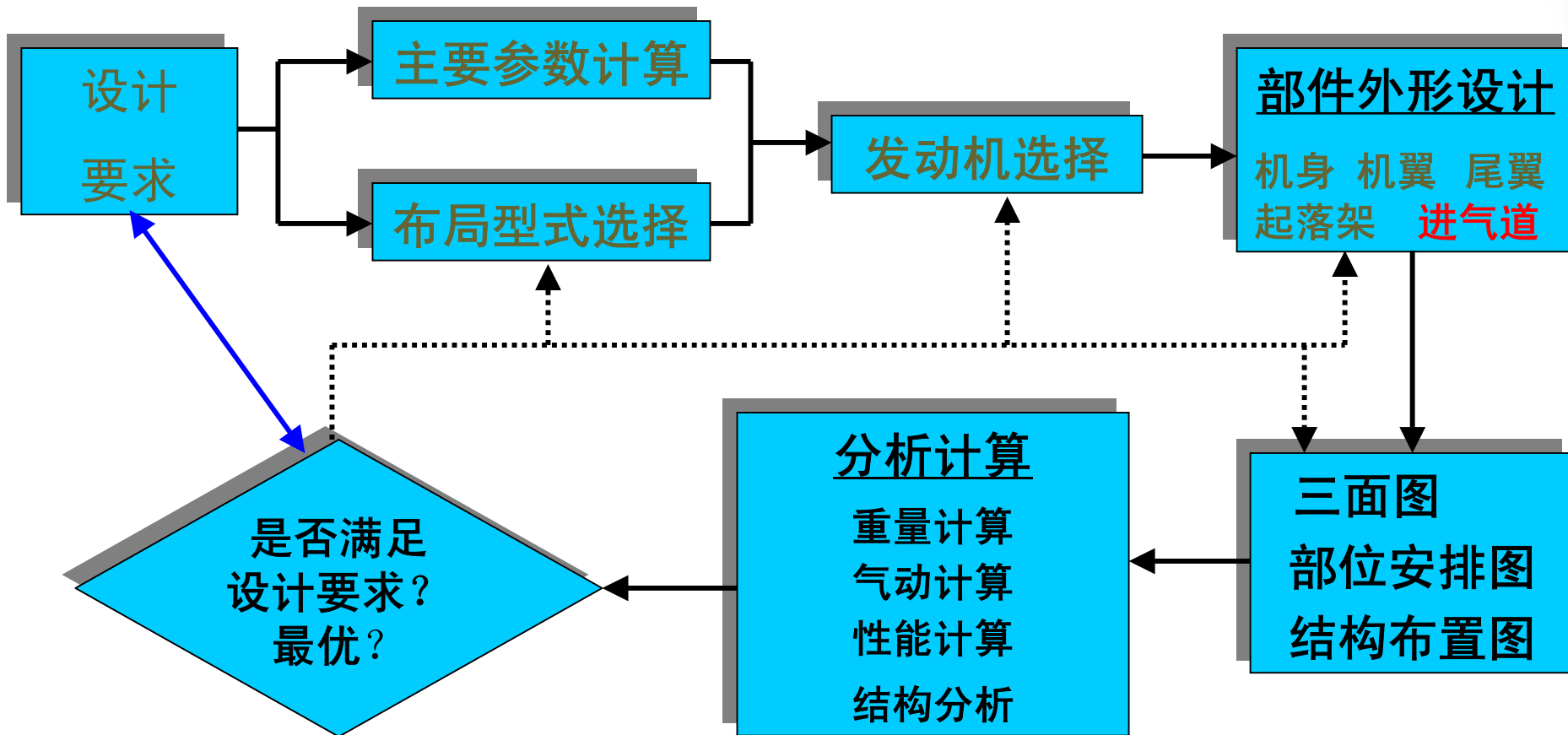


进气道与尾喷管参数选择



飞机总体设计框架





内容提要

- 进气道参数选择
 - 进气道的功用与要求
 - 进气道的参数及其选择
- 尾喷管的型式和主要参数选择
 - 尾喷管的功用
 - 尾喷管工作特征的参数
 - 尾喷管的型式
 - 尾喷管主要参数选择



进气道的功用与要求

- 进气道的功能

减速增压，将动能转变为压力能，提供给发动机。

注：

- 亚音速时：进入发动机的空气增压主要是在压气机中进行
- $M=1.2\sim 1.4$ 时：进气道和压气机对气流的增压作用就几乎相同



进气道的功用与要求

- 增压过程的压力损失
 - 摩擦
 - 当速度场不均匀或气流分离时产生涡流和热交换
 - 超音速，因激波的产生而引起压力的损失



进气道的功用与要求

- 进气道总压恢复系数 σ

- 进气道出口总压与进口总压之比

$$\sigma = \frac{P_{0出}}{P_{0入}}$$

- σ 是衡量进气道增压效率的系数， σ 越大，气流的压力损失越小。

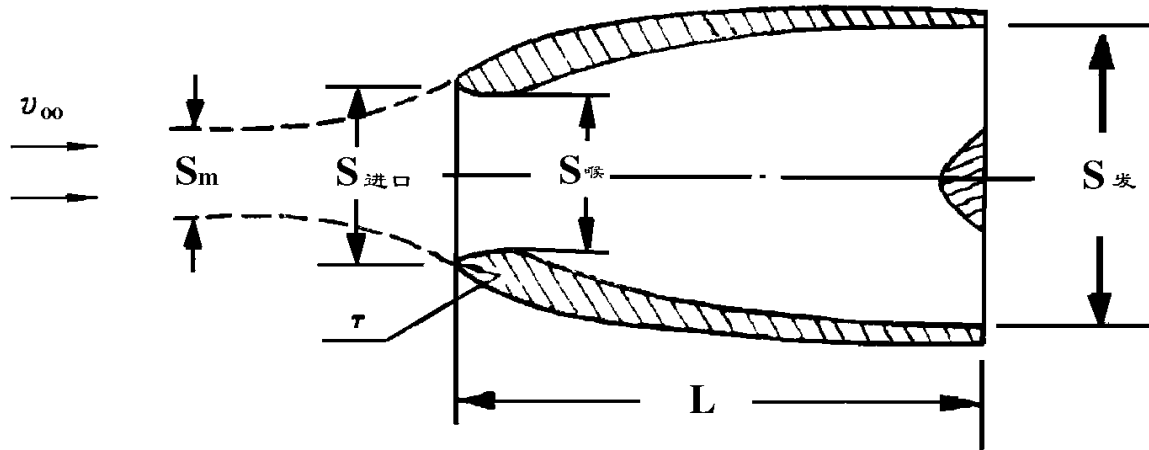


进气道的功用与要求

- 设计要求
 - 保证供应发动机所需要的空气流量；
 - 总压恢复系数 σ 的值最大；
 - 与飞机的总体布置相协调，使进气道的外部阻力尽量减小；
 - 进气道的出口流场均匀、畸变小，气流品质良好。

进气道的参数及其选择

• 亚音速进气道的参数选择



- 几何参数:

1. 进气道进口的面积 $S_{进口}$
2. 进气道的长度: 从进口至发动机压气机进口的距离 L
3. 唇口前缘的曲率半径



- 如何确定这些参数？

- 1) 确定进气道的设计点（巡航或最大飞行速度状态）；
- 2) 确定设计飞行速度 V_∞ 、设计飞行高度 H 和空气流量 $m_{\text{空气}}$ ；
- 3) 选择进气道的进口面积 $S_{\text{进口}}$

根据：
$$m_{\text{空气}} = S_\infty v_\infty \rho_H = S_{\text{进口}} v_{\text{进口}} \rho_{\text{进口}}$$

$$S_{\text{进口}} = \frac{m_{\text{空气}}}{v_{\text{进口}} \rho_{\text{进口}}}$$

$$v_{\text{进口}} = \bar{v}_{\text{进口}} v_\infty \quad \text{通常可取 } \bar{v}_{\text{进口}} = 0.5$$



公式中空气流量 $m_{\text{空气}}$ 如何确定？

在设计点上，根据发动机特性数据表确定发动机所需要空气流量 $m_{\text{空气}}$ ；或按发动机通常所给定的海平面最大推力状态下的空气流量 $m_{0\text{空气}}$ 进行换算。

公式中空气流量 $\rho_{\text{进口}}$ 如何确定？

按一维定常绝热流的基本关系式进行计算

参考“空气动力学”第185页，例题7-1



4.) 选定进气道的长度

- 内壁的半扩散角不能大于 $4^{\circ} \sim 5^{\circ}$
- 圆柱段长度不能小于 $0.5 \sim 1.0$ 倍发动机的最大直径。

5.) 进气道唇口部分的剖面形状应按不产生气流分离的要求进行选择。

唇口前缘的曲率半径可按经验公式选定：

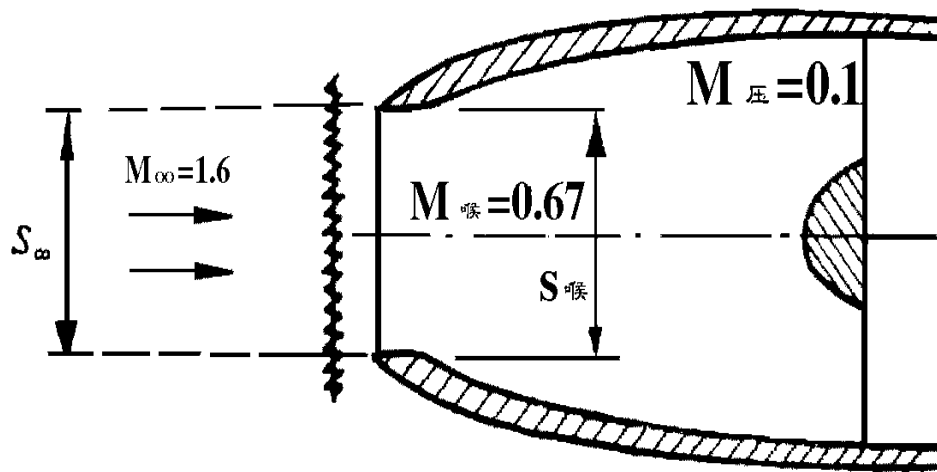
$$r = (0.04 \sim 0.05) \sqrt{S_{\text{进口}}}$$

- 6) 对于两侧进气道，一般应设置附面层隔道
目的：为避免机身的附面层进入进气道，
间隙大小：与进气口距机头的距离有关。初步设计时，
隔道的间隙可按距机头每米不小于10mm的标准来选取。
例如进气口距机头4m，则隔道间隙应为40mm。



- 特点

- 1) 所积累的经验表明：总压恢复系数 ($=0.97\sim 0.98$)。
- 2) 结构简单、重量轻，在设计点附近工作时稳定可靠。
- 3) 一些跨音速和超音速飞机也可以采用这种形式的进气道，只是其唇口前缘半径较小， L/D 要比亚音速进气道大一些。



例子：F-16，重量比可调的复杂进气道减轻182kg。

在 $M=0.6\sim 1.2$ 时总压恢复系数高达0.98，

$M=2$ 时，仅为0.74，损失较大。



• 超音速进气道的参数选择

分类:

按进口的截面形状:

二元 (矩形截面)

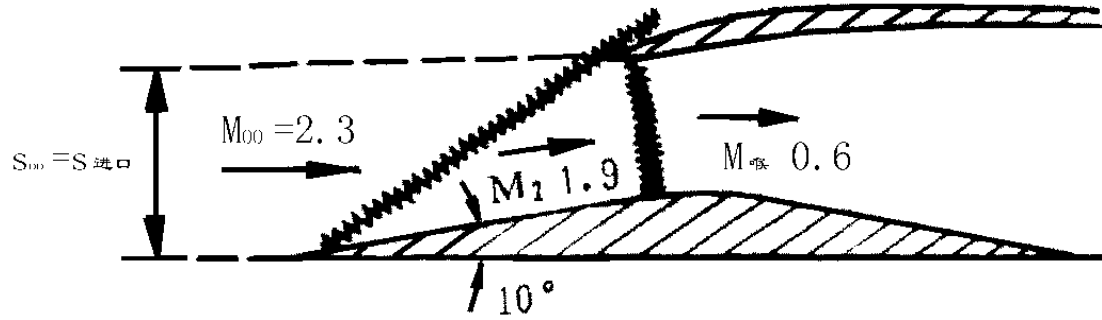
三元 (圆形截面、半圆形截面等)。

按波系结构和压缩方式分三种型式:

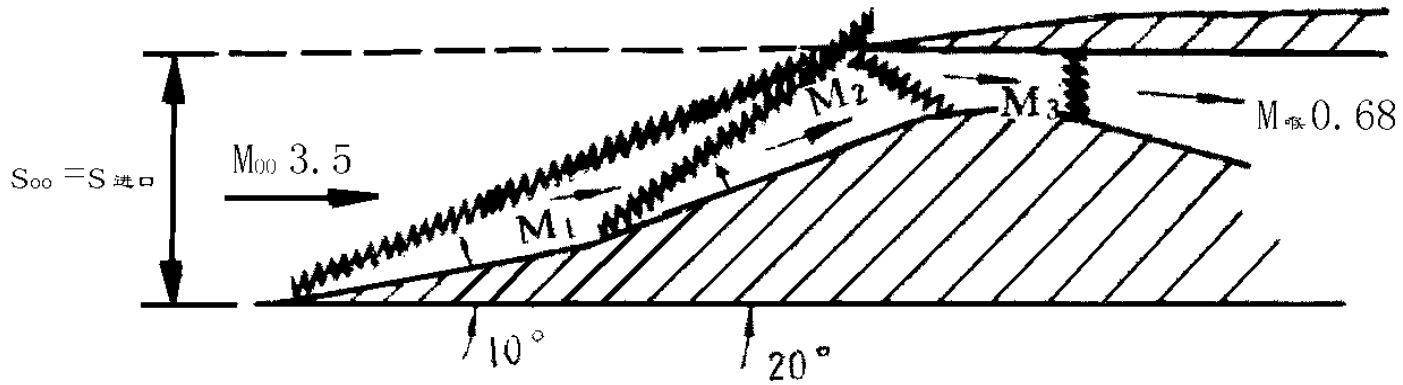
外压式

内压式

混合式



外压式进气道 ($M < 2.5$)



混合式进气道 ($M > 2.5$)

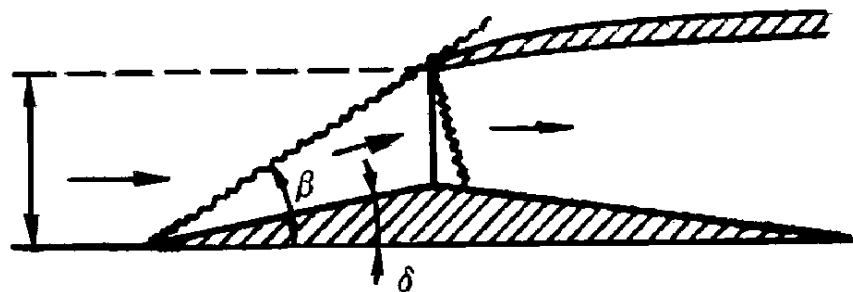


超音速进气道调节锥或调节板

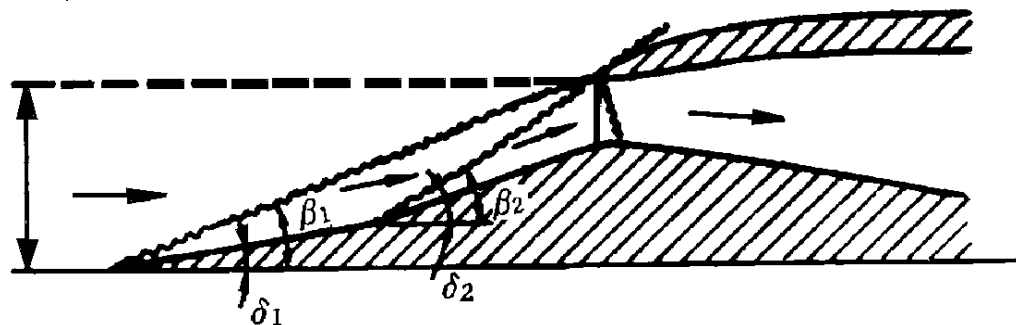
功用：

用调节锥或调节板产生斜激波，使气流第一步先减速至低超音速，然后再经过一道M数接近于1的正激波，达到亚音速。

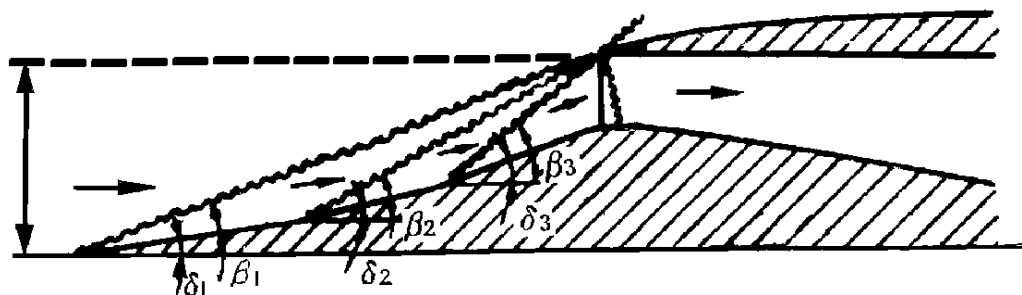
亚音速的扩散段与亚音速进气道没有什么差别。



(a) 单级二波系



(b) 二级三波系



调节锥或调节板上压缩面的数目，即进气道中斜激波的数目，可以做成单级双波系的、二级三波系的或三级四波系。



超音速进气道总压恢复系数

超音速进气道，压力损失主要是激波损失。

其总压恢复系数主要取决于波系结构中总压恢复系数 $\sigma_{\text{激波}}$ 。

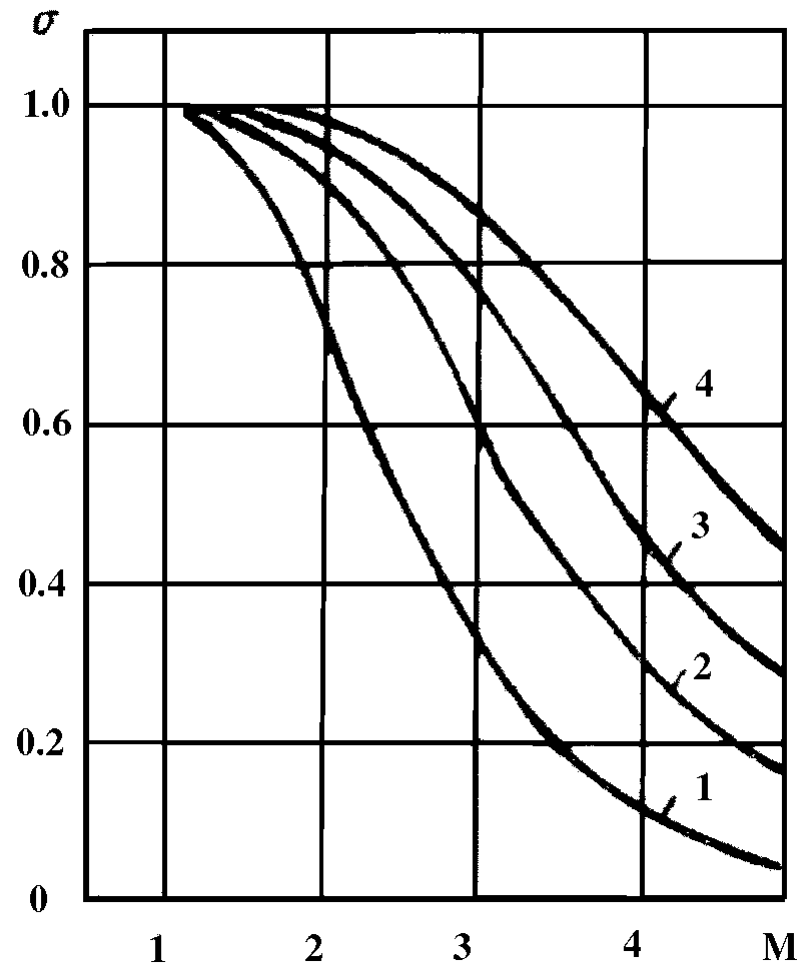
$$\sigma = (0.9 \sim 0.95)\sigma_{\text{激波}}$$

其中：

$$\sigma_{\text{激波}} = \sigma_1 \sigma_2 \cdots \sigma_n = \prod_{i=1}^n \sigma_i$$

σ_i — 气流通过一个激波时的总压恢复系数

斜激波的数目越多，则 σ 值越大





流量系数与进气道进口面积

流量系数 ϕ :

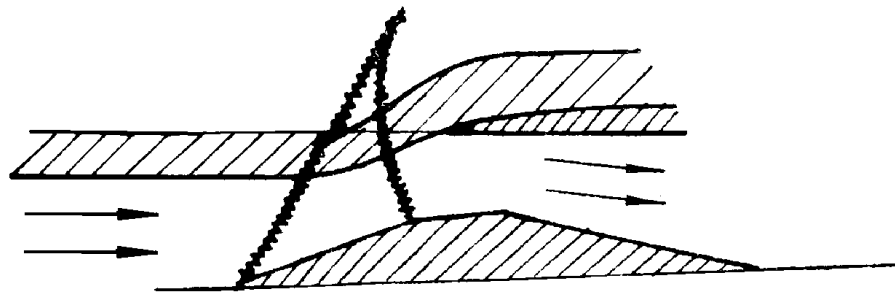
实际进入进气道的空气流量与其可能的最大流量之比。

$$\phi = \frac{m_{\text{空气}}}{m_{\text{空气max}}}$$

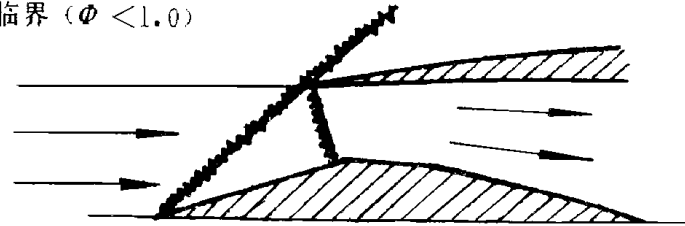
ϕ 在数值上等于自由流管截面积与进气道进口面积之比

$$S_{\infty} / S_{\text{进口}}$$

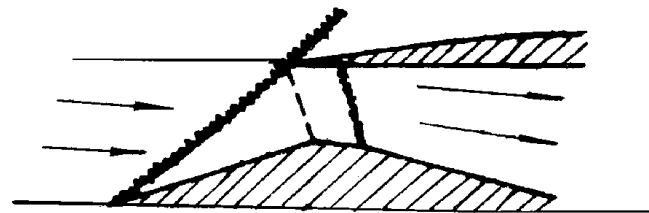
$S_{\text{进口}}$ 是指进气口处包括调节锥在内的总面积，即在进口截面处的直接进气的管口面积与调节锥横截面积之和。



a) 亚临界 ($\Phi < 1.0$)



b) 临界 ($\Phi = 1.0$)



c) 超临界 ($\Phi > 1.0$)

临界 $\Phi = 1$: 进气道处于最佳工作状态, 其 σ 值也最大

亚临界 $\Phi < 1$: σ 值变化不大, 但外部阻力增大

超临界 $\Phi > 1$: 正激波被吸进喉道之后的扩散段内, σ 迅速降低



二元进气道

特点:

- 1) 自进口至喉道一段的截面呈长方形，以后逐渐变化，至发动机进口前过渡为圆形。
- 2) 二元进气道用调节板进行调节，其折角是可调的，用以控制进气道激波系，改变喉道面积和控制溢流量。
- 3) 位于机身两侧的二元进气道，其调节板适合垂直放置，进气口安排在翼下或机身下面时，调节板可以水平放置。

参数:

调节板的折角 η ；激波角 β ；进口面积 $S_{\text{进口}}$ ；



参数的确定:

1. 确定调节板的级数
2. 选定进气道的波系结构
3. 通过查图求出最佳的调节板折角 δ_1 、 δ_2 、...和与其相对应斜激波的马赫角 β_1 、 β_2 、...等。(图7.7, 7.8和7.9)
4. 确定进口面积 $S_{\text{进口}}$

$$S_{\text{进口}} = \phi \cdot S_{\infty} \longrightarrow S_{\text{进口}} = \phi \cdot \frac{m_{\text{空气}}}{\rho_H v_{\infty}}$$

其中: $\phi=0.8\sim0.85$

$m_{\text{空气}}$ 为设计状态下发动机空气流量, 可按标准状态下发动机空气流量换算得出。



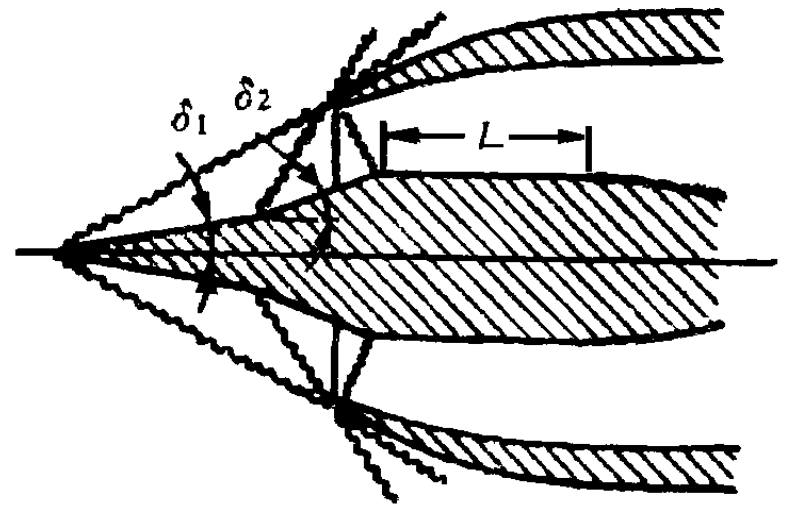
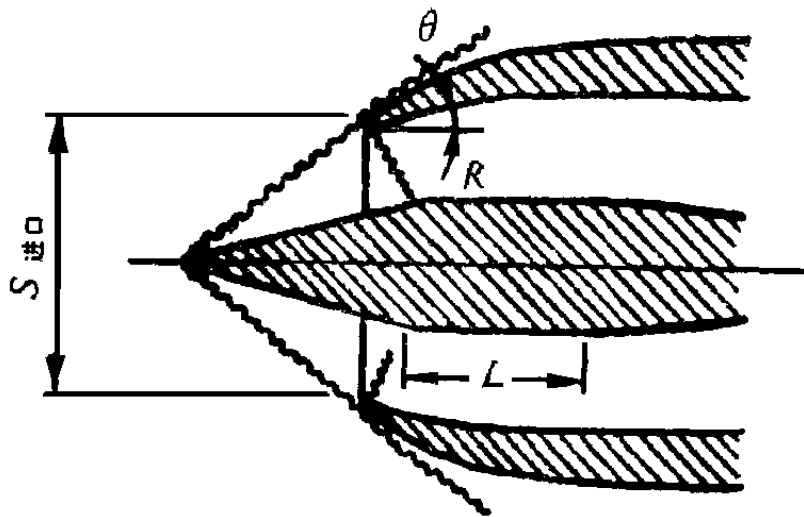
5. 确定喉道面积 $S_{\text{喉}}$

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5
$\bar{S}_{\text{喉}}$	0.5	0.42	0.35	0.32	0.3

6. 调节板折角 δ 和激波角 β 及 $S_{\text{进口}}$ 值选定后, 按几何关系计算调节板各级之间的长度。

轴对称可调进气道的参数选择

当采用机头进气或发动机吊舱时，常用轴对称圆形截面的进气道，这种进气道用圆截面的中心锥体控制激波系，并对进气道的工作状态进行调节。





工作原理

- 与二元进气道相同，在设计工作状态下，要求斜激波汇交于进口前缘， σ 值最大。
- 当M数增大时，调节锥向外伸，M数减小时，调节锥向内收，以使进气道总处于最佳工作状态，进气道的喉道面积也同时得到调节。
- 三元进气道调节锥的折角、进口面积等参数的选定方法也与二元进气道相同。



尾喷管的型式和主要参数选择

- 尾喷管的功用

将发动机燃气的压力势能有效地转变为排气的动能，使发动机以最高的效率，最小的能量损失产生最大的推力。



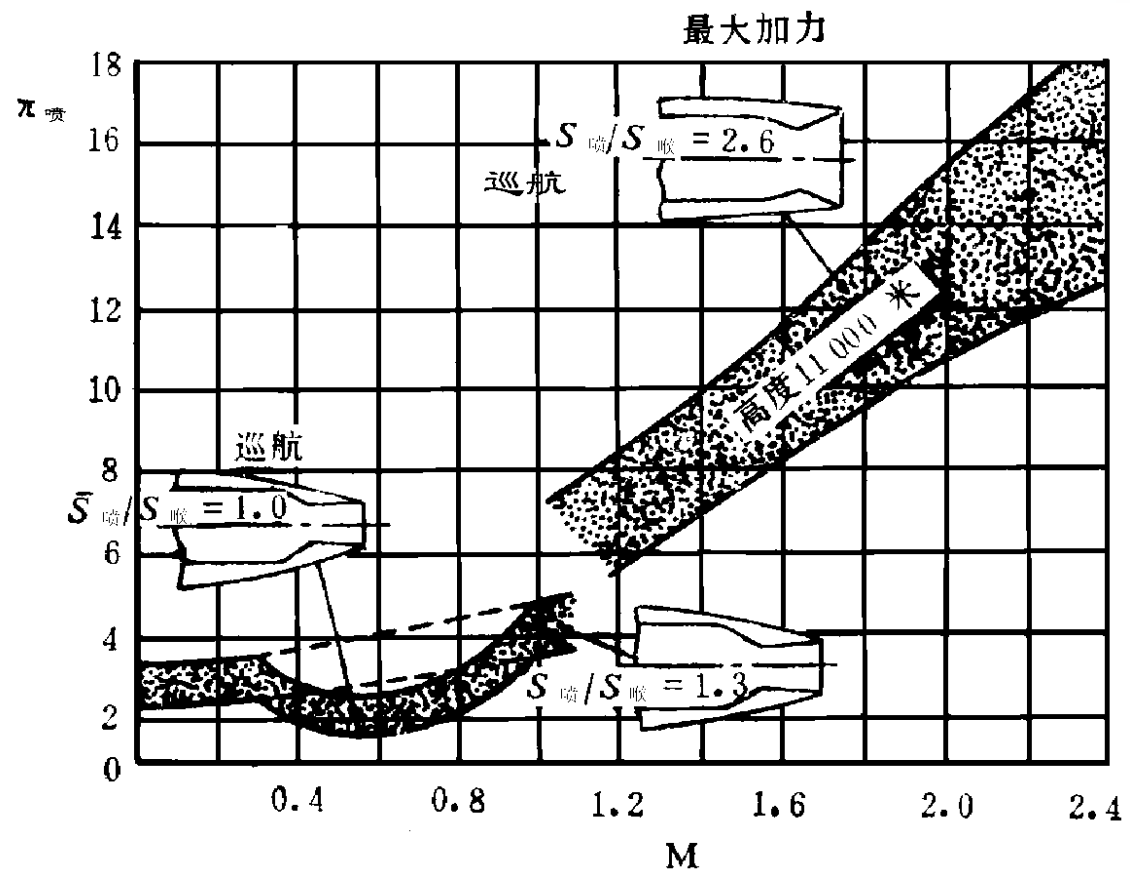
- 尾喷管工作特征的参数

膨胀比 $\pi_{\text{喷}}$ ：

燃气在尾喷管进口处的总压与所在高度大气压力的比值。

$$\pi_{\text{喷}} = P_{\text{进}}^* / P_{\text{入}}$$

膨胀比代表燃气在进入尾喷管时压力势能大小



膨胀比 $\pi_{\text{喷}}$ 与飞行M的关系曲线



落压比 $\pi_{\text{落}}$ ：

尾喷管进口处燃气总压与尾喷管出口处的燃气静压之比。

$$\pi_{\text{落}} = P_{\text{进}}^* / P_{\text{出}}$$

落压比表示燃气在通过尾喷管时实际的膨胀程度，代表尾喷管工作特性好坏的参数。

当燃气在尾喷管中完全膨胀时，尾喷管的落压比即等于其膨胀比。



尾喷管效率 $\eta_{\text{喷}}$:

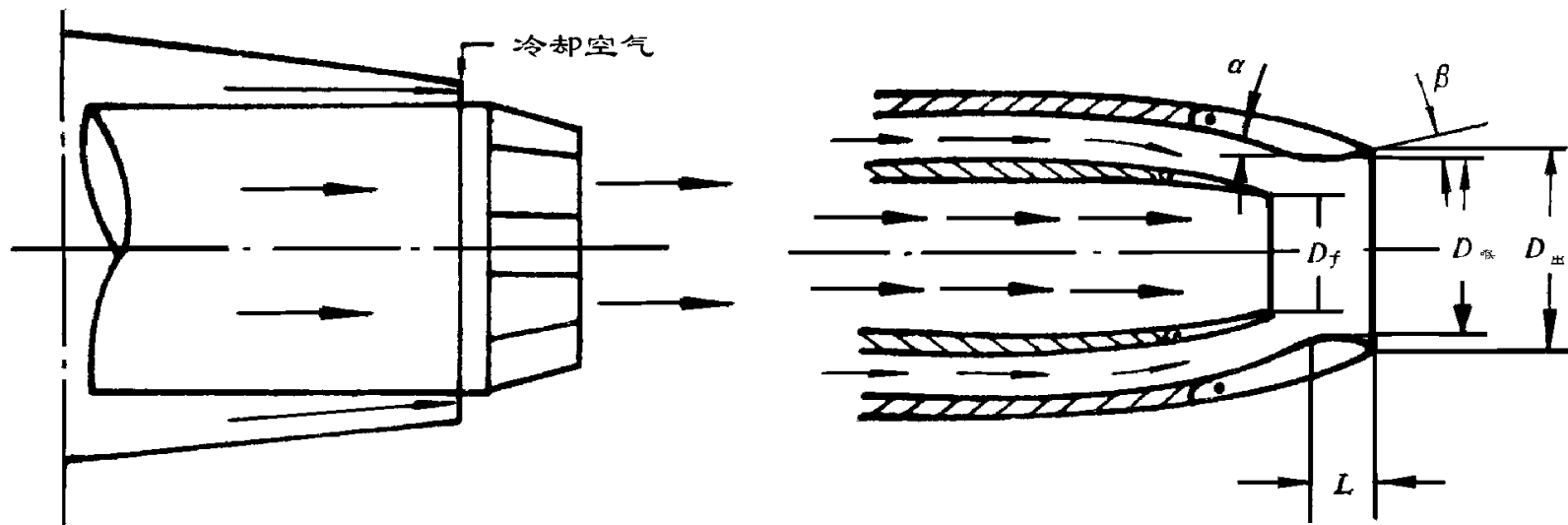
- 在尾喷管出口处，实际排出每公斤燃气所得到的动能与在理想绝热条件下排出每公斤燃气所能得到的动能之比。

尾喷管的型式、几何尺寸和调节规律的选择，就是要使燃气在尾喷管内得到完全膨胀，否则效率降低。

• 尾喷管的型式

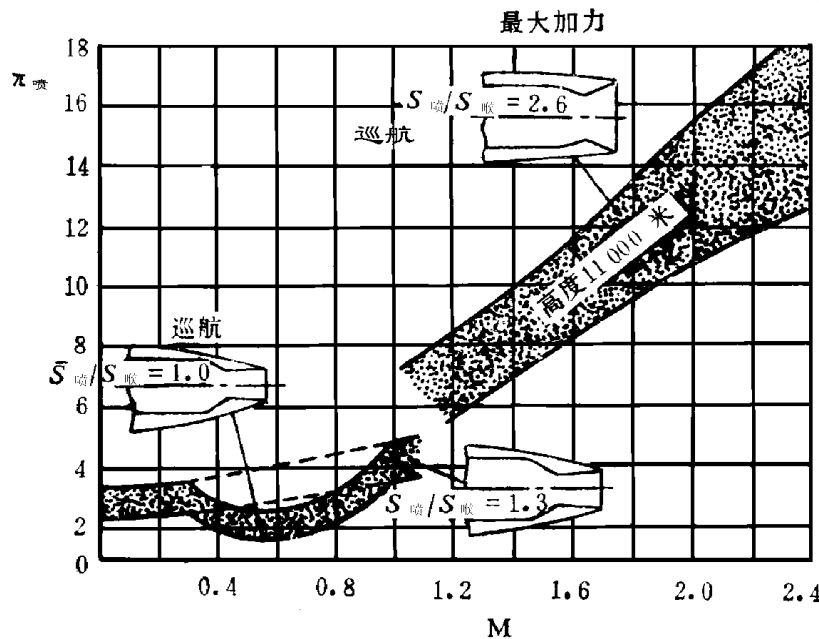
- 简单收敛式尾喷管

- ◆ 尾喷口裸露在外面
- ◆ 调节喷口截面积大小，始终保持简单收敛式通道。
- ◆ 简单、重量轻，亚音速飞机多采用这种尾喷管。



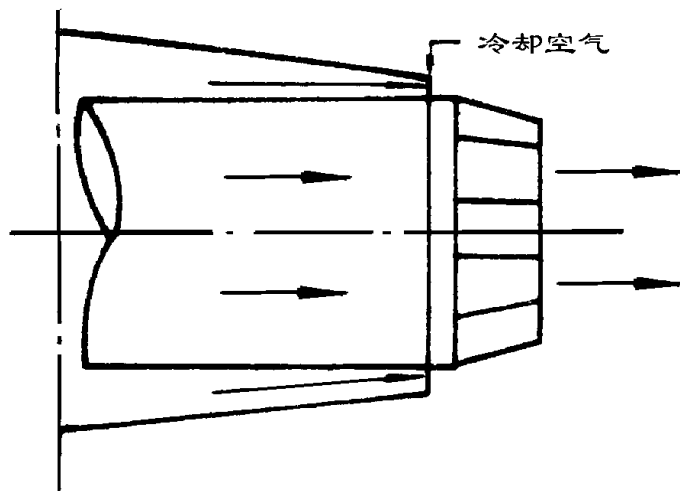
一 拉瓦尔喷管

- ◆ 可调收敛扩散型拉瓦尔喷管。
- ◆ 当尾喷管偏离设计工作状态，如发动机打开加力燃烧室时，为使燃气流在尾喷管中仍能完全膨胀，就必须根据膨胀比的变化来调节尾喷管出口截面和喉道截面的面积比 $S_{出} / S_{喉}$ 。
- ◆ 对于飞行M数较大的飞机，用可调拉瓦尔喷管代替简单收敛喷管，可以使推力损失显著减少。

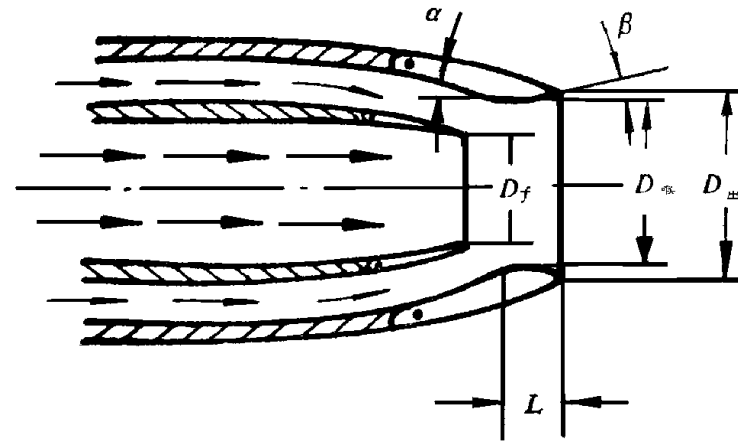


— 收敛—扩散式引射喷管

利用燃气主喷流对从冷却通道或专门进气门引进的二次流及三次流的引射作用来改善尾喷管工作条件，以减小推力损失，甚至使推力额外地增大。



简单收敛式尾喷管



引射喷管



- 尾喷管出口截面 $S_{出}$ 的选择

简单收敛式尾喷管，收敛扩散型喷管

关闭状态：

$$S_{出} = (0.5 - 0.7)S_{进}$$

加力状态：

$$S_{出} = (1.2 - 1.6)S_{进}$$