

涡轮发动机常用工作状态:

(1) 最大起飞/复飞工作状态 (TOGA) 审定级别

最大推力状态, 工作最恶劣的状态。

这种状态一般只允许使用 5 min

(2) 最大连续推力状态 (MCT) 审定级别

比 TOGA 小, 为发动机可以连续工作的最大推力状态。没有使用时间限制。

通常, 该状态是飞行中一发失效后的工作状态, 产生的推力比上升工作状态略大。

(3) 最大上升 (爬升) 工作状态 (MCL)

小于 MCT, 没有使用时间限制。当 TOGA 结束后, 用 MCL 进行航路爬升至巡航高度。

(4) 最大巡航工作状态 (MCR)

小于 MCL, 巡航时可以使用最大推力, 没有使用时间限制, 用于长时间和远距离飞行。

(5) 减推力和减功率起飞状态 (FLEX / DERATE)

在实际起飞重量小于起飞限重时, 为减轻发动机负荷, 可使用比最大起飞推力小的油门起飞。减推力和减功率起飞油门要根据实际起飞重量和机场情况来确定。

(6) 慢车工作状态 (IDLE)

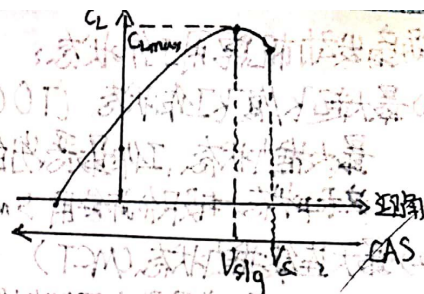
用于航线下降或地面滑行时使用, 是发动机能够保持稳定连续工作状态的最小转速的工作状态。

(7) 反推工作状态 (REVERSE)

反推是着陆和中断起飞使用的一种工作状态, 用于减轻刹车和轮胎负荷。

1.5.1 失速速度

- V_{so} —— 着陆构型下失速速度
- ★ V_{s1} —— $1g$ 失速速度 (升力开始快速减小时)
- V_{SR} —— 最佳失速速度 (校正值)
- ★ V_s —— 常规失速速度 (升力开始减小前)



1.5.2 空中最小操纵速度 V_{MCA}

校正空速

$$V_{MCA} \leq 1.2 V_s$$

$$V_{MCA} \leq 1.13 V_{SR}$$

V_{MCA} : 在飞行中如关键发动机在该速度突然停车, 飞行员使用正常操纵技能, 能维持飞机稳定直线飞行的最小速度。

四发飞机的关键发为外发。坡度 $\leq 5^\circ$, 滚转角 $\leq 15^\circ$, 航向角 $\leq 20^\circ$

1.5.3 地面最小操纵速度 V_{MCA}

校正空速

V_{MCA} : 在起飞加速滑跑中, 关键发动机突然停车, 其他发动机处于起飞工作状态, 飞行员只使用空气动力操纵面和正常操纵技巧, 就能维持飞机稳定直线滑跑的最小速度。

方向舵偏航力 $\leq 15^\circ$, 侧向偏移 $\leq 30ft$

影响 V_{MCA} 和 V_{MCA} 的因素

发动机的推力: 机场气温和标高越高, 发动机推力越小, V_{MCA} 和 V_{MCA} 越大

重量: 飞机重量越大, V_{MCA} 和 V_{MCA} 越大

舵面效应: 舵面效应越好, V_{MCA} 和 V_{MCA} 越小

1.5.4 最小离地速度 V_{MU}

校正空速

$$V_{MU} \geq V_{MU}$$

V_{MU} : 飞机以最大允许的地面俯仰姿态离地的最小速度。

是在全发或一发失效情况下飞机能够安全离地并继续起飞。

$$W = L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V_{CAS}^2 \cdot S$$

离地速度越小, 所需升力系数越大, 离地时迎角大。

1.5.5 临界发动机失效速度 V_{EF}

校正空速

$$V_{EF} > V_{MCA}$$

V_{EF} : 临界发动机失效速度 V_{EF} 是假定临界发动机失效时的校正空速。

1.5.6 最大刹车能量速度 V_{MBE}

V_{MBE} : 是刹车将飞机的动能全部转为热能且刹车性能不衰减的最大速度。

1.5.7 最大轮胎速度 V_{TRE}

V_{TRE} : 是由轮胎的制造厂家规定的可以达到的最大速度, 以便限制可能损坏轮胎结构的离心力和内外压差。

在高温高原机场运行时, 空气密度小, 将会导致相同离地速度对应大的离地真速, 更容易遭受轮胎速度的制约

1.5.8 起飞决断速度 V_1

校正空速

$$V_1 \leq V_R \quad V_1 \leq V_{MBE}$$

V_1 又称为决断速度

从发动机在 V_{EF} 故障到飞行员在 V_1 时判断发现故障之间所考虑的时间为 1 秒。

$$V_1 \leq V_R$$

$$V_1 \leq V_{MBE}$$

1.5.9 抬前轮速度 V_R

V_R : 起飞滑跑中, 飞行员开始拉杆抬前轮以增大飞机俯仰角时的速度。

正常抬轮速率约为 3 度/秒

V_R 不得小于:

$$1.05 V_{MCA}$$

保证飞机在离地 35 呎高前达到 V_2 的最小 V_R 或者

某速度, 如果飞机在该速度以实际可行的最大抬头率抬头, 得到的 V_{LOF} 将不小于全发工作 V_{MU} 的 110%, 且不小于按单发停车推重比确定的 V_{MU} 的 105%。

1.5.10 离地速度 V_{LOF} $(1.05 V_{MU(W)} \leq V_{LOF}, 1.1 V_{MU(W)} \leq V_{LOF})$

V_{LOF} : 飞机起飞滑跑时, 加速到升力等于重力这一瞬间速度。

1.5.11 起飞安全速度 V_2

V_2 大 V_R 必然大

V_2 : 起飞安全速度 V_2 , 是在关键发动机于 V_1 失效后, 飞机在距起飞表面高 35 呎时应该达到的最小速度。

V_2 的大小必须保证飞机在关键发动机于 V_1 失效后的继续起飞离地后能够达到指定的上升梯度, 而且还不得小于:

➤ V_{2MIN} (保持高于 V_{MC} 和失速速度的足够安全余量)

➤ V_R 加上在起飞跑道末端上空达到 35 呎前获得速度增量

1.5.12 最后起飞速度 V_{FTO} $V_{FTO} \geq 1.18 V_{CR}$

V_{FTO} : 用来提供按要求的爬升梯度

1.5.13 着陆最小操纵速度 V_{MCL}

V_{MCL} : 全发工作着陆进场期间的最小操纵速度。在此速度下, 当临界发动机

V_{MCL} : 全发工作着陆时, 飞行员能在坡度不大于 5° 直线飞行, 保持对飞机操纵。

1.5.14 着陆进场参考速度 V_{REF}

$$(1.23 V_{SR0} \leq V_{REF}, V_{REF} = 1.3 V_{S0} \text{ 或 } 1.23 V_{SIG})$$

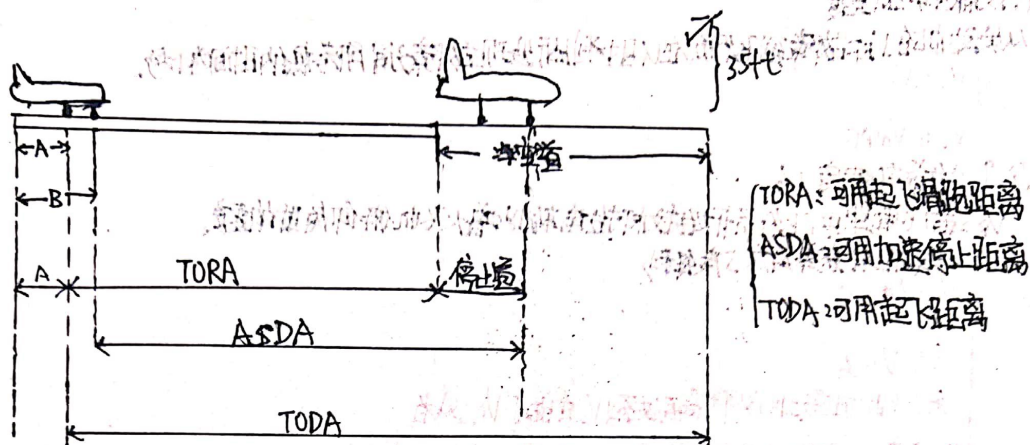
V_{REF} : 根据飞机着陆时应保留的安全裕量而确定的一个速度。

以全襟翼构型着陆时, 在距离着陆表面 50 呎高度上的最小着陆速度。

空客机增加一个最小可进速度 V_{LS}

$$\begin{cases} V_{LS} = 1.23 V_{SIG} \\ V_{REF} = V_{LS} (\text{CONF NULL}) \end{cases}$$

可用距离:



1.5.15 最后进近速度 V_{APP}

V_{APP} : 即跑道入口速度, 指飞机下降到50ft过跑道头时应该达到的速度。

$$V_{APP} = V_{LS} + \text{风修正}$$

$$V_{APP} = \max \begin{cases} V_{LS} + \frac{1}{2} \text{逆风} \\ V_{LS} + 5 \text{kt} \end{cases}$$

1.5.16 接地速度 V_{TD}

V_{TD} : 飞机接地瞬间速度

- 着陆重量增加, V_{TD} 增大
- 空气密度减小, V_{TD} 增大
- 接地迎角大, V_{TD} 减小

所需距离:

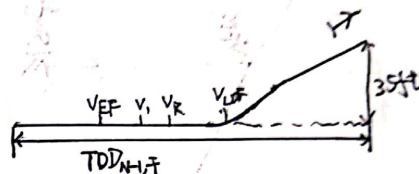
① 所需起飞距离 (TOD)

$$\text{干跑道: } \max \{ 1.15 \times \text{TOD}_{N,F}, \text{TOD}_{N+1,F} \}$$

全起飞距离 - 飞机的继续起飞距离

$$\text{湿跑道: } \max \{ \text{TOD}_F, \text{TOD}_{N+1,湿} \}$$

指从起飞开始到离地15ft高度所经过的水平距离



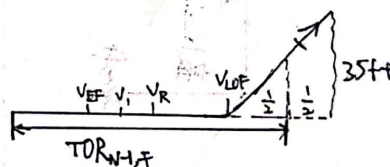
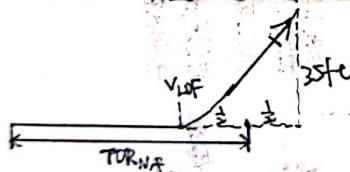
② 所需起飞滑跑距离 (TOR) [起飞距离等于起飞距离 $\Leftrightarrow$ 起飞距离不包含净空道]

$$\text{干跑道: } \text{TDR}_F = \max \{ 1.15 \times \text{全起飞滑跑距离 (TOR}_{N,F}), \text{TDR}_{N+1,F} \}$$

飞机的继续起飞滑跑距离

▲ $\text{TOR}_N, \text{TOR}_{N+1}$ 是指从离地 (V_{LOF} 点) 到 35ft 高度点的一半。

$$\text{湿跑道: } \text{TDR}_{湿} = \max \{ \text{TDR}_{N+1,湿}, 1.15 \times \text{全起飞滑跑距离 (TOR}_{N,湿}) \}$$



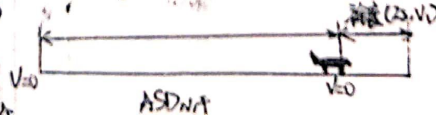
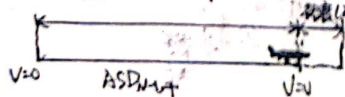
③ 所需加速停止距离 (加速停止距离) (ASD)

$$\text{干跑道: } \text{ASD}_F = \max \{ \text{ASD}_{N,F}, \text{ASD}_{N+1,F} \}$$

$\text{ASD}_{N,F}$ = 从启动到飞机停止的距离 + 裕度 (2s, V₁)
(假定在 V₁ 采取中断起飞动作)

$\text{ASD}_{N+1,F}$ = 同 $\text{ASD}_{N,F}$

$$\text{ASD}_{湿} = \max \{ \text{ASD}_F, \text{ASD}_{N+1,湿}, \text{ASD}_{N,湿} \}$$



▲ ① 飞机重量增加, TOR, TOD 和 ASD 个

② 机场标高增加, TOD, TOR 和 ASD 个

③ 机场温度增加, TOD, TOR 和 ASD 个

④ 顺风起飞, TOD, TOR 和 ASD 个

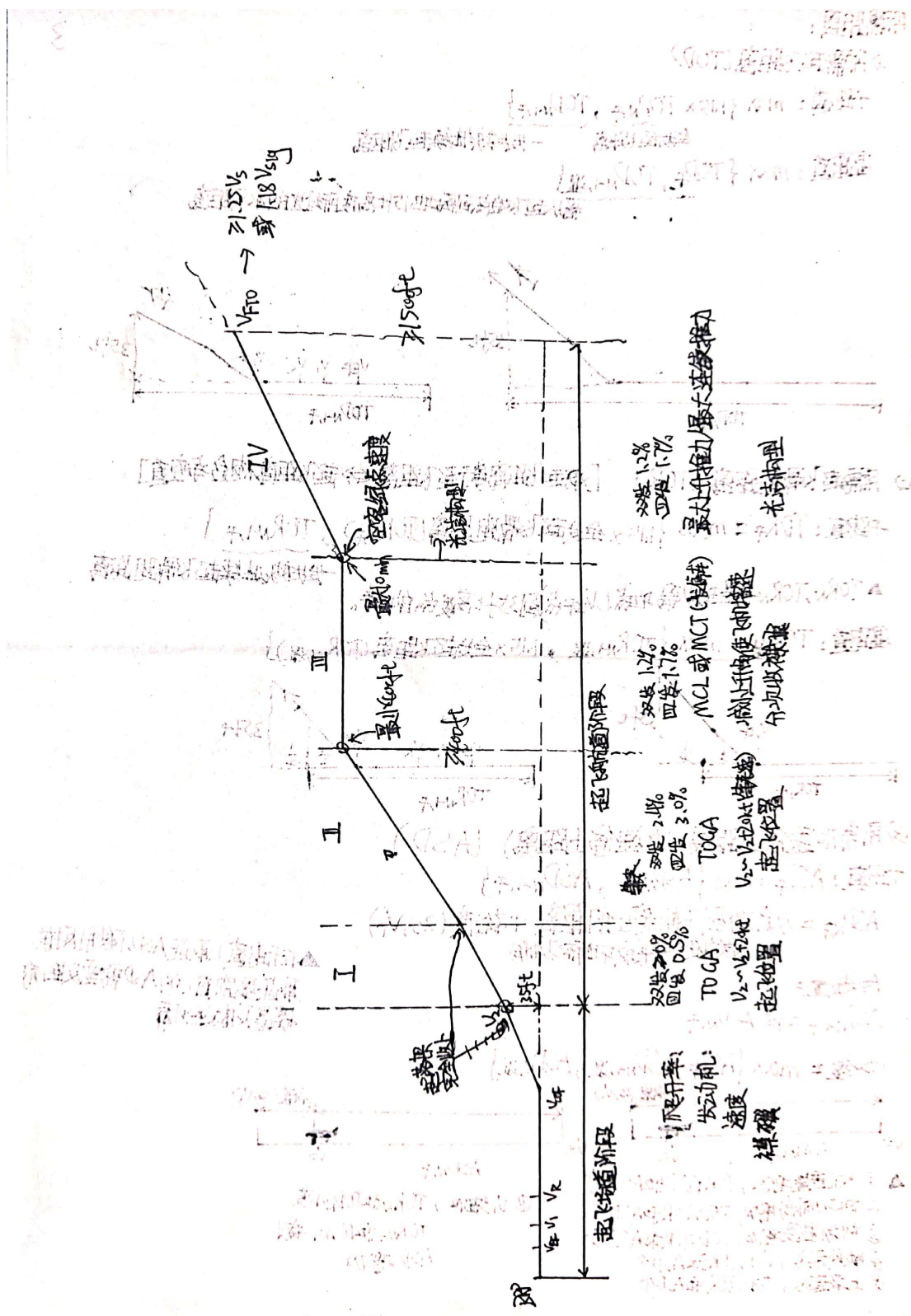
⑤ 上坡起飞, TOD, TOR 和 ASD 个

⑥ V₁ 增加, TOR_N 和 TOD_N 不变

TOR_{N+1} 和 TOD_{N+1} 减小

ASD 增加

▲ 在干跑道上取正 ASD 不使用反推, 取正湿跑道上的 ASD 需受反推影响是反推是否可靠



起飞速度的确定:

影响继续起飞最小速度的因素:

- 起飞重量 $V_{LO min}$
- 大气温度 $V_{LO min}$
- 机场气压高度 $V_{LO min}$
- 顺风起飞 $V_{LO min}$

影响中断起飞最大速度因素:

- 起飞重量 $V_{LO max}$
- 温度 $V_{LO max}$
- 气压高度 $V_{LO max}$
- 顺风起飞 $V_{LO max}$

4

不平衡场地法: { 当 $ASDA < TODA$ 时, 可以适当减小 V 来增大限重
当 $ASDA > TODA$ 时, 可以适当增加 V 来增大跑道限重

起飞性能优化:

增大起飞重量

合理地选择起飞襟翼角度
发动机巧使用
起飞速度的优化

$$V_1/V_R: (0.84 \leq V_1/V_R \leq 1)$$

$V_1/V_R \downarrow \rightarrow TOD \downarrow \rightarrow ASDR \downarrow$
不影响上升梯度限重

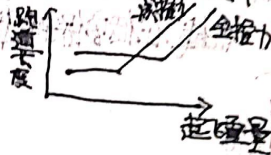
$$V_2/V_S: (1.2 \leq V_2/V_S \leq (V_2/V_S)_{max})$$

$V_2/V_S \downarrow$ 全起飞距离 $\downarrow$ 一发失效继续起飞距离 $\downarrow$
一发失效加速停止距离 $\downarrow$ 场长限重 $\downarrow$
上升梯度 $\downarrow$ 上升梯度限重 $\downarrow$

减推力起飞

减额定功率, 减推力:

如果使用减额定功率, 减推力起飞, 在整个飞行过程中, 只能使用减推力的推力, 原来推力不可使用。
在短跑道, 湿跑道或污染跑道上起飞时, 减额定功率, 减推力可以增大起飞重量。



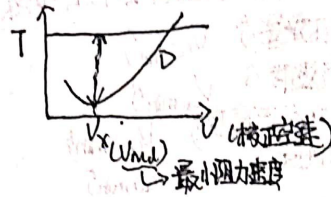
假设温度 (灵活温度) 减推力

减推力的最大值不得超过全推力的 25%。
减推力后的油门不得小于最大上升油门

上升：指飞机起飞后的航迹结束点（起飞机场上空1500ft高度或越过相关障碍物后）到达规定的巡航高度和速度的过程，又称作航线上升。

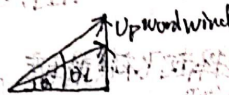
▲上升过程中，升力始终小于重力

上升梯度 $GOC = \frac{H}{D_{act}} = \tan \theta_L = \frac{T-D}{W} = \frac{\Delta T}{W}$



▲获得最大上升梯度的速度为爬升速度 V_x

- 重量 $\downarrow$ 剩余推力 $\uparrow$ 上升角 $\downarrow$ $V_x \downarrow$
- 非标准构型 阻力 $\uparrow$ $\Delta T \downarrow$ 上升角 $\downarrow$ $V_x \downarrow$
- 高度 $\downarrow$ 上升角 $\downarrow$ $V_x \downarrow$
- 水平风 顺风 上升梯度 $\downarrow$
- 逆风 上升梯度 $\uparrow$
- 垂直风 上升气流 上升梯度 $\uparrow$
- 下降气流 上升梯度 $\downarrow$

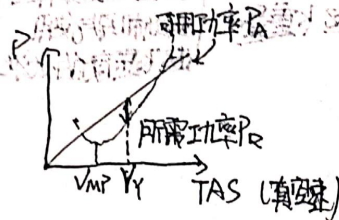


上升率：取决于上升角及爬升速度 V_x (真空速)

$Roc = V_x \sin \theta_L = V_x \frac{T-D}{W} = V_x \frac{\Delta T}{W} = \frac{\Delta W}{W}$

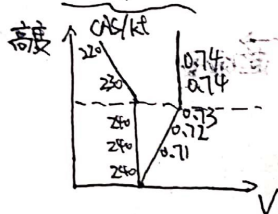
▲获得最大上升率的速度为快升速度

- 重量 $\downarrow$ 剩余功率 $\uparrow$ 上升率 $\downarrow$ $V_y \downarrow$
- 非标准构型 剩余功率 $\downarrow$ 上升率 $\downarrow$ $V_y \downarrow$
- 高度 $\downarrow$ 剩余功率 $\downarrow$ 上升率 $\downarrow$ V_y (真空速) $\downarrow$ V_y (真空速) $\downarrow$
- 水平风无影响
- 垂直风 上升气流 上升率 $\uparrow$
- 下降气流 上升率 $\downarrow$



上升方式：陡升方式、快升方式、燃油最省上升方式、总成本最小上升方式

▲上升策略：航线在低空保持等表速上升，在高空保持等马赫数上升

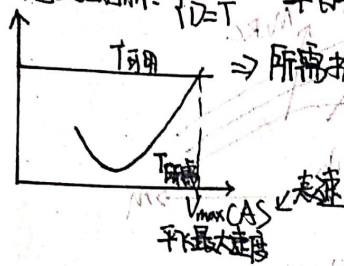


飞机的巡航性能: (决定飞行经济性的主要阶段)

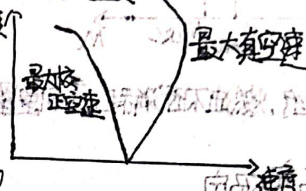
平飞受力分析: $\begin{cases} L=W \\ D=T \end{cases}$

平飞所需速度 $V_{ps} = \sqrt{\frac{2W}{C_D S}} \Rightarrow$ 所需推力: $T = \frac{W}{L/D} = \frac{W}{K}$

飞机重量越大, 平飞所需速度越大
飞机放襟翼使升力系数增加, 平飞所需速度减小。



$\Rightarrow$ 高度 $\downarrow \Rightarrow V_{max} \downarrow$ 平飞最大速度
高度 $\uparrow \Rightarrow$ 平飞最大速度



巡航性能分析:

- 轮挡油耗: 飞机从停机坪滑出到完成任务后滑入停机坪所消耗的燃油。
- 轮挡时间: 飞机从停机坪滑出到完成任务后滑入停机坪所用的时间。
- 巡航程: 起飞场道阶段结束 (35ft) 到进场着陆 (1500ft) 所经距离。

• SR: 燃油里程, 航程燃油比:

$$SR = \frac{\text{距离}}{\text{燃油}} = \frac{\text{真实速度}}{\text{燃油流量}} = \frac{TAS}{FF} = \frac{C_M K}{\frac{SFC}{\eta_{p0}} \times W} \propto \frac{MK}{\frac{SFC}{\eta_{p0}} \times W}$$

- $\frac{MK}{\frac{SFC}{\eta_{p0}}}$ — 气动性能的好坏
- $\frac{SFC}{\eta_{p0}}$ — 发动机性能的好坏
- W — 飞机重量

正常情况变化忽略
 $W \uparrow \Rightarrow SR \downarrow$
 $W \downarrow \Rightarrow SR \uparrow$

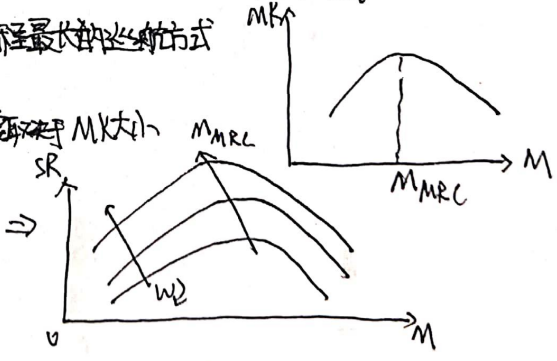
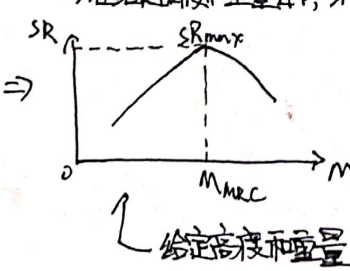
• FF 燃油流量: 指飞机单位时间内消耗的燃油量

• SFC 燃油消耗率: 指产生单位推力, 在单位时间内所消耗的燃油量。

MRC: 最大航程巡航 — 以航程最长的巡航方式

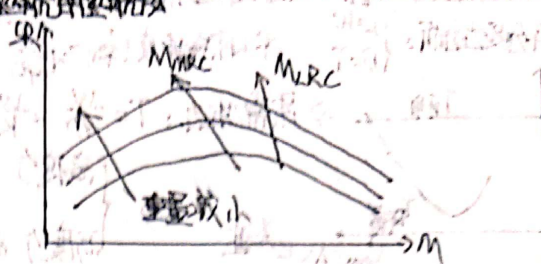
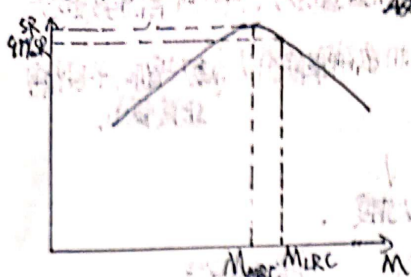
$\Rightarrow$ 要求 MK 最大

$\Rightarrow$ 在给定高度和重量时, SR 主要取决于 MK 大小



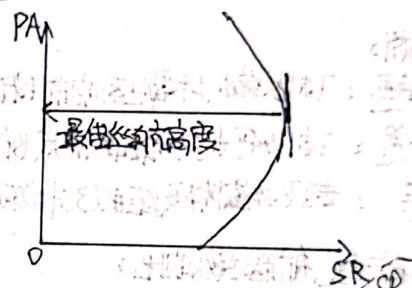
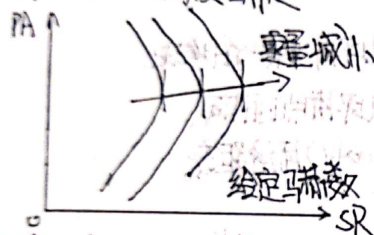
LRC: 长航程巡航

以最大 M_{LRC} 对应的燃油消耗率 q_{LRC} 对应的最大马赫数 M_{LRC} 的巡航高度



随着巡航的进行, 燃油不断消耗, 飞机重量 $\downarrow$, $M_{LRC} \downarrow$, $M_{MRC} \downarrow$

最佳巡航高度确定



随着巡航的进行, 燃油不断消耗, 飞机重量不断减小, 最佳巡航高度逐渐增加

$$PA \uparrow \rightarrow P \downarrow \rightarrow C \downarrow \rightarrow k \uparrow \rightarrow \rho \downarrow$$

$$W = C \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho V^2$$

▲ 爬升巡航就是把巡航阶段分为几个航段, 飞机在巡航的每个航段中, 以固定的高度飞行, 并尽可能接近最佳巡航高度。

民航运输机最大运行高度:

min { 推力限制高度, 最大审定高度, 1.3g 抖动脉动升限 }

/ min { 最大审定高度, 最大巡航高度, 上升升限, 抖振限制高度 }

▲ 最大审定高度是指在环境包线上对应的最大运行的高度, 此高度通常考虑

了内外压差限制的最大高度。

▲ 最大巡航高度是指使用最大巡航推力使飞机能够巡航的最大高度。

▲ 上升升限, 是指使用最大上升推力上升到指定剩爬余上升率对应的高度。

▲ 抖振高度限制高度是指在给定载荷因数 (通常为 1.3, 对应坡度为 40°) 对应的载荷下出现抖振时对应的高度。

▲ 飞机的最大高度随着温度的升高而减小, 随着重量的增加而减小。

▲ 大部分情况, 最大高度和最佳高度差距不大。

影响航程的其他因素:

1. 顺风使航程增加, 逆风使航程缩短。

2. 温度升高, 发动机耗油率增加, 因此燃油里程和航程会缩短。

3. 温度升高, 发动机耗油率

3. 放下起落架和襟翼等, 飞机阻力增加, 所需推力增大, 飞机的升阻比减小, 燃油里程和航程缩短, 因此, 正常巡航过程中均不得放下起落架和襟翼。

4. 梯度风: 飞行员是否应该改变飞行高度取决于梯度风的大小, 偏离最佳巡航高度巡航性能的变化非常快

$$\Delta \text{空中距离} = \text{地面距离} \times \frac{TAS}{TAS \pm V_w}$$

$$\frac{\text{空中距离}}{\text{地面距离}} = \frac{TAS}{GS}$$



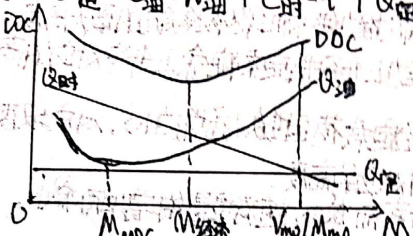
4.3 经济巡航马赫数

直接运营成本 DOC — 工资、奖金、津贴 — 变化

间接运营成本 IDC — 保证飞行安全 — 固定值

↑ 无论是否进行航班运行, 这些费用都需要支出

$$DOC = Q_{油} + Q_{时} + Q_{座} = C_{油} \cdot W_{油} + C_{时} \cdot t + Q_{座}$$



成本指数 CI: $CI = \frac{C_{时}}{C_{油}}$

$C_{油}$ — 燃油价格
 $C_{时}$ — 每小时需要支付的费用

▲ 经济巡航速度的大小取决于成本指数的大小。

成本指数高 $\rightarrow C_{时} \uparrow$ or $C_{油} \downarrow \rightarrow M_{经济} \uparrow$

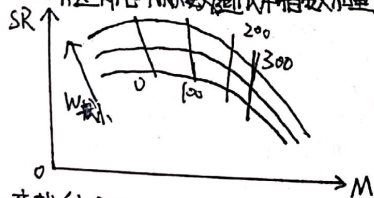
成本指数低 $\rightarrow C_{油} \uparrow$ or $C_{时} \downarrow \rightarrow M_{经济} \downarrow$

成本指数为零, 说明不计时间成本, 经济巡航 M 数等于远航 M 数

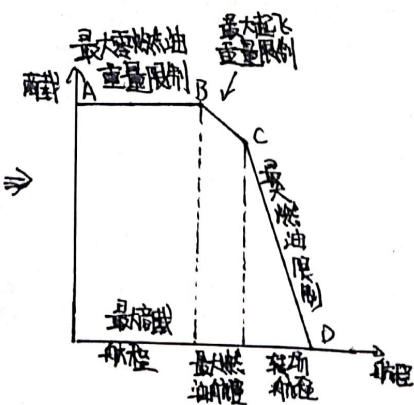
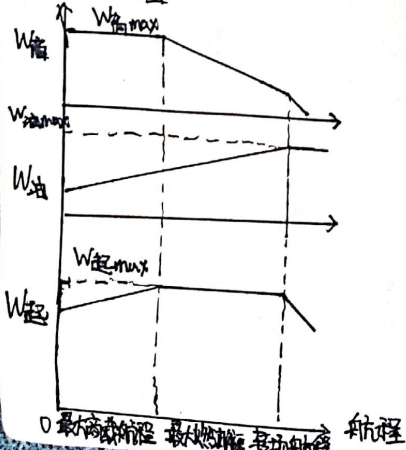
成本指数为最大值, 则经济巡航 M 数为飞行最大速度

(实际中留有安全裕度, 最大为 $V_{M0} - 10 \text{ kt}$ 或 $M_{M0} - 0.02$)

▲ 经济巡航马赫数随成本指数和重量变化



▲ 满载航程图



着陆性能分析

着陆性能分析的目的是在航路巡航中出现一台发动机失效后确保飞机能够安全运行。

总着陆航迹是飞机在发动机故障后实际飞的航迹。
净着陆航迹指的是总飞行航迹减去必须的量。

供氧 { 飞机组氧系统 —— 气态氧 (与座舱气压高度有关)
旅客氧系统 —— (化学氧, 与座舱气压高度无关)

▲ 座舱释压后, 应急下降程序

- (1) 断开自动油门并收到慢车, 放出扰流板, 推杆使飞机以 10° 俯角转入下降, 但不得出现失速
 - (2) 为了尽快转入下降, 可以采用转弯的方法使飞机进入预定俯角, 在下降中保持 V_{MO}/M_{MO}
 - (3) 通常在应急下降过程中应放下起落架, 以增大下降率, 但必须满足放下落架的相应规定。
- ▲ 应急下降过程中飞机的下降率通常很大, 高达 $4000 \sim 5000 \text{ ft/min}$, 甚至可能更高

第5章 飞机的着陆性能

着陆: 指从跑道入口外离地50ft高度开始, 经过直线下滑, 拉平, 接地, 减速滑跑到完全停下的过程。

▲ 着陆距离包括着陆空中段和地面滑跑段。

▲ 停止道和净空道用于着陆

着陆距离:

1. 审定着陆距离 (LDA): 不包含任何安全余量

可以使用刹车, 扰流板, 防滞系统, 扰流板, 不使用反推, 不使用自动刹车, 不使用平视引导系统

2. 所需着陆距离 (RLD): 审定着陆距离 + 安全余量

$$\begin{cases} RLD_1 = 1.67 \times LDA \\ RLD_2 = 1.15 \times 1.67 \times LDA = 1.92 LDA \\ RLD_3 = \max \{ RLD_1, RLD_2 \} \end{cases}$$

3. 实际着陆距离 ALD, 不包含任何安全余量, 代表飞机在此条件下的最佳性能。

▲ 当实际运行条件和审定条件一致时, 实际着陆距离就等于审定着陆距离。

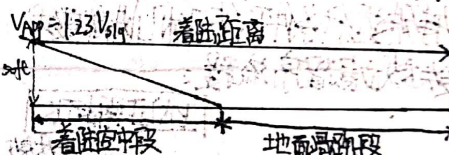
4. 可用着陆距离 指公布的跑道可用着陆距离

▲ 跑道入口内移: 下降角固定为了拉平, 跑道入口内移

影响着陆距离的主要因素:

1. W 着陆距离 $\downarrow$
2. 机场气压高度/温度 $\downarrow$ 着陆距离 $\downarrow$
3. 进场速度 $\downarrow$ 接地点前移 $\downarrow$ 着陆距离 $\downarrow$
进场速度 $\downarrow$ 着陆距离 $\downarrow$

4. 襟翼角度 $\downarrow$ 着陆距离 $\downarrow$ ▲ 陡坡飞, 不放全襟翼



着陆制动措施: 刹车及刹车防滞系统, 扰流板, 反推

限制最大着陆重量的因素:

1. 最大审定着陆重量限制: 考虑飞机在着陆过程中起落架和机体结构所能承受的着陆

2. 可用场地长度限制

$$\begin{cases} RLD_{\text{干}} = 1.67 \times CLD_{\text{干}} = LDA & \text{---} RLD_{\text{干}} \\ RLD_{\text{湿}} = 1.15 \times RLD_{\text{干}} = 1.15 \times 1.67 \times CLD_{\text{干}} = LDA & \text{---} RLD_{\text{湿}} \\ RLD_{\text{冰}} = \max \begin{cases} 1.15 \times CLD_{\text{冰}} \\ RLD_{\text{湿}} \end{cases} = LDA & \text{---} RLD_{\text{冰}} \end{cases}$$

3. 复飞上升梯度限制

复飞: 进近复飞 $\rightarrow$ 考虑一发失效 上升梯度: 双发 $> 2.1\%$, 三发 $> 2.4\%$, 四发 $> 2.7\%$
着陆复飞 $\rightarrow$ 不考虑一发失效 上升梯度 $> 3.2\%$

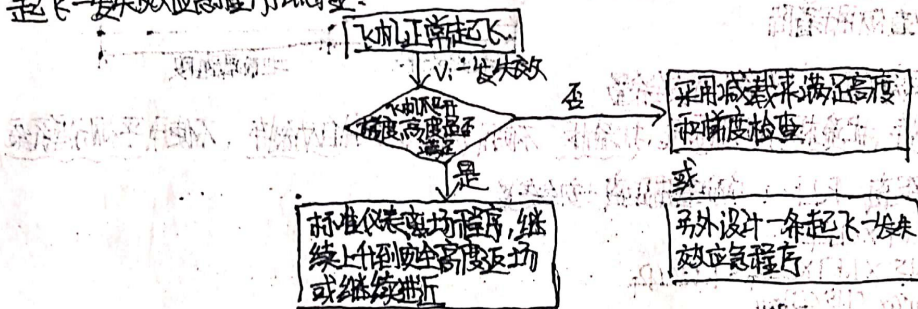
▲ 对双发飞机, 进近上升梯度限制的最大着陆重量往往要小于着陆上升梯度限制的最大着陆重量。
对四发飞机, 着陆上升梯度限制的最大着陆重量要小于进近上升梯度的最大着陆重量。

4. 爬升速度限制

5. 刹车能量限制: 根据机型通常规定快速过站最大重量来满足刹车吸收热能的限制。

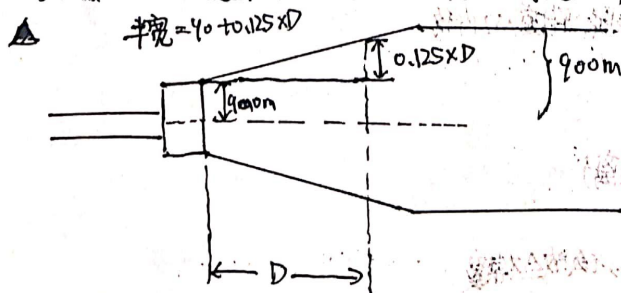
第6章 特殊运行条件下的飞机性能要求

起飞-一发失效应急程序流程:



▲ 设计起飞-一发失效应急程序至少包含:

- (1) V1时-一发失效, 沿一发失效应急程序路线飞行
- (2) 决断点-一发失效, 沿一发失效应急程序路线飞行
- (3) 决断点-一发失效, 沿所有拟用的标准仪表离场程序路线飞行。



湿和污染跑道上的运行:

跑道 { 干跑道 "有效干"
湿跑道 $\leq 3mm$
污染跑道 $\geq 3mm < 13mm$

▲湿跑道不能使用灵活温度(假设温度)减推力,但可以使用降低额定值减推力起飞。

积水现象: 条件: ①道面上有积水或其他污染物 ②轮胎与积水道面有相对运动。
(滑跑速度 $\neq$ 积水速度)

滑水的类型: { 黏性滑水
动态滑水 完全托起 (速度 $>$ 积水速度, 积水黏度当量厚度 $>$ 轮胎花纹
橡胶滑水 热量的产生使水被汽化, 蒸汽的压力将轮胎托起, 产生的滑水现象
称为橡胶还原滑水

影响滑水的因素 { 污染物的深度
风速
轮胎压力
轮胎花纹质量
跑道摩擦特性
跑道建设工艺

机轮防滑系统 { (1) 机轮防滑瓦
(2) 防滑保持

湿和污染跑道对起飞性能的要求

影响: { (1) 起飞速度降低
(2) 方向控制减弱

▲湿和污染跑道对起飞性能的影响主要是起飞距离和起飞速度, 湿和污染跑道还会使所需起飞距离增加

湿和污染跑道对着陆性能的要求

▲在湿和污染跑道上着陆, 一方面道面污染物可能增加了地面摩擦系数, 另一方面污染物的存在可能增加了出现滑水现象的概率。

高原机场: 高原机场海拔高, 空气密度和大气压力小, 地形复杂, 太阳辐射和向背/阳地形受热不均, 气象条件多变。