



新机试飞起落航线
及特殊情况处理

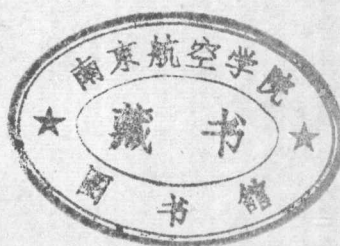


计算手册

V217-62
1002

新机试飞起落航线及
特殊情况处理

计 算 手 册



30267162

航空工业部第六〇一研究所

一九八四年十二月

518668

前 言

“新机试飞起落航线及特殊情况处理计算手册”一书是根据多年来型号研制、试飞的经验和使用实践，并参照国外有关歼击机试飞准备工作的经验汇编而成。本手册由四章组成。第一章介绍了计算起落航线和特殊情况处理的原始数据，其中包括气动力、发动机和重量数据；第二章介绍了地面滑跑、起飞着陆和起落航线的计算假设、条件和计算方法；第三章介绍了终止起飞、复飞、不放襟翼着陆、停车迫降等计算假设、条件和计算方法，并阐述了飞行员在应急情况下必须采取的措施；第四章主要介绍了在非标准状态下对滑跑、起飞、着陆等性能的影响，并给出了修正方法。

编写本手册的目的，是为了使相应专业人员特别是作试飞准备的工程技术人员明确试飞准备的工作内容，也是为了使飞行员明了在试飞中会出现哪些特殊情况及发生这些情况后应当采取什么样的措施等。因此，本手册主要是提供飞机研制的技术人员特别是试飞准备的工程技术人员使用，也可供航空院校和外场空海军基地的教员、飞行员参考。

本手册侧重于装有涡轮喷气发动机的歼击机的试飞准备，但其计算及特殊情况处理方法具有通用性，当然也适用于同类型飞机的部队训练和作战使用。

参加本手册编写的有：凌政国、许维进、李兵、葛龙琴和马守田同志，并由凌政国和许维进同志汇编成册，最后由李明同志审定。张洪孝同志负责出版。

由于知识的片面性和积累经验之不足，作为手册来说，有些内容还不够完备和成熟，加之编者的水平有限，在编写中，一定会有不少缺点和不足之处。因此，恳切地希望同志们给予批评指正。

主 要 符 号

V	速度	公里/时
q	速压	公斤/米 ²
L	距离或长度	米
t	时间	秒
H	高度	公里或米
S	机翼参考面积	米 ²
A	面积	米 ²
b_A	平均空气动力弦	米
g	重力加速度	米/秒 ²
j	加速度	米/秒 ²
G	飞机重量	公斤
G_T	耗油量	公斤
a	音速	米/秒
ρ	大气密度	公斤·秒 ² /米 ⁴
p, p_H	大气静压	公斤/米 ²
p^*	总压	公斤/米 ²
M	马赫数	
m	飞机质量	公斤·秒 ² /米
V_{ap}	表速	公里/时
V_H	安全高度 H_{aq} 上的飞行速度	公里/时
V_y	爬升率	米/秒
R'	盘旋或转弯半径	米
α	迎角	度
S_1	转弯过程中经过的线距离	米
γ_ξ	飞机倾斜角	度
ψ_ξ	飞机偏航角	度
θ	飞机航迹角, 半锥角或斜板角	度
ϑ	俯仰角	度
φ_p	发动机安装角	度
F_n	净推力	公斤
F_j	总推力	公斤
F_{n1}	内净推力	公斤

G_a	空气重量流量	公斤/秒
γ	比热比	
σ	进气道总压恢复系数	
$q(\lambda)$	气体函数	
$f(\lambda)$	冲量函数	
A_x	进口前流管外表面在垂直于来流方向上的投影	米 ²
D_a	进气道附加阻力	公斤
C_{D_a}	进气道附加阻力系数	
K_a	附加阻力修正因子	
φ	流量系数或质量流量比	
D_n	内阻	公斤
R	发动机推力	公斤
q_{r_e}	发动机小时耗油量	公斤/小时
C_e	耗油率	公斤/公斤推力·小时
n_1	发动机低压转子转速	转/分
$\bar{P}_k$	进气道损失系数	
$\bar{P}'_k$	进气道标准损失系数	
$\bar{P}_e$	尾喷口推力增益系数	
F_e	喷口面积	米 ²
P_p	飞机可用推力	公斤
q_v	飞机小时耗油量	公斤/小时
P_s	翼载	公斤/米 ²
n_x	速度轴座标轴系x轴方向的过载	
n_y	速度轴座标轴系y轴方向的过载	
C_x, C_D	阻力系数	
Q	飞机阻力	公斤
C_y	升力系数	
Y	升力	公斤
K	升阻比, 系数	
ΔC_x	带外挂阻力增量	
ΔC_{x_d}	导弹的阻力增量	
ΔC_{x_H}	阻力的高度修正量	
C_{Dsp}	溢流阻力系数	
C_x'	从极线上查得的阻力系数	
C_y'	升力线斜率	
m_z^0	纵向静安定度	
F	机轮对地面的摩擦力	公斤
N	地面对机轮的反作用力	公斤

f	摩擦系数
K'	速度修正系数
$\varphi_{r.}$	平尾偏度
C_p	推力系数
K_{Δ}	大气条件(场温、场压)对起飞滑跑距离影响的换算系数
K_v	大气条件(场温、场压)对起飞离地速度和接地速度影响的换算系数
K_G	重量对起飞滑跑距离影响的换算系数
K_{Gv}	重量对起飞离地速度影响的换算系数
K_{Gt}	重量对起飞滑跑时间的影响换算系数
K''_G	重量对着陆滑跑距离的影响换算系数
K_w	风对起飞性能影响的换算系数
K''_w	风对着陆性能影响的换算系数
K''_{Δ}	大气条件(场温、场压)对着陆滑跑距离影响的换算系数
K_z	机场跑道坡度对起飞滑跑性能影响的换算系数
K''_z	机场跑道坡度对着陆滑跑性能影响的换算系数

通用下标:

ld	离地
dd	抖动
cd	擦地
$q \cdot h$	起飞滑跑
t	抬前轮
jd	接地
$q \cdot k$	起飞空中段
aq	安全
$z \cdot k$	着陆空中段
Pj 或 CP	平均
ql	前轮
hl	主轮
zs	折算
hs	换算
$Z \cdot h$	着陆滑跑
$q \cdot j$	前轮接地
jss	减速伞
fs	放伞
zl	着陆
tj	停机

qf	起飞
L	拉开始
jt	近距台
KP	临界
max	最大
min	最小
o	初始状态
xy	需用
sj	实际

1	起飞
2	拉开始
3	近距台
4	临界
5	最大
6	最小
7	初始状态
8	需用
9	实际

通用表格

1d	起飞
2d	拉开始
3d	近距台
4d	临界
5d	最大
6d	最小
7d	初始状态
8d	需用
9d	实际

目 录

主要符号表

1	原始数据	(1)
1.1	气动力数据	(1)
1.1.1	平衡极曲线	(1)
1.1.1.1	进气效应修正	(2)
1.1.1.2	排气效应修正	(3)
1.1.1.3	雷诺数修正	(3)
1.1.2	升力特性	(3)
1.1.3	进气道溢流阻力	(4)
1.1.3.1	附加阻力系数的表达式	(5)
1.1.3.2	附加阻力系数的确定	(6)
1.1.3.3	算例	(7)
1.1.3.4	Ka的确定	(8)
1.1.3.5	进气道溢流阻力系数的确定	(8)
1.1.3.6	根据发动机转速计算进气道溢流阻力	(8)
1.1.4	发动机风车状态内阻	(9)
1.1.4.1	发动机风车阻力的定义	(10)
1.1.4.2	发动机风车阻力的确定	(10)
1.2	发动机特性	(12)
1.2.1	发动机的工作状态	(12)
1.2.2	涡轮喷气发动机的高度速度特性	(13)
1.2.3	涡轮喷气发动机的节流特性	(14)
1.2.4	涡轮喷气发动机的加减速特性	(16)
1.3	飞机可用推力	(18)
1.3.1	进气道损失	(18)
1.3.2	尾喷口的影响	(19)
1.3.3	飞机可用推力、小时耗油量、燃料消耗率的计算	(20)
1.4	飞机重量	(22)
2	地面滑跑及起落航线	(24)
2.1	不抬前轮滑跑	(24)
2.1.1	不抬前轮滑跑的分类	(24)
2.1.2	计算条件和计算假设	(24)
2.1.3	计算方法	(26)
2.1.3.1	算例	(27)
2.1.4	计算情况	(30)

2.1.5	计算结果·····	(30)
2.1.6	滑跑的实施·····	(31)
2.1.6.1	低速滑跑的实施·····	(31)
2.1.6.2	中速滑跑的实施·····	(31)
2.1.6.3	高速滑跑的实施·····	(31)
2.2	抬前轮滑跑·····	(32)
2.2.1	计算条件和计算假设·····	(32)
2.2.2	计算方法·····	(33)
2.2.3	计算情况·····	(33)
2.2.4	计算结果·····	(33)
2.2.5	滑跑的实施·····	(33)
2.3	起飞性能·····	(34)
2.3.1	起飞离地速度·····	(35)
2.3.2	起飞滑跑距离和时间·····	(35)
2.3.3	起飞空中段的距离和时间·····	(41)
2.3.4	算例·····	(42)
2.3.4.1	地面滑跑段计算·····	(42)
2.3.4.2	起飞空中段的距离和时间的计算·····	(49)
2.4	着陆性能·····	(52)
2.4.1	接地速度和着陆速度·····	(53)
2.4.2	着陆空中段的距离和时间·····	(53)
2.4.3	着陆滑跑距离和着陆滑跑时间·····	(53)
2.4.4	着陆距离和着陆时间·····	(57)
2.4.5	算例·····	(58)
2.5	航线·····	(63)
2.5.1	无线电罗盘相对方位角·····	(64)
2.5.2	起落航线计算·····	(66)
2.5.2.1	起飞后加速爬升·····	(66)
2.5.2.2	第一、二转弯·····	(68)
2.5.2.3	等速直线飞行·····	(70)
2.5.2.4	第三转弯·····	(70)
2.5.2.5	三转弯后直线下滑·····	(70)
2.5.2.6	第四转弯·····	(71)
2.5.3	大航线计算·····	(71)
2.5.4	起落航线算例·····	(72)
2.5.4.1	加速爬升段计算·····	(72)
2.5.4.2	第一、二转弯计算·····	(72)
2.5.4.3	等速直线飞行计算·····	(76)
2.5.4.4	第三转弯计算·····	(77)

2.5.4.5	三转弯后直线下滑段计算	(78)
2.5.4.6	第四转弯计算	(80)
2.5.5	大航线算例	(81)
2.6	正常下滑着陆	(83)
2.6.1	下滑着陆方案的确定	(83)
2.6.2	计算假设	(83)
2.6.3	计算用原始数据和初始数据	(83)
2.6.4	计算公式	(83)
2.6.5	下滑着陆计算步骤	(85)
2.6.6	算例	(85)
2.6.7	带外挂物对下滑着陆参数的影响	(93)
2.6.8	下滑着陆的实施	(93)
3	特殊情况处理	(95)
3.1	终止起飞	(95)
3.1.1	关于终止起飞问题的讨论	(95)
3.1.2	计算模型的定义	(96)
3.1.3	外场实施规定	(97)
3.1.4	计算方法	(97)
3.1.4.1	搜索法	(97)
3.1.4.2	曲线拟合法	(98)
3.1.5	计算条件	(98)
3.1.6	计算情况	(98)
3.1.7	计算结果	(98)
3.1.8	讨论	(99)
3.2	双发转单发起飞	(99)
3.2.1	计算假设和计算方法	(100)
3.2.2	算例	(101)
3.3	不放襟翼着陆	(104)
3.3.1	直线下滑到四转弯结束前的飞行	(104)
3.3.2	不放襟翼下滑着陆	(104)
3.3.3	算例	(104)
3.3.4	不放襟翼拉过载规律	(108)
3.3.5	不放襟翼下滑着陆实施	(109)
3.3.6	不放襟翼下滑着陆方案及参数	(109)
3.4	复飞	(109)
3.4.1	复飞用原始数据和条件	(109)
3.4.2	计算假设	(110)
3.4.3	计算公式	(110)
3.4.4	算例	(110)

3.4.5	复飞实施	(111)
3.5	单发着陆	(112)
3.5.1	加入航线到四转弯结束	(112)
3.5.2	单发下滑着陆	(112)
3.5.2.1	飞机下滑着陆转速范围的确定	(112)
3.5.2.2	拉开始、近距台速度范围的确定	(113)
3.5.2.3	单发下滑着陆方案及参数	(113)
3.6	停车迫降	(114)
3.6.1	航线及航线参数的选择	(114)
3.6.1.1	航线的选择	(115)
3.6.1.2	航线参数的选择	(116)
3.6.2	飞机构形	(117)
3.6.3	作用在飞机上的力	(118)
3.6.3.1	飞机外形阻力	(118)
3.6.3.2	发动机停车所引起的阻力增量	(118)
3.6.4	计算方法	(121)
3.6.4.1	计算机计算方法	(121)
3.6.4.2	工程计算方法	(121)
3.6.5	算例	(124)
3.7	发动机喷口失调	(126)
3.8	小力臂着陆	(127)
3.9	侧风着陆	(127)
4	使用条件和大气条件对起飞着陆性能的影响	(129)
4.1	重量对起飞着陆性能的影响	(129)
4.1.1	飞机重量变化对起飞离地速度、滑跑距离以及滑跑时间的影响	(129)
4.1.2	飞机重量变化对着陆性能的影响	(132)
4.2	大气条件对起飞着陆性能的影响	(133)
4.2.1	大气条件对起飞着陆速度的影响	(133)
4.2.2	大气条件对起飞、着陆滑跑时间的影响	(135)
4.2.3	大气条件对起飞、着陆滑跑距离的影响	(140)
4.3	风速、风向对起飞着陆性能的影响	(140)
4.3.1	风速、风向对起飞性能的影响	(141)
4.3.2	风速、风向对着陆性能的影响	(141)
4.3.3	算例	(141)
4.4	跑道纵向坡度对起飞、着陆性能的影响	(143)
4.4.1	跑道纵向坡度对起飞滑跑性能的影响	(143)
4.4.2	跑道纵向坡度对着陆性能的影响	(143)
4.5	综合算例	(144)
011	参考资料	(145)

1 原始数据

1.1 气动力数据

飞机的气动力数据是飞机设计的主要原始数据之一。而与飞机飞行性能有关的气动力数据,主要是飞机的升力、阻力特性。通常,这些数据是由模型的风洞实验得到的。但是,考虑到实验模型和真实飞机、实验条件和实际飞行条件的差异,在使用实验测量数据进行性能计算之前,需要做适当的修正,诸如进气、排气效应修正,重心位置修正、雷诺数修正等等。

本手册中,主要目的是讨论新机在首飞阶段所提出的问题,需要解决的是飞机在亚音速范围内的飞行问题。因此,在此主要讨论的是亚音速和低速条件下的飞机升力、阻力特性。同时,为了计算发动机节流条件下的飞行性能和发动机因故障停车后的迫降性能,还讨论了进气道溢流阻力和发动机风车状态下内阻的确定方法。

1.1.1 平衡极曲线

所谓飞机平衡极曲线,是指在力矩平衡条件下的飞机升力和阻力之间的关系,某机的平衡极曲线表示于图1-1,图1-2。

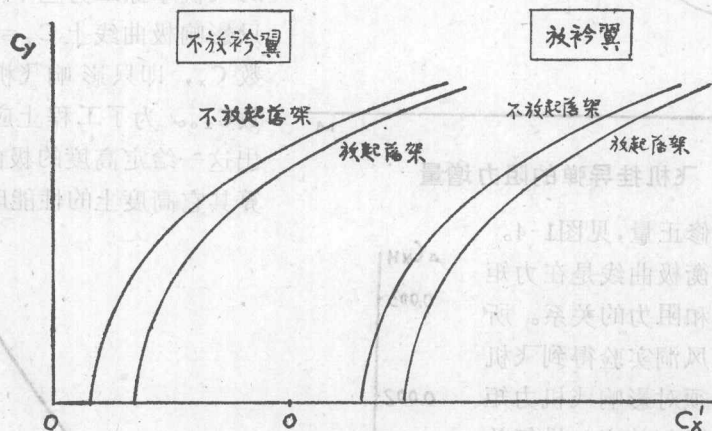


图1-1 飞机低速极曲线(无地板)

飞机的极曲线主要与飞机构形有关,图1-1所绘的是飞机低速极曲线,它与放和不放襟翼,放和不放起落架有关。因为飞机的低速极曲线主要用于飞机的起飞、着陆性能和飞机作低速飞行的飞行性能计算使用,所以还应考虑有无地面效应的影响等。而外挂物对飞机极曲线的影响,工程上通常只考虑对飞机零升阻力的影响。图1-3给出了飞机挂导弹的阻力增量。

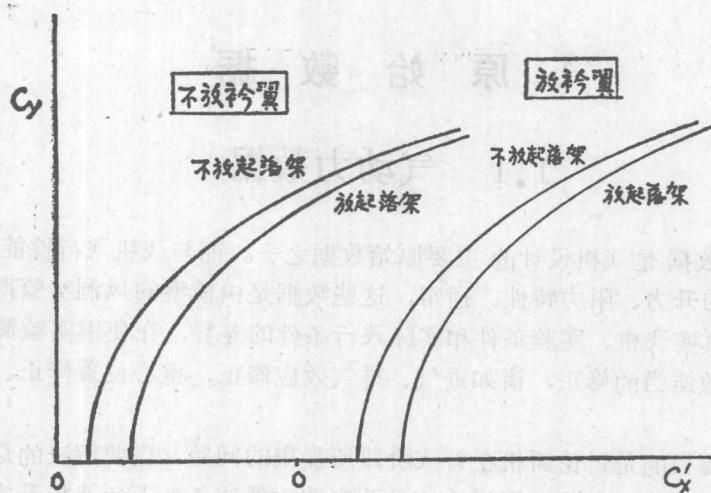


图1-2 飞机低速极曲线（有地板）

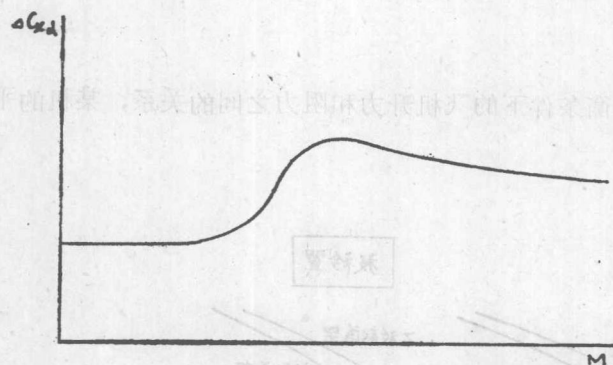


图1-3 飞机挂导弹的阻力增量

另外，工程上，通常只给出某一给定高度上的极曲线如本文所给定的这一高度为5公里。因为空气粘度与高度有关，因而，即使在相同速度下，飞行高度不同，与空气粘性有关的飞机摩擦阻力也不同，这一差别，只影响极曲线上 $C_y = 0$ 情况的阻力系数 C_x ，即只影响飞机的零升阻力系数 C_{x0} 。为了工程上应用方便，只给出这一给定高度的极曲线，而为了计算其它高度上的性能时，又给出了飞

机阻力系数的高度修正量，见图1-4。

由于飞机的平衡极曲线是在力矩平衡条件下的升力和阻力的关系。所以、在通过模型的风洞实验得到飞机平衡极曲线时，必须对影响飞机力矩特性的诸因素，如进气效应、排气效应以及重心位置等影响进行修正。同时，还要对影响机翼，特别是靠近机翼前缘处的气流分离特性和影响飞机摩擦阻力的雷诺数进行修正。

1.1.1.1 进气效应修正

进气效应对飞机力矩特性的影响的物理本质是：当飞机以一定攻角飞

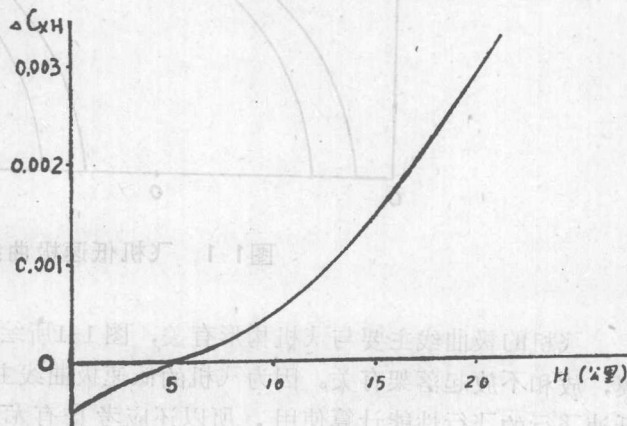


图1-4 飞机阻力的高度修正量

行时,进气动量在垂直于飞机纵轴上的分量是一个不安定的因素,也就是说它提供一个随飞机攻角增加而增加的抬头力矩。参考资料[1]中给出的计算公式如下:

$$\Delta m_z^{c_y} = 0.0036 \frac{g \cdot A_1 \cdot L}{s b_A C_y^\alpha} \quad (1.1)$$

式中 A_1 —为进气道捕获面积; L —为进气道进口到飞机重心的距离; b_A —机翼平均气动弦; c_y^α —为飞机升力线斜率。

由于这一不安定力矩的影响,使飞机的配平阻力减少,配平升力增加。

1.1.1.2 排气效应修正

当发动机工作时,由喷管排出的尾喷流对外流的干扰,会影响飞机的阻力和升力。

喷流对飞机阻力的影响包括对零升阻力和升致阻力影响两个部分。在低速及亚音速范围内,喷口压力比较小,喷流内部静压与周围大气静压相比,喷流内部静压高得不太多,因此,喷流呈柱状,而喷流内部总压比周围大气总压高得多。因此,喷流具有较强的引射作用。由此引射作用,使得飞机尾部和底部压力降低,因此使飞机阻力增加。

喷流对飞机升致阻力的影响是通过喷流对飞机的纵向力矩特性的影响引起的。有喷流存在,往往对飞机零升力矩 m_z 和平尾效率 m_z^π 产生一定的影响,由此引起飞机的配平阻力的变化。同时,也影响飞机的配平升力。

喷流影响的修正,通常是在测力、力矩模型实验的基础上,再进行具有尾喷流的喷流模型风洞实验得到的。如某机喷流模型风洞实验表明:有尾喷流时,将使飞机增加一个较大的零升抬头力矩 m_z ,同时,平尾效率 m_z^π 稍有增加,二者的作用,使飞机配平阻力减小,配平升力增加。

1.1.1.3 雷诺数修正

雷诺数对飞机阻力特性的影响是由雷诺数对飞机零升阻力系数,也就是对摩擦阻力的影响和雷诺数对飞机升致阻力的影响这两部分组成的。

目前,由于支架干扰等问题没有很好解决,所以在低速风洞中测得的全机零升阻力数据不如在高速风洞中测得的数据来得准确。为此,工程上有时应用高速实验中 $M=0.6$ 的零升阻力值经修正后来代替低速数据。应当指出,这只是近似值。由于飞机低速气动力数据通常被用来计算飞机的地面滑行、起飞、着陆和航线性能,其速度范围一般在 $M<0.4$ 以内。考虑到雷诺数的影响,在低速条件下,飞机零升阻力系数要大于 $M=0.6$ 时的值。

在升致阻力中,有一部分是与机翼上的气流分离有关的。对于现代超音速飞机来说,一般采用小展弦比后掠或三角机翼。机翼上的气流分离首先产生于翼尖靠前缘部分,随着攻角增加,逐渐向翼根方向扩展。由于真实飞机尺寸比模型尺寸大得多,也就是说,对于真实飞机而言,气流的粘性效应比较弱。因此,与粘性有关的分离状态要比实验模型轻一些,机翼前缘分离区要小一些。换句话说,真实飞机机翼前缘由于气流分离而造成的前缘吸力损失要比实验模型来得小一些。因此,真实飞机的升致阻力要比模型实验值小。这一影响的修正,通常可在变雷诺数风洞中实验得到。

1.1.2 升力特性

在力矩平衡条件下,飞机的升力系数 C_y 值随攻角 α 的变化曲线表示于图1-5。

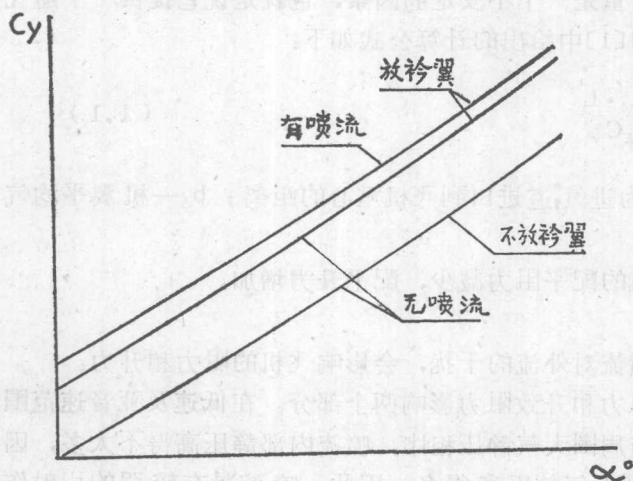


图1-5 飞机的升力特性

喷流的影响使飞机产生一个零升抬头力矩 m_{z_0} ，并且使平尾效率 m_x 有所增加。因此，喷流对升力系数 C_y 的影响是使其增加一个正值增量，如图1-5所示。

由于飞机在着陆状态，发动机转速较小，发动机喷流的影响较弱，所以在使用图1-5时，建议在计算起飞性能或计算地面滑跑的加速段时，用有喷流影响的数据，而计算着陆性能或地面滑跑的减速段时，用无喷流影响的数据。

1.1.3 进气道溢流阻力

进气道溢流阻力系数可以用下式给出：

$$C_{D,p} = K_a \cdot C_{D_a} \quad (1.2)$$

式中 C_{D_a} 为进气道附加阻力系数，它是由定义发动机净推力的方法引起的。

通常，发动机净推力被定义为自由流和发动机喷口之间进入气流的总动量变化量，即：

$$F_n = F_j - \frac{G_B}{g} V_o \quad (1.3)$$

式中：

$$F_j = \frac{G_B}{g} V_e + (p_e - p_o) A_e \quad (1.4)$$

为喷口总动量，即发动机总推力。式中“o”表示自由流，“e”为喷口截面。

而真正作用在飞机上的发动机净内推力是进气道进口和发动机喷口之间进入气流的总动量变化量，即：

$$F_{n_i} = F_j - \left(\frac{G_B}{g} V_i + (p_i - p_o) A_i \right) \quad (1.5)$$

(1.3) 式与 (1.5) 式相减得：

$$D_a = \frac{G_B}{g} V_1 - \frac{G_B}{g} V_0 + (p - p_0) A_1 \quad (1.6)$$

(1.6) 式就是进气道附加阻力的定义。式中“1”为进口截面。

可以证明：附加阻力的另一个与式(1.6)等效的定义是：

$$D_a = \int_0^1 (p - p_0) dA_x \quad (1.7)$$

式中 dA_x 是进气道进口前流管外表面在垂直于来流方向上的投影的积分增量。

(1.2) 式中 K_a 称为附加阻力修正因子，这是习惯上用来表征由于溢流量绕进气道唇口和外罩时所产生的唇口和外罩吸力，使附加阻力部分地对消的一个系数， $K_a < 1$ 。

1.1.3.1 附加阻力系数的表达式

由前面定义，进气道附加阻力实际上是由发动机净推力的定义方法所引起的，是从自由流到进气道进口的动量变化，或者说是作用在进气道进口前流管外侧表面压力积分在垂直于来流方向上的投影。因此，对于任何形式的进气道，其附加阻力系数都可表示为：

$$C_{D_a} = \int_0^1 (p - p_0) dA_x / q_0 A_1 \quad (1.8)$$

对带有中心锥体或带有斜板的进气道来说，附加阻力系数还可写成动量形式：

$$C_{D_a} = \frac{\left[\frac{G_B}{g} V_1 + (p_1 - p_0) A_1 \right] \cos \theta - \frac{G_B}{g} V_0 + (\bar{p}_s - p_0) A_s}{q_0 A_1} \quad (1.9)$$

式中各量定义见图1-6，其中 $\bar{p}_s$ 为作用在锥体表面或斜面上的平均压力； A_s 为锥体或斜板表面积在垂直于来流方向上的投影。

对于皮托管式进气道的附加阻力系数的动量表达式是

$$C_{D_a} = \frac{\frac{G_B}{g} V_1 + (p_1 - p_0) A_1 - \frac{G_B}{g} V_0}{q_0 A_1} \quad (1.10)$$

式中各量表示在图1-6上。

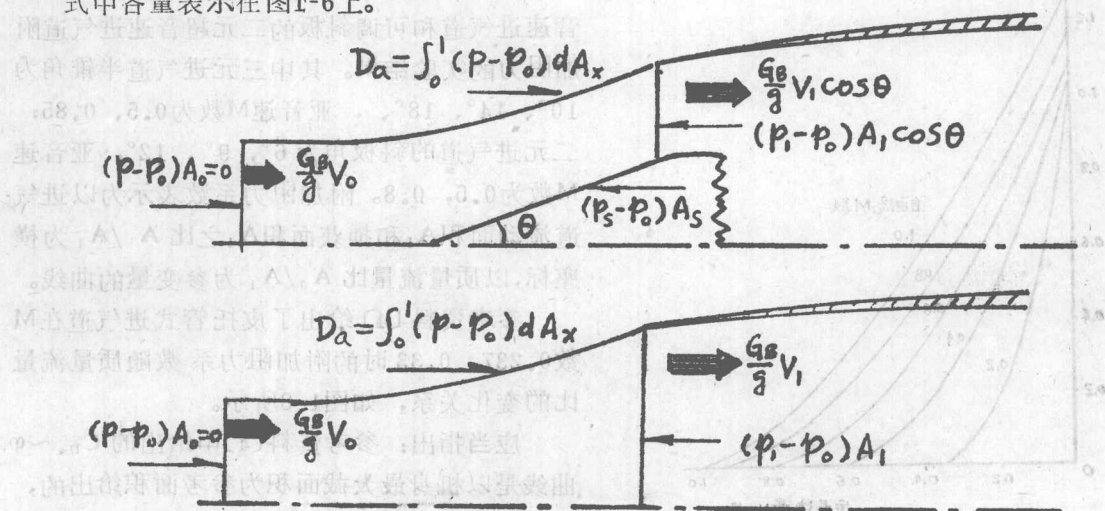


图1-6 进气道附加阻力的构成

1.1.3.2 附加阻力系数的确定

对于具体飞机的进气道来说,其附加阻力系数是通过该机进气道模型的风洞实验获得。当没有进行这项实验的情况下,还可以用理论计算方法或者参考现有有关资料来近似得到所需要的数据。

由于本文只限于亚音速范围,所以,即使是超音速进气道,本文也只讨论它在亚音速条件下的附加阻力问题。

用理论计算方法确定附加阻力,要求求解进口截面的流场参数。一般来说,在亚音速范围内,这项工作是相当困难的,因此,不得不采用一些假设。如参考资料[2]采用了从自由流到进口截面为等熵一元流动假设。根据这个假设,给出了尖唇口进气道在亚音速条件下的理论附加阻力的计算公式和计算结果。

附加阻力系数表达式为:

$$C_{D_a} = \frac{2}{\gamma M_1^2} \left(\gamma M_1^2 \frac{(p/P)_1}{(p/P)_0} - 1 \right) - 2 \frac{(p/P)_1}{(p/P)_0} \cdot \frac{(M \frac{a_a}{a})_1}{(M \frac{a_a}{a})_0} \quad (1.11)$$

式中 γ 为比热比, $\gamma=1.4$; p/P 为静压总压比, $p/P = \frac{1}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)^{\gamma/\gamma-1}}$; $\frac{a_a}{a}$ 为滞止音速与局部音速之比, $\frac{a_a}{a} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{1/2}$ 。

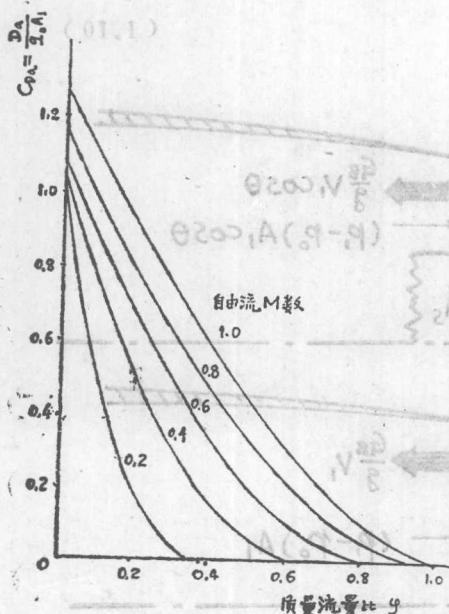


图1-7 尖唇口进气道理论附加阻力系数

按(1.11)式计算的进气道附加阻力系数随 M 数和质量流量的比变化关系见图1-7。

参考资料[3]给出了带中心锥体的三元超音速进气道和可调斜板的二元超音速进气道附加阻力的实验结果。其中三元进气道半锥角为 10° 、 14° 、 18° 、,亚音速 M 数为0.5、0.85;二元进气道的斜板角为 6° 、 9° 、 12° ,亚音速 M 数为0.5、0.8。附加阻力系数表示为以进气道流动面积 A_1 和捕获面积 A_2 之比 A_2/A_1 为横坐标,以质量流量比 A_0/A_1 为参变量的曲线。

参考资料[4]给出了皮托管式进气道在 M 数0.237、0.33时的附加阻力系数随质量流量比的变化关系,如图1-8所示。

应当指出:参考资料[4]中给出的 $C_{D_a} \sim q$ 曲线是以机身最大截面积为参考面积给出的,为了数据的协调,图1-8已换算到以进气道捕获面积为参考面积。