间的相互关系如图 0—2 所示。箭头表示互相的耦合关系，实线代表强耦合，而虚线则代表弱耦合。

由于对主要对象的飞行器作了上节的约定。气动热的问题暂时并不显著，可以不加考虑，此外这类飞行器在运动过程中碰到的多半是低频振动问题，初步近似也可按静性变形处理。所以今后讨论飞行器运动规律时！大致先按

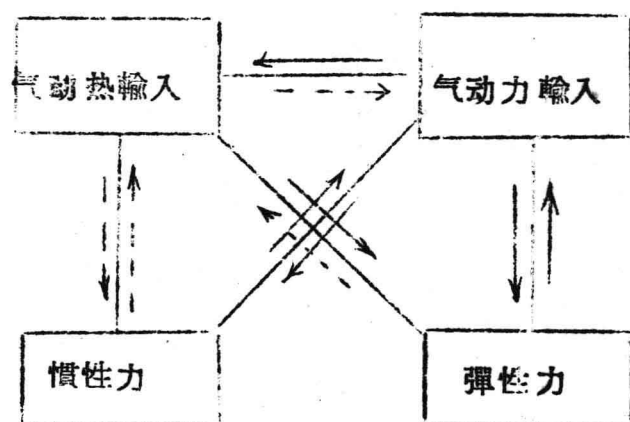


图 0—2 气动热弹性耦合关系

* 还可能包括各类刚性操纵面的角位移等。

剛體或質點系考慮，必要時再計及結構靜性變形對飛行品質的影響，至於變形時性能的影響，則往往可以忽略。

§ 0.3 戰術技術要求的作用

要使飛行器實現某些飛行性能，必須規定一些指標，通常由有關機構制訂戰術技術要求，據此設計审定或驗收產品。其中戰術要求部分就是有關飛行性能的一些指標。為了全面評定飛行器的質量，從飛行動力學角度考慮，飛行品質的優劣佔相當重要的地位，實現同一飛行性能，飛行品質往往可以有較大的出入，何者為優何者為劣，全憑飛行實踐考驗。在有了相當架次的飛行數據以後，通過分析和參考試飛員飛行員的各種評價建議，總可大致歸納出一些客觀的標準，作為今後設計同類型具有良好飛行品質的飛行器的依據，這便是通常所謂的“飛行品質要求”。內容包括操縱面效能、操縱力、飛行穩定性及失速特性等各个方面有了這類要求，可以顯著地減輕設計者的負擔。而要求的合理程度則可以隨着數據積累獲得不斷的改進。

然而對於反映時代水平的近期飛行器設計來說，作為先驅，原無任何經驗規範可供援引。舊有的飛行品質要求或能起參考作用，大多數情況則不足為憑。此時，設計者的經驗、理論的透徹理解和靈活運用，試驗數據的分析判斷也許就成為尋求實現良好飛行品質設計的僅有依據了。

§ 0.4 研究飛行器運動所需的原始數據

除了飛行器本身的構造特性以外，其運動規律主要取決所受的外力和外力矩特性。

作用在飛行器上的外力和外力矩，主要由引力，發動機提供的原動力、氣動力以及各力對某一通過飛行器機體的參考軸所產生的力矩的各種可能組合。

0.4.1 引力

引力源自地球或其它星球。服從萬有引力定律：二物體以力互相吸引，其值與它們質量之積成正比，而和彼此間距離的平方成反比。對我們研究的主要對象來說，由於活動範圍的限制，可以不計其它星球的影響，只考慮重力場的引力作用。由於高度變化不大，在忽略緯度的影響時，重力場可以視作均勻不變（即 g 為常數）。

0.4.2 空氣動力

空氣動力是飛行器外形及運動情況的複雜函數，對整個飛行器來說，即

使最简单的定常运动情况（运动参数与时间无关），想要通过理论或实验正确无误地确定气动力的数值也是十分困难的。一般运动情况下，气动力不仅取决于当时的情况，还与运动的历史过程有关。特别是在亚音速飞行时，由于运动状态的变化，不断向气流抛出旋涡，这些旋涡理论上讲一直影响着飞行器附近的绕流条件。超音速飞行时，每抛出一个旋涡，在某一时间间隔内也能影响飞行器的绕流条件。尤其在运动参数变化比较急剧的场合，不考虑运动的历史过程，便不能得出正确的气动力大小。

如果限于考虑定常运动，或运动参数接近不变的准定常运动，则可以根据当时的运动参数确定气动力的数值，并达到工程计算所需的准确度。随着人类认识客观世界的无限能力，估计气动特性的可靠性将会日益提高。

0.4.3 发动机原动力

发动机提供的原动力来自燃料和氧化剂的化学能或裂变物的核能，且与发动机总效率有关。

目前常见的发动机有活塞式螺旋桨组、涡轮喷气式、冲压式、火箭及其它组合形式：如涡轮螺旋桨、涡轮风扇发动机等，划或未来可能作为推进用的发动机还有核能、离子或光子发动机。

详细阐述各种发动机工作原理及其特性并非本课程的任务。以下我们只着重对涡轮喷气发动机的一般特性从使用观点作一简单的介绍。

I. 涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机是现时采用最广泛的一种动力装置，包括具有离心式轴向式压气机以及附加后燃加力装置的各种型别。这类发动机的特性通常随涡轮前温度 T_3^* ，涡轮转速 n ，飞行高度 H ，飞行速度 V 及大气情况（ P_H ， ρ_H ， T_H ）等而变化。工质则为燃油（一般用煤油）和取自周围的空气。

发动机特性指发动机推力 P （公斤）和燃油消耗量 G_T （公斤/小时）或单位燃油消耗量 C_{yp} （公斤/公斤推力小时）等随发动机转速，飞行高度及速度的变化规律。分别称为节流（转速）特性，高度特性和速度特性。

1) 节流特性：——

指一定飞行速度及高度和一定涡轮前温度限制下，发动机推力和单位油耗率随涡轮转速的变化（图 0—3）。

几个特定转速的工作状态需要解释一下：

(1) 最大转速 (n_{max}) 工作状态——这是发动机发出最大推力 P_{max} 的

工作状态，为了防止过热损坏机件故必须限制工作时间，通常不超过5—10分，仅供起飞、爬升或短时加速之用。

(2) 额定转速 (n_{HOM}) 工作状态——系发动机热力和强度计算用的原始转速，可供较长时间（不低于30分）提供尽可能大的推力，作连续爬升或最大速度飞行之需，此时 $P_{HOM} \approx 0.9 P_{max}$ 。

(3) 巡航转速 (n_{KP}) 工作状态——相当 $0.7 \sim 0.75 P_{max}$ 状态对应的转速。此一工作状态能保证发动机在规定的使用期限内连续可靠地运转。

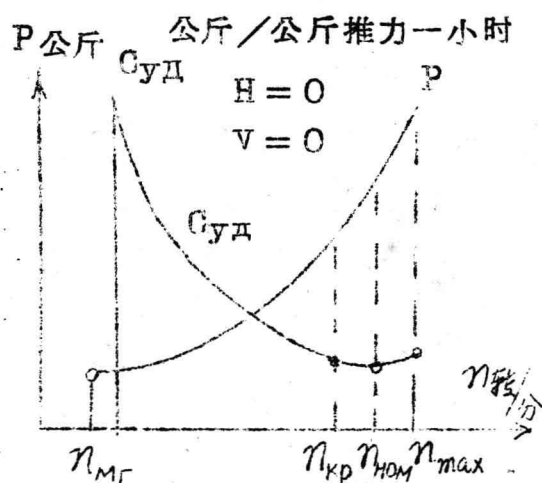


图 0-3 涡轮喷气发动机的节流特性

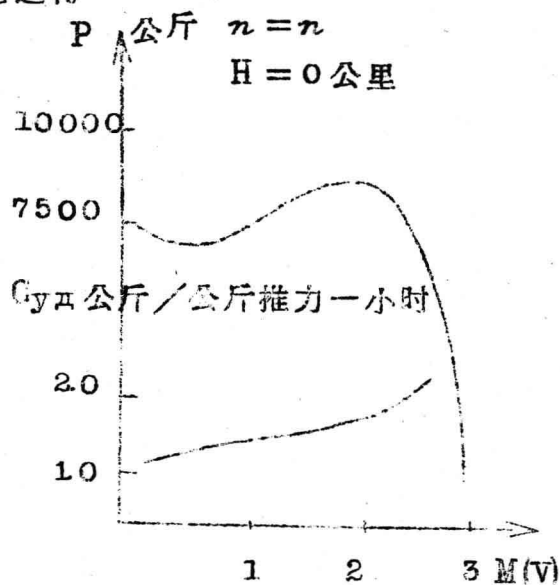


图 0-4 速度特性

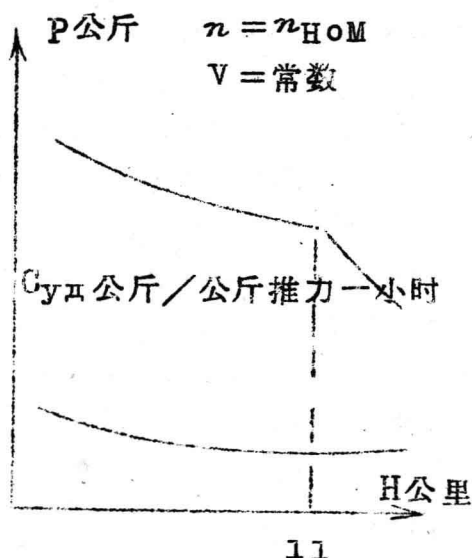


图 0-5 高度特性

(4) 慢车 (n_{MF}) 工作状态（或空转速工作状态）——维持发动机正常运转的最低转速，约比容易停车的转速 (n_{min}) 高 1000 转/分左右，此时 $P_{MT} \approx 0.03 \sim 0.05 P_{max}$ 。

2) 速度和高度特性：—

发动机轉速及渦輪前溫度不變時，推力 P 和單位油耗率 $C_{y\pi}$ 隨飛行速度及高度變化的關係稱為速度及高度特性（圖 0—4，0—5）。

3) 綜合表示法：—

節流、高度及速度特性，也可表成綜合形式，便於應用（圖 0—6，0—7）。

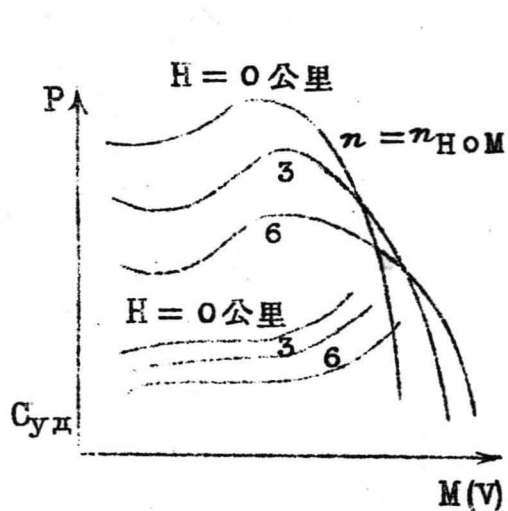


圖 0—6 速度及高度綜合特性

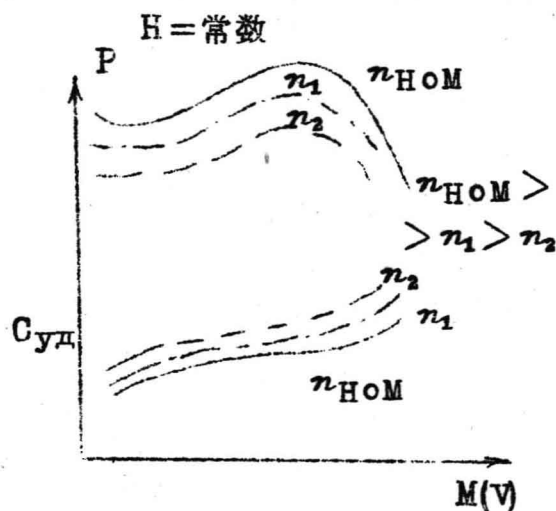


圖 0—7 節流及速度綜合特性

4) 加力特性：—

利用尾噴管後燃的辦法，可以在不增加渦輪前溫度的條件提高發動機推力。此時單位油耗率也相應增加。以腳註 ϕ 表示加力狀態，則加力與非加力比值隨速度的典型變化有如图 0—8 所示。

渦輪噴氣發動機的推力及耗油特性，也可按相似准則表成無因次相似參數的函數形式。

設推力 P 及油耗 G_T 是大氣壓 P_H ，大氣溫度 T_H 渦輪轉速 n 、飛

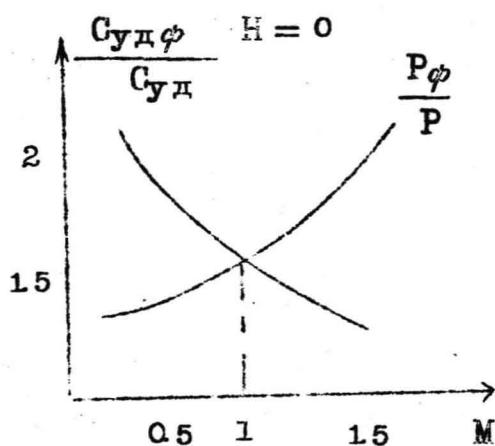


圖 0—8 加力特性

行速度 V 和发动机喷口直径 D 的函数，即

$$P = f_1(P_H, T_H, n, V, D) \quad (0.4.1)$$

$$G_T = f_2(P_H, T_H, n, V, D) \quad (0.4.2)$$

按第定理可组成各三个相似参数的二个函数关系：

$$\frac{P}{P_H D^2} = f_1\left(\frac{V}{\sqrt{T_H}}, \frac{nD}{\sqrt{T_H}}\right) \quad (0.4.3)$$

$$\frac{G_T}{P_H \sqrt{T_H}} = f_2\left(\frac{V}{\sqrt{T_H}}, \frac{nD}{\sqrt{T_H}}\right) \quad (0.4.4)$$

对于不变喷口来说 $D = \text{常数}$ ，可自上述关系中删去，若注意

$$\frac{V}{\sqrt{T_H}} = \frac{\sqrt{g R k}}{\sqrt{g R k T_H}} V = \text{常数} \times M^* , \text{ 则最终可得：}$$

$$\frac{P}{P_H} = f_1\left(M, \frac{n}{\sqrt{T_H}}\right) \quad (0.4.5)$$

$$\frac{G_T}{P_H \sqrt{T_H}} = f_2\left(M, \frac{n}{\sqrt{T_H}}\right) \quad (0.4.6)$$

图 0—9 即为此种稳态关系的曲线表示形式。

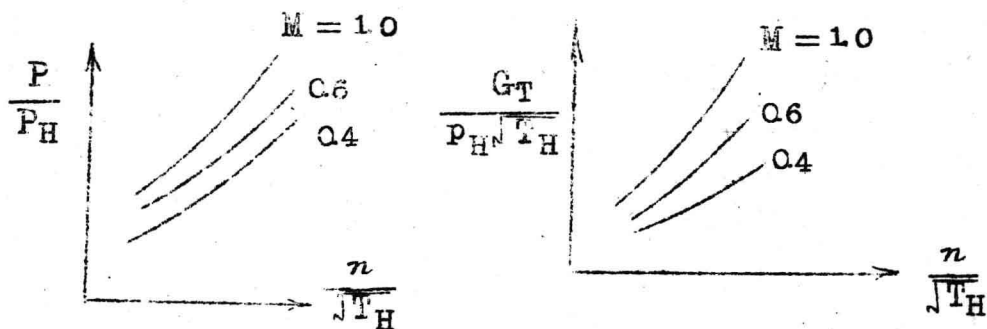


图 0—9 涡轮喷气发动机的无因次特性。

利用这种相似参数表达的发动机特性曲线，不仅大大减少了通常用来表示发动机特性所需的曲线数目，而且由于变化规律接近线性关系，故使例如

$$* a_H = \sqrt{k g R T_H} .$$

分析飞行经济性或最佳軌跡这类問題的困难得以适当減輕 (參閱上篇第三章)

II) 冲压发动机

冲压发动机直接利用速度增压、可达到相当大的增压比。在 M 数大於 2 的情况下，热效率較渦輪噴气发动机为高，缺点是低速时不能起动，推进效率也很低*，进气角度稍不合适，工作便不稳定等等。其高度及速度特性如图 0-10，0-11 所示：

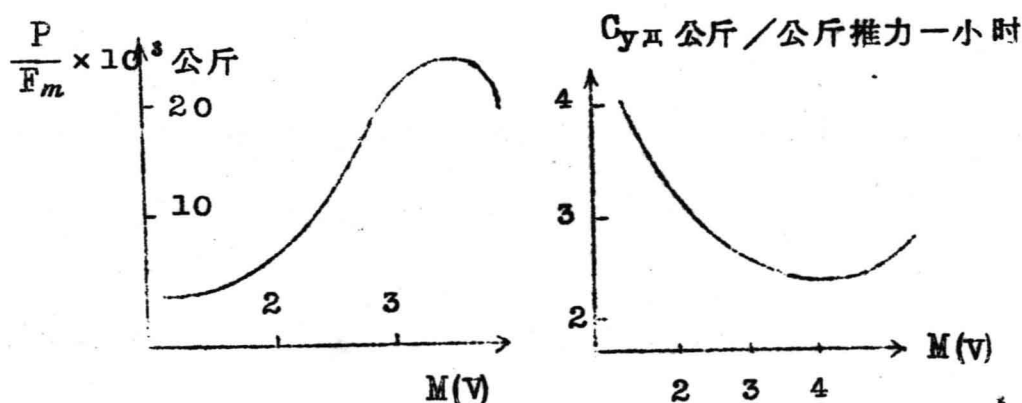


图 0-10 冲压发动机速度特性

式中 F_m 为冲压发动机的最大截面积。

III) 火箭发动机

火箭发动机可分为液体及固体燃料两大类。由於自带氧化剂，工作情况不受外界条件限制，故可作为宇宙飞行器的动力装置。其速度特性及高度特性如图 0-12，0-13 所示。

0.4.4 大气条件

無論作气动力或发动机热力計算，大气条件都按国际标准大气状况确定。

* 热效率 $\eta_t = \frac{\text{有效机械功}}{\text{燃油热能}} = \frac{G_B (V_s^2 - V^2)}{2g H_u G_T}$ G_B 为燃气重量， V_s 为噴出速度， H_u 为燃油热值。

推进效率 $\eta_p = \frac{\text{推进功}}{\text{有效机械功}} = \frac{2}{1 + \frac{V_s}{V}}$ 。故总效率 $\eta = \eta_t \times \eta_p$ 。

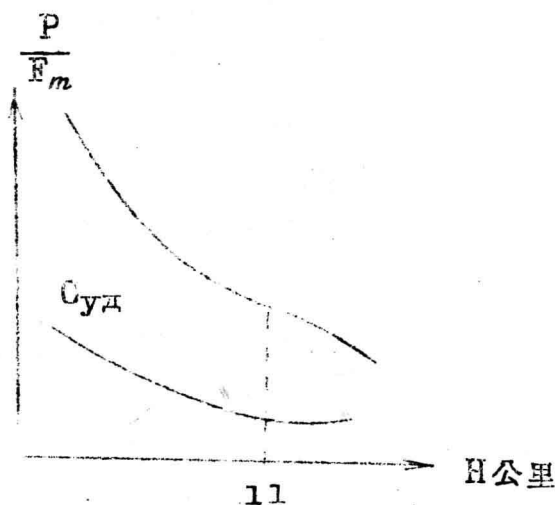


图 0—11 冲压发动机高度特性

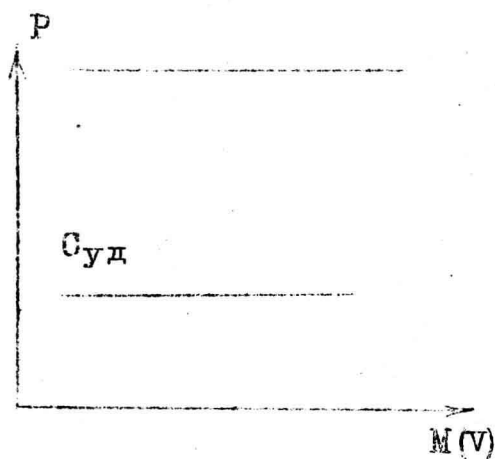


图 0—12 火箭发动机速度特性

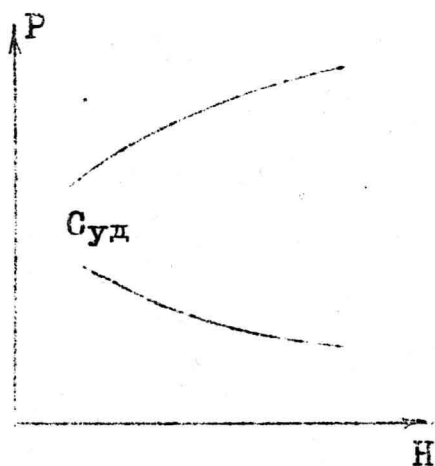


图 0—13 火箭发动机的高度特性

海平面： $P_0 = 760$ 毫米汞柱 $= 10,332.3$ 公斤/米²；

$t_0 = 15^\circ\text{C} = 288^\circ\text{K}$ ； $\rho_0 = \frac{1}{\delta} = 0.125$ 公斤秒²/米⁴。

11 公里以下温度随高度按线性规律递减：

$$t^0 = 15 - 0.0065 H$$

(0.4.7)

压强和密度则由下式确定：

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{5.26} = \left(1 - \frac{H}{44.3} \right)^{5.26} \quad (0.4.8)$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \Delta = \left(1 - \frac{H}{44.3} \right)^{4.26} \quad (0.4.9)$$

式中 H 单位为公里。

11公里以上温度保持不变： $t = -56.5^\circ\text{C}$

压强和密度则由下式确定：

$$\frac{P}{P_{11}} = \frac{\rho}{\rho_{11}} = \frac{\Delta}{\Delta_{11}} e^{-\frac{H-11}{6.318}} \quad (0.4.10)$$

式中 H 单位为公里。

式中 $P_{11} = 1626$ 毫米汞柱， $\Delta_{11} = 0.297$ 。

标准大气状况下压强，密度温度随高度的变化如图 0—14 所示。

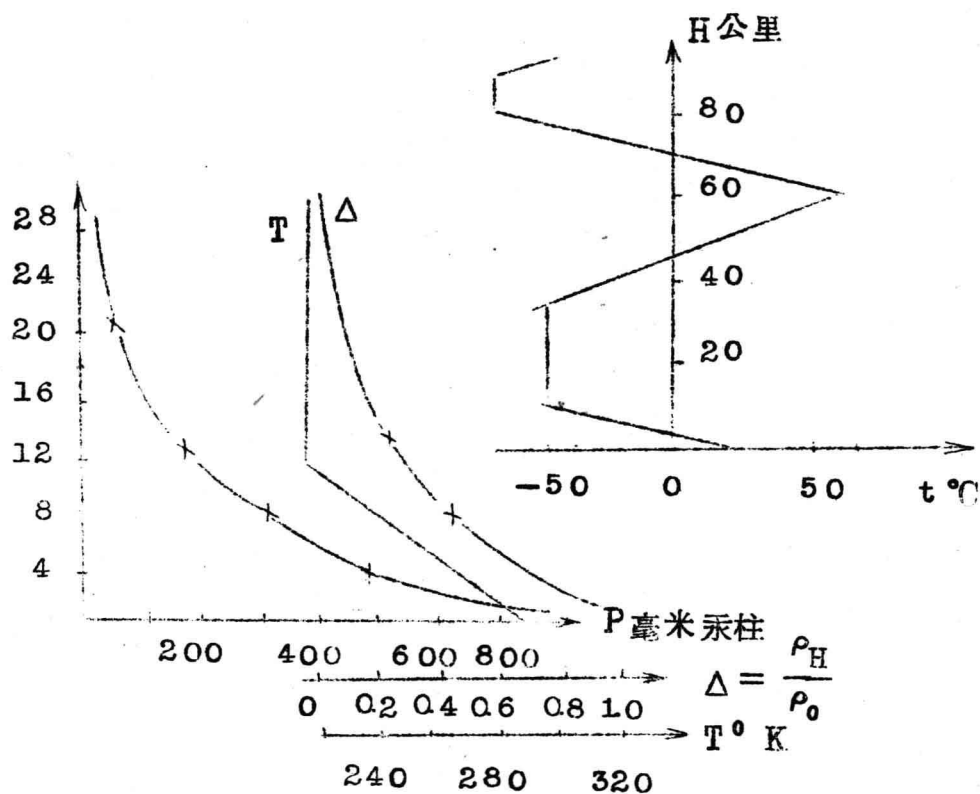


图 0—14 国际标准大气

詳細的數據，請參閱表 0—3

表 0—3

高度 H 米	气压 P _H 毫米汞柱	气温 T _H ⁰ K	相对密度 Δ	运动粘性系数 ν 米 ² /秒	音速 a _H 米/秒
0	760.0	288.0	1.000	0.144	340.2
500	716.0	284.75	0.953	0.150	338.3
1000	674.1	281.5	0.907	0.155	336.4
1500	634.2	278.25	0.864	0.161	334.4
2000	596.2	275.0	0.822	0.168	332.5
2500	560.1	271.75	0.781	0.175	330.5
3000	525.8	268.5	0.742	0.182	328.5
3500	493.2	265.25	0.705	0.189	326.5
4000	462.2	262.0	0.669	0.197	324.5
4500	432.9	258.75	0.634	0.206	322.5
5000	405.1	255.5	0.601	0.214	320.5
5500	378.7	252.25	0.569	0.224	318.4
6000	353.8	249.0		0.234	316.3
6500	330.2	245.75	0.509	0.244	314.3
7000	307.8	242.5	0.481	0.255	312.2
7500	286.3	239.25	0.454	0.267	310.1
8000	266.9	236.0	0.429	0.280	308.0
8500	248.1	232.75	0.404	0.293	305.9
9000	230.5	229.5	0.381	0.307	303.7
9500	213.8	226.25	0.358	0.323	301.6
10000	198.2	223.0	0.337	0.339	299.4

§ 0.5 坐标系和运动方程式

具备有关外力及外力矩的足够知識以後，就可以着手建立飞行器的运动方程式，只要飞行过程中质量变化不太厉害，則可以不必按变质量物体考虑。此时，作为刚体处理的飞行器，在任一慣性座标系統中，按牛頓的动量及动量矩定律写出运动方程式具有下列形式：

$$\Sigma F_x = m a_x = \frac{G}{g} a_x$$