

空气喷气发动机与导弹相匹配的设计方法探讨

汪家芸

摘 要

为了使导弹获得最佳性能,本文研究了两种情况。其一,选用一台已有的空气喷气发动机,将导弹总体参数与发动机转速调节方案结合起来优选。算例说明,该方法可用。其二,将导弹外形参数、总体参数与发动机调节方案联合进行优选并在发动机数学模型中充分考虑安装对发动机性能的影响。

主题词: 空气喷气发动机, 飞机-发动机匹配, 最佳设计

在导弹总体设计中,以空气喷气发动机为动力的导弹比以火箭发动机为动力的导弹,发动机与导弹的关系更为密切。因此,为了进一步提高导弹性能,必须合理设计导弹外形、正确选择发动机的安装位置和进气道、排气系统的型式,实现导弹外形和推进系统的合理匹配、减少装机损失。

我们选取一枚采用火箭发动机的空对地导弹,换装小型涡喷发动机为算例,计算结果表明在巡航高度降低的情况下,射程可提高近20倍,这样近程空对地巡航导弹就可以发展成为中、远程巡航导弹。又考虑到该导弹射程提高以后,沿用原来外形会使阻力损失加大,可以对弹翼进一步优选,从而使射程进一步提高。下面具体介绍我们采用的设计方法。

一、导弹总体参数与发动机调节方案的联合选择

在选定一台设计好的发动机和导弹空气动力外形后,研究如何确定在满足战术飞行性能情况下,导弹的总体参数(重量、弹翼面积…)和发动机调节方案,使“导弹/发动机”组合系统性能最优。

以空对地导弹为例,外形仍与原导弹外形相似,把火箭发动机动力装置系统全部换成小涡喷系统后,其重量差别由扣除氧化剂重量来补偿,剩余的氧化剂空间全部装上燃料,使发射重量基本与原导弹相同。导弹飞行弹道采用下滑、平飞加速、平飞和俯冲典型弹道。

要求达到的战术性能包括:最小射程、巡航高度、下滑及平飞最大速度、导弹提供的可用过载…。此外,为了保证发动机正常进气需要对导弹迎角进行限制;为了保证发动机不熄火需要限制导弹最大轴向过载;还需要根据发动机正常工作的速度范围规定导弹的飞行速度范围…。

我们以射程最远作为设计准则。选取弹翼面积、初始弹道倾角等参数作为设计变量;考

考虑到涡喷发动机推力和燃料消耗量随飞行速度、高度和发动机转速变化，还选取了发动机转速为设计变量。

为了建立最大射程与设计变量、战术技术要求与设计变量之间的联系，就需要建立导弹数学模型和发动机数学模型。为了对该数学模型进行计算，就需要在典型弹道上进行数值积分。再采用寻优方法自动寻求能使导弹射程最远的一个最佳方案，即一组最佳的设计变量。

1. 发动机数学模型

把整台小涡喷发动机作为研究对象，不计及它内部各部件的工作情况。根据已有的、经过试验得到的发动机特性数据，直接拟合出推力 P 和燃料消耗率 C_R 随飞行马赫数 M 、飞行高度 H 、发动机转数 N 、气流的温度 T_H 、压力 p_H 的变化关系式。其发动机通用特性曲线如图1所示。

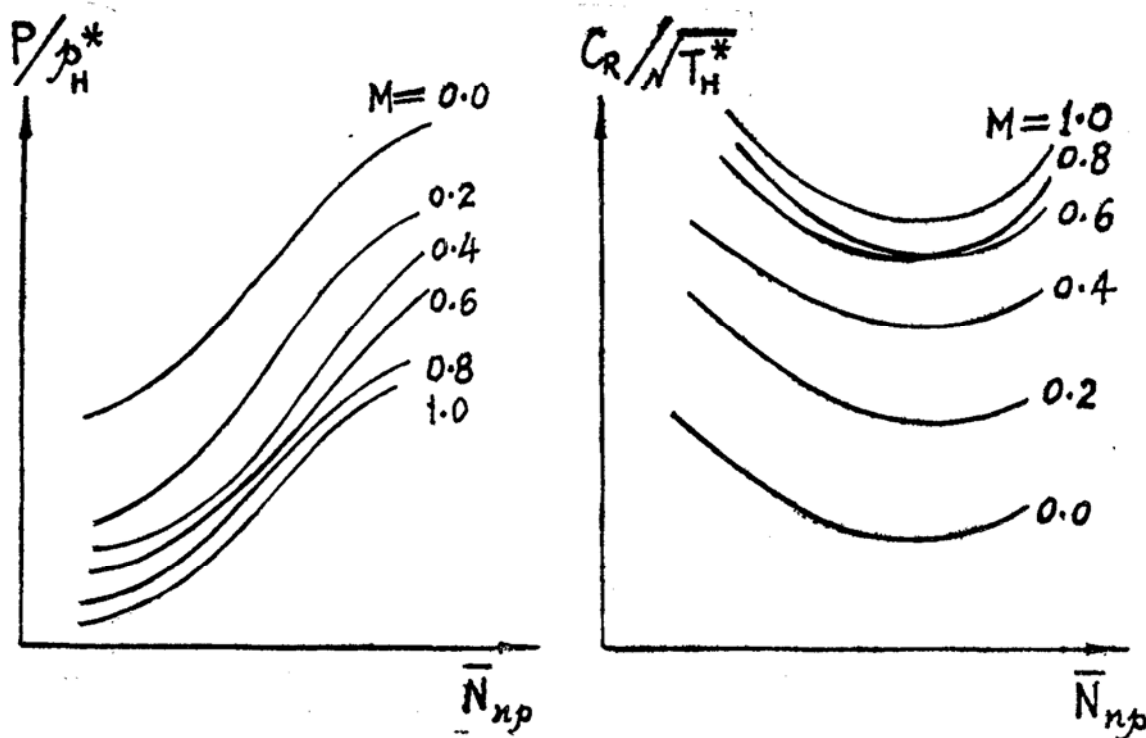


图1 发动机通用特性曲线

根据相似理论，分析发动机中气流流动情况发现，对于几何不可调的发动机而言，在满足几何相似条件下，只要发动机中绝对运动和相对运动的气流 M 数相同，发动机的流动相似，则发动机工作状态相似。由这两个相似准则可以转换为飞行 M 和发动机转速 $\bar{N}_{np}$ 。不论两台发动机的 H 及 N 数值是否相同，只要它们的 M 及 $\bar{N}_{np}$ 相同，那么两台发动机的工作状态就相似，也就是推力相似参数 P/p_H^* 、耗油率相似参数 $C_R/\sqrt{T_H^*}$ 保持不变。

我们将图1中两组曲线相当精确地拟合成如下多项式。

$$\ln(P/p_H^*) = A_1 + A_2 \ln \bar{N}_{np} + A_3 \ln^2 \bar{N}_{np} + A_4 \ln^3 \bar{N}_{np} + A_5 \ln^4 \bar{N}_{np} + A_6 \ln^5 \bar{N}_{np} + A_7 \ln^6 \bar{N}_{np}$$

$$C_R/\sqrt{T_H^*} = B_1 + B_2 \bar{N}_{np} + B_3 \bar{N}_{np}^2 + B_4 \bar{N}_{np}^3 + B_5 \bar{N}_{np}^4 + B_6 \bar{N}_{np}^5 + B_7 \bar{N}_{np}^6$$

多项式 $(A_1 \cdots A_7)$ 和 $(B_1 \cdots B_7)$ 为飞行 M 数的函数，相对折合转速 $\bar{N}_{np} = \sqrt{288/T_H^*}$ 。

• $N/N_{\max}$ ，相似参数 P/p_H^* 为推力与进口总压之比，相似参数 $C_R/\sqrt{T_H^*}$ 为单位燃料消耗率与进口总温的平方根之比。

利用这一模型可建立计算机程序，即

$P = f$ (调节方案、飞行条件、大气条件)，

$C_R = f$ (调节方案、飞行条件、大气条件)。

2. 导弹数学模型

为了计算导弹耗尽燃料所达到的最大射程，为了检查各种限制条件和战术技术要求满足情况，都需进行弹道积分。为此必须首先作弹道分析。

导弹运动方程组：

$$\left. \begin{aligned} \frac{dK}{dt} &= \frac{P \cdot C_R}{3600 G_0} \\ \frac{dV}{dt} &= g \left[\frac{P \cos(\alpha + \gamma)}{G_0(1-K)} - \sin\theta - \frac{0.5 \rho V^2 C_x}{p_0(1-K)} \right] \\ \frac{dX_d}{dt} &= V \cos\theta \\ \frac{dY_d}{dt} &= V \sin\theta \\ \theta &= \theta_0 \text{ (下滑段)}, \theta = 0 \text{ (变速平飞及平飞段)} \\ n_y &= \cos\theta \text{ (下滑段)}, n_y = 1 \text{ (变速平飞及平飞段)} \\ n_x &= \frac{P \cos(\alpha + \gamma)}{G_0(1-K)} - \frac{0.5 \rho V^2 C_x}{p_0(1-K)} \\ \alpha &= \frac{n_y G_0(1-K) - P \sin\gamma}{P \cos\gamma / 57.3 + 0.5 \rho V^2 G_0 C_{y_b}^a / p_0} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 G_0 ——导弹发射重量，

K ——瞬时消耗燃料的相对重量系数，

G ——瞬时导弹重量，

$G = G_0(1-K)$ ，

θ ——弹道倾角，(度)，

ρ ——空气密度，

X_d 、 Y_d ——导弹重心坐标位置，

C_x ——导弹的阻力系数，

导弹发射重量的计算模型：

导弹发射重量 G_0 为有效载荷重量 G_P 、弹体结构重量 G_S 、动力装置重量 G_E 和燃料重量 G_F 之和，即

$$G_0 = G_P + G_S + G_E + G_F$$

其中弹体结构重量由弹翼重量 G_W 、尾翼重量 G_R 、操纵系统重量 G_{CM} 和弹身重量 G_B 组成。

$C_{y_b}^a$ ——导弹在平衡状态下升力系数对迎角 α 的偏导数，

p_0 ——导弹的翼载， $p_0 = \frac{G_0}{S}$ ，

S ——导弹的弹翼面积，

γ ——发动机推力与弹轴的夹角，

P ——发动机推力，(N)，

C_R ——单位燃料消耗率，
(kg/h·kg)。

$$G_S = G_W + G_R + G_{CM} + G_B$$

将等式两边同除以 G_0 得

$$\frac{G_S}{G_0} = \frac{G_W}{G_0} + \frac{G_R}{G_0} + \frac{G_{CM}}{G_0} + \frac{G_B}{G_0}$$

用相对系数表示为

$$K_S = K_W + K_R + K_{CM} + K_B$$

根据同类导弹统计, 取经验公式:

$$K_W = 12/p_0,$$

$$K_{CM} = 0.0565,$$

$$K_R = 0.927 K_W,$$

$$G_B = 0.0503 G_F + 160.$$

$$\therefore G_0 = \frac{G_P + G_E + G_F + G_B}{1 - K_W - K_R - K_{CM}} \quad (2)$$

式中有有效载荷 G_P 、燃料总量 G_F 由战术技术要求给定; 发动机一经选定, 发动机及其系统重量 G_E 就已知; K_W 、 K_R 、 K_{CM} 、 G_B 用经验公式求得。

3. 计算结果

在投放高度取为 3 km, 投放马赫数取 0.5, 有效载荷 800 kg, 燃料重量约为 600 kg 条件下, 计算结果见表 1。

表 1

下滑弹道倾角	发 动 机 转 速 (转/分)			弹翼面积	导弹重量	最大射程
θ_0	N_1	N_2	N_3	S	G_0	R
(度)	下 滑 段	平飞加速段	平 飞 段	(m^2)	(kg)	(km)
-39.7	17600	19600	19510	4.03	2013	1086

由此可见换装小涡喷发动机的导弹比原来的性能提高较大, 此方案可取。

二、导弹外形参数、总体参数与发动机调节方案的联合选择

前一种方法是在导弹外形一定的条件下, 来选取导弹与发动机匹配参数。为了提高升阻比必须相应地改变导弹外形。

此方法是在上一种方法基础上, 加上气动力分析数学模型, 设计变量取为弹翼的展弦比 A 、前缘后掠角 A_{LE} 、相对厚度 t/c 、尖削比 λ 、弹翼面积 S 、发动机转数 N_i , ($i=1, \dots, 3$)。

其中气动力分析数学模型是一个具有适当精度的, 能估算亚音速和跨音速飞行的升力、阻力和纵向力矩的模型, 并可用于对各种型式飞行器包括平面翼型、“十字翼型”; 正常式、鸭式、旋转弹翼式、无尾式; 全动舵或非全动舵等的计算。它能提供全飞行器的纵向气动导数, 包括升力线斜率 C_y^α 、纵向力矩线斜率 m_z^α 、全动弹翼操纵效率 $C_y^{\delta W}$ 和操纵效能 $m_z^{\delta W}$ 、全动尾翼(全能动的平尾)和非全动式的升降舵的操纵效率 $C_y^{\delta T}$ 和操纵效能 $m_z^{\delta T}$ 、焦点位置 L_F/L_R ; 该气动模型也能提供在中、小迎角下, 有不同翼面安装角、偏转角 δ_W 、 δ_T 时, 全导弹升力系数 C_y 、纵向力矩系数 m_z 、压力中心 L_P/L_R 和全弹诱导阻力系数 C_{xi} , 不同高度下的零升阻力系数 C_{x_0} ; 以及全飞行器平衡下的升力系数 C_{y_b} 、阻力系数 C_{x_b} 和平衡所需的操纵面偏

角等。

重量分析模型中,采用统计得到弹翼重量公式。

$$G_W = 8.9 \left\{ \frac{n_{ymax} G_O}{t} \left[\left(\lg A_{LE} - \frac{2(1-\lambda)}{A(1+\lambda)} \right)^2 + 1.0 \right] \times 10^{-6} \right\}^{0.125} \\ \cdot [(1+\lambda)A]^{0.18} S^{1.2625}$$

尾翼单位面积重量约为弹翼单位面积重量的1.1倍,即

$$K_R = 1.1 \frac{K_W S_{OT}}{S}$$

选取外形时必须考虑刚度要求和飞行稳定性要求等,不能单纯追求气动性能。

三、结 束 语

目前用于新机论证的方法受到广泛注意。国外经验证明方案选择的错误将严重影响研制质量、周期和费用,以致竞争力下降,甚至完全失败。因此,需要研究和提出科学的论证方法。文中所提出的可用于新机论证的一种方法,希望能对自行设计中、远程巡航导弹有一定参考作用。

显然,文中提到的发动机与导弹相匹配的设计方法还有很多方面没有涉及到。例如,在外形设计中目前应充分考虑导弹的隐形要求;在选择发动机进气口和尾喷口型式时要采取有效措施;在典型弹道的选取时,也要充分考虑战术隐形的要求,等等。所以文中所提及的方法还有待进一步完善。

参 考 文 献

- 〔1〕 汪家芸,吴文正:飞行器总体优化设计,北航五〇四教研室。
- 〔2〕 陈大光,张津:发动机最佳工作方案选择,1984年航空学报第2期。
- 〔3〕 AD 760568(1972)。

~~~~~  
(上接第18页)

(三) 日本国家宇宙开发事业团(NASDA)为下一代运载火箭的动力装置安排了低温火箭发动机的研究。由日本三菱重工业公司,日本最大的防卫和宇航承包公司进行研究。该动力装置为液化空气式火箭发动机(ALRE),于1977年已开始着手研究。

日本的H-1运载火箭于1975年开始研制,所使用的LE5发动机是日本自行研制的第一个液氢、液氧发动机,能助推550kg负载进入地球同步轨道。

由于不能满足九十年代宇航需要,日本将用LE7发动机装备新的H-2运载火箭的第一级,LE7的推力(海平面)为912kN,燃烧315s。LE7发动机试验现在正在日本国家宇宙开发事业团的角田推进中心进行。

(Aerospace America 86.11)

赵瑞湘编译