

航空发动机概论

CH1. 飞行动力

飞机的发展历程: (军用)

{ 双翼机
活塞式发动机 螺旋桨飞机
第一代喷气式
第二代喷气式
第三代 jet
第四代喷气式

我国的飞机发展历程

{ 歼轰战斗机 截击机
J7, J8 电子干扰机
预警机 运输机
强击机 反潜机
强5 加油机
高空侦察机 轰炸机

民用客机: 波音 空客 商飞 支线客机 干线客机

{ 活塞式商业运输机
喷气式
小涵道比涡扇
大涵道比涡扇

↳ 双发 { 四发 A380 A340
C919, 737 { 双发 波音 777, GE90

· 活塞发动机: 奥托循环: 吸气 → 等熵压缩 → 等容升温 → 膨胀做功

· 涡扇发动机: 布雷顿循环: 吸气 → 等熵压缩 → 等压升温 → 膨胀做功

· 活塞式: 不连续, 升力 $L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S$ 中 v 对材料有上限

· 涡扇式: 利用 $F = ma$ 提供升力

活塞发动机: { 液冷
 { 气冷
 { 星形
 { V形
 { 直列式
喷气发动机: { 有压气机
 { 无压气机 { 冲压
 { 脉冲
 { 涡轮喷气
 { 涡轮
 { 涡轮
 { 螺旋桨
 { 螺旋桨发动机

涵道比: 流过外涵与内涵气道之空气流量之比

CH2. 涡喷发动机

一. 产生推力的基本原理:

$$P = -F = M(V - U_0)$$

涡轮受到的推力是向后的。

涡轮将气体的动能和势能转化为轴功

轴功推动压气机产生向前的推力

进气管和尾喷管也提供向前的推力

二. 核心部件:

核心机: 涡轮, 燃烧室, 压气机.

辅助零件:

1. 进气道: $\left\{ \begin{array}{l} \text{亚音速} \\ \text{音速} \\ \text{高超音速} \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{机腹进气} \\ \text{头部} \\ \text{背部} \end{array} \right.$

2. 压气机

· 完成热力循环中的压缩环节

$\left\{ \begin{array}{l} \text{轴流式: 轴向流入轴向流出} \end{array} \right. \rightarrow$

$\left\{ \begin{array}{l} \text{离心式: } \sim \sim \sim \text{离心流出} \end{array} \right.$

$\left\{ \begin{array}{l} \text{静子: 机匣 casing 及其上的静子叶片} \end{array} \right.$

$\left\{ \begin{array}{l} \text{转子: 多个轮盘上的转动叶片} \end{array} \right.$

· 参数: 空气流量, 增压比, 效率, 喘振裕度

· 工作原理:

1. 叶片旋转 \rightarrow 提高空气的压力和速度

2. 经过静子整流叶片整流

- 结构强度: 10000 rpm: 叶片承受巨大离心力.
- 喘振: 气流向后流动不通畅, 发生倒流, 而又使向后流动顺畅, 使得气流堵塞, 来回窜动, 产生较大振动.
防喘措施: 放气活门, 可调叶片攻角
- 压气机功率提取: 由齿轮 \rightarrow 发电 \rightarrow 航电系统

3. 燃烧室:

由压气机, 燃油嘴, 涡流器, 火焰筒.

{ 单管燃烧室
 环形 ~~~~~
 环管 ~~~~~

4. 涡轮: (透平)

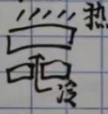
将高温高压的气体能量转化为机械功.

由转子, 静子组成, 一级静叶 (vane) 和一级动叶 (blade) 组成一涡轮级

{ 冲击式涡轮 偏转气流.
 反动式涡轮 偏转气流 + 膨胀.

· 叶片: 在高温条件下高速旋转.

冷却: 由压气机分出的冷气由叶片表面的孔流出进行冷却 (动叶)

由冷气冷却靶面  (静叶)

材料: 单晶叶片, 定向结晶

5. 加力燃烧室: 燃油二次注入, 二次燃烧

· 火焰稳定器, 燃油嘴

6. 尾喷管.

膨胀加速, 排气以产生推力, 可实现反推

收敛
收敛-扩散

锯齿
矢量
无矢量

有反推力
无反推力

有转向喷管:
无转向喷管:

二元大弯
三元大弯
垂直起降

加力时扩张

马赫环: 排气压力与大气压不匹配, 形成多个激波

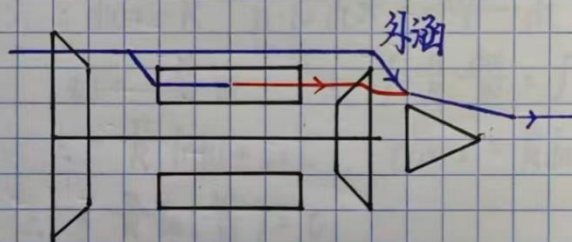
排气噪声: 高速气流喷出时与大气碰撞, 产生湍流

三. 性能参数及涵道的局限

1. 推力, 推重比, 油耗比, 循环参数.

2. 燃油经济性差, 油耗率高.

$\frac{\text{kg}}{\text{daN} \cdot \text{h}}$



$$F = \Delta(mv)$$

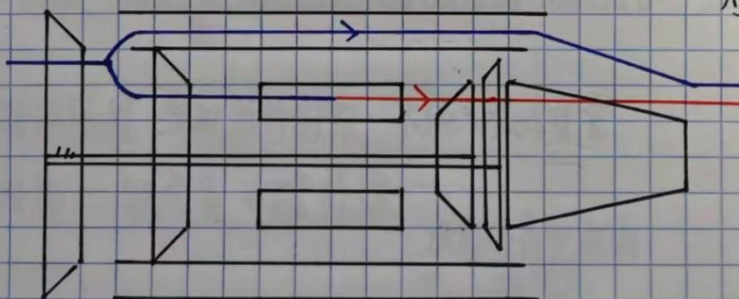
$$\propto m(V_e - V_0)$$

提升质量流量以增大推力

大涵道比, 若其他性能一致

则 $m \uparrow, \Delta v \downarrow$

推力 \uparrow , 飞行 $v \downarrow$



风扇

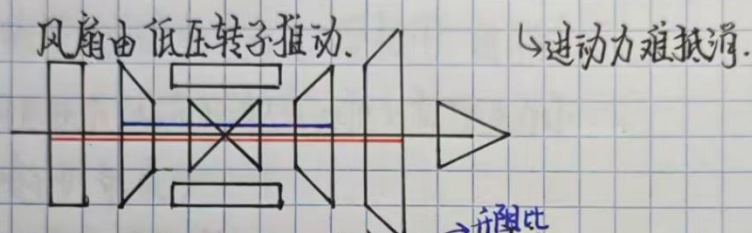
双转子: 两套转子

CH5. 涡轮风扇发动机

5.1. 工作原理:

· 在核心机前加入由轴功推动的风扇, 实现气体的压缩, 提升动能

· 三转子: 中、高压压气机分别由中、高压涡轮推动。



ex.1. $W_{空}=16.7t$, $W_0=239t$ 推重比 $n=6$, 速度 $v=1000 km/h$

分别用 $0.9 kg/daN \cdot h$ 和 $0.85 kg/daN \cdot h$ 的发动机, 求航程

记总重为 W , 油重为 m : $W=16.7+m$, 所需推力: $\frac{Wg}{6}$

$$\therefore dw = -R \frac{Wg}{n \cdot 10} dt - \frac{RW}{n} dt$$

$$\dot{W} = -\frac{R}{n} W \quad \therefore \int -\frac{n}{R} \frac{dW}{W} = \int dt$$

$$\therefore -\frac{n}{R} \ln W = t + C, \quad t=0: -\frac{n}{R} \ln W_0 = C$$

$$\therefore \frac{n}{R} \ln \left(\frac{W_0}{W} \right) = t$$

5.2 特点: 油耗高, 高涵道比, 排气速度低, 推力增加, 噪音减小。

· 转场航程: 单程航行极限, 不纳入武器重量

· 风扇: 钛合金 + 碳纤维

5.3. GTF:

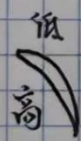
大尺寸风扇的转速须降低: 高速齿轮减速器

风扇由齿轮驱动
↑
双转子

CH6 涡轮螺旋桨发动机

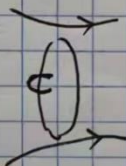
6.1 工作特点及原理

- 涡轮带动螺旋桨旋转. 由要 喷气由推力的10%, 而内主要推力由螺旋桨推动.
- 虽然与活塞式发动机推力源原理相同, 但能量密度大
 - ↳ 相同压比下, 燃气涡轮发动机的极限压力小
- 优点: 喷气少, 能耗少.
- 减速器: 传统: 单轴式:
涡轮: 两套轴, 双转子系统.
- 离心式压气机单级压比大于轴流式, 但更复杂
 - ↳ 流通复杂
 - ↳ 多级静子, 动子.
- 螺旋桨产生抗拉力:



截面

或



气流被加速推出

- 减速器: 传递功率大, 传动比大, 径向尺寸小
 - ↳ 机内, 机外, 双桨式

工作特点:

飞行高度低, 速度慢, 结构简单.

↳ 一般不能超音速

T-95 安-22

· 共轴双桨

↗ 空气

↘ 后桨获得前级气流

6.2 发展及应用

1. 应用: 直升机 伊尔18 运8 (双桨)

水轰5 (双桨) AG600M

2. 发展: A400M (桨扇)

桨扇发动机: A27, An70

油耗低, 高亚音速飞行 → 去掉外涵

CH8. 燃气发生器及核心机

燃气发生器: 压气机 + 燃烧室 + 带动压气机的涡轮

核心机: 高压转子 + 燃烧室

型号核心机可以衍生出一系列发动机

技术——为了实现更高目标, 技术储备.

发展过程: 部件-核心机-验证机-型号

CH9. 航发试验

- 吞水/吞冰: 导致气体密度下降.
 - 高空模拟.
 - 地面试验
 - 飞行试验
- 零部件 { 模型试验
全尺寸试验
燃烧室
涡轮
加力燃烧室
尾喷

1. J9历程, 为何没实现

2. 3种进气方式的优缺点

3. 未来发动机

4. 可动涵道

5. Mig 29 ~ Su 27 尾推 → 空素1问题

CH10. 非航发动机应用

· 航改燃机 → 改地面燃气轮机

工业型
航改型

CH11. 新一代发动机

· 变循环发动机

· 双涵道 · 自适应 (三涵道)

· 超超声速起降

· 多主管发动机

· 部件的新: 磁浮轴承, 分布式控制系统, 电动燃油泵, 电液作动器,

· 大的推重比, 功重比

· 绿色发动机 leap

· 齿轮传动 GTF

· 开式转子

· 多核心机 → 高压部分由多个子核心机构成

· 超燃冲压发动机