

冲压空气涡轮泵供油系统的 自然配合供油规律

安 庆 芳

摘 要

本文提出了一种新的设想,即不用供油调节器,靠供油系统中各部件的协调配合,来满足发动机对供油规律的要求,即自然配合供油规律。分析了实现自然配合供油规律的可能性和条件,给出了设计方法和步骤。

符 号 表

N_w ——涡轮功率, kW;	ρ_{r1} ——燃料密度, kg/m^3 ;
$G_{k\alpha w}$ ——进入涡轮的空气流量, kg/s;	η_b ——泵效率;
L_w ——涡轮的理想绝热功, J/kg;	p_{bc} ——泵出口压力, Pa;
η_w ——涡轮效率;	p_{bj} ——泵进口压力, Pa;
F_{wkj} ——涡轮扩压器进口面积, m^2 ;	Δp_{sd} ——管道中的压力损失, Pa;
φ_{Hw} ——涡轮扩压器的流量系数;	p_{rs} ——发动机燃烧室压力, Pa;
p_{oH} ——滞止总压, Pa;	A_{gd} ——管道特性系数, $\text{kg}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{MPa})$;
T_{oH} ——滞止总温, K;	G_{kgt} ——进入发动机的空气流量, kg/s;
K ——绝热指数;	α ——空气余气系数;
R ——气体常数, $\text{J} \cdot \text{kg}/\text{K}$	L ——1 kg燃料完全燃烧所需理论空气量;
p_H ——大气压, Pa;	F_{tkj} ——发动机扩压器进口面积, m^2 ;
T_H ——大气温度, K;	φ_{Hf} ——发动机扩压器的流量系数;
M_H ——飞行马赫数;	u ——涡轮通道平均直径的切线速度, m/s;
L_{wo} ——不考虑扩压器及排气管损失 时的涡轮理想绝热功, J/kg;	C_{1x} ——涡轮级的理想绝热速度, m/s;
ξ ——排气管静压系数, $\xi = \frac{p_{wc}}{p_H}$;	H ——飞行高度, m;
p_{wc} ——涡轮出口静压, Pa;	β ——扩压器中心锥的半锥角, 度;
σ_g ——扩压器总压恢复系数;	D_{fkj} ——发动机扩压器进口直径, m;
η_{k-p} ——涡轮扩压器和排气管效率;	D_{wkj} ——涡轮扩压器进口直径, mm。
N_b ——泵功率, kW;	
Δp_b ——泵的增压, Pa;	
G_{r1} ——燃料流量, kg/s;	

一、前言

冲压发动机与火箭发动机不同，其供油参数必须随飞行马赫数和高度等参数而变化。因此，以往的冲压发动机都有一个比较复杂的燃油调节系统，以解决涡轮泵的供油规律与发动机需要的供油规律之间的矛盾。本文提出了一种新的设想——自然配合供油规律。就是在供油系统设计时，综合地考虑发动机对供油规律的要求，以及供油系统中各部件之间的关系，合理地选择和协调系统中各部件的性能和参数，使它们组合起来的系统能更好地适应飞行参数的变化，来满足发动机对供油规律的要求。使供需一致或接近一致，从而简化调节系统，甚至在某些条件下，可以不要调节系统，依靠供油系统的自然配合供油规律来满足发动机的要求。这种方案可以简化供油系统和提高可靠性。

二、自然配合供油规律

图1为两种没有调节器的冲压发动机供油系统示意图。发动机的需油量由进入发动机空



图1 内部取气（左）和外部取气（右）的冲压空气涡轮
自然配合供油系统示意图

1. 冲压发动机 2. 涡轮进气口 3. 空气涡轮泵 4. 油箱

气量决定。当飞行马赫数增加时，进入发动机的空气量增加，要求供油量也随之增加，此时由于进入涡轮的空气量的增加，涡轮泵的供油能力也增加，这种供油量的变化趋势与发动机的要求是一致的。这就是自然配合供油规律的基础。

为了对自然配合供油规律进行定量的分析，首先推导在没有调节器的情况下，飞行参数、发动机的有关参数，以及供油系统中各部件的参数与供油规律之间的关系。为了方便，按外部取气供油系统进行推导。

1. 冲压空气涡轮泵供油量的自然配合变化规律

推导供油量自然配合变化规律依据的基本条件是：当涡轮泵处于稳定工作时，涡轮和泵的功率相等，即 $N_w = N_b$ 。

(1) 涡轮功率 N_w

$$N_w = G_{kaw} L_w \eta_w \quad (1)$$

通过涡轮的空气量也就是进入涡轮扩压器的空气量

$$G_{kaw} = \sqrt{\frac{K}{RT_H}} \varphi_{Hw} F_{wkj} M_{HPH} \quad (2)$$

不考虑涡轮扩压器及排气管中的损失，涡轮出口压力等于 p_H ，则涡轮理想绝热功

$$L_{w0} = \frac{K}{K-1} RT_{0H} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{0H}} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]$$

或 $L_{w0} = 0.5 RT_H M_H^2$ (3)

考虑到涡轮扩压器和排气管中的损失，则涡轮绝热功

$$L_w = \frac{K}{2} RT_H M_H^2 - \frac{K}{K-1} RT_H \left[\frac{1}{(\xi \sigma_g)^{\frac{K-1}{K}}} - 1 \right]$$

涡轮扩压器和排气管的效率

$$\eta_{k-p} = \frac{L_w}{L_{w0}} = 1 - \frac{2}{K-1} \left[\frac{1}{(\xi \sigma_g)^{\frac{K-1}{K}}} - 1 \right] \frac{1}{M_H^2} \quad (4)$$

$$L_w = \eta_{k-p} L_{w0} = 0.5 \eta_{k-p} K R T_H M_H^2 \quad (5)$$

把(2)式、(5)式代入(1)式得

$$N_w = 0.5 \sqrt{RT_H K^3} \eta_{k-p} \eta_w \varphi_{Hw} F_{wkj} p_H M_H^3 \quad (6)$$

(2) 泵功率 N_b

$$N_b = \Delta p_b G_{re} / \eta_b \rho_{re} \quad (7)$$

当泵在系统中稳定工作时，泵的工作点就是泵的特性线与管道系统特性线的交点。

供油系统管道特性指从泵出口，包括燃油喷嘴环在内的整个管道系统的压力损失与通过管道系统的燃油流量之间的关系，即

$$\Delta p_{gd} = p_{bc} - p_{rs}$$

泵的增压 $\Delta p_b = p_{bc} - p_{bj}$ 。近似地认为 $p_{bj} = p_{rs}$ ，则 $\Delta p_b = \Delta p_{gd}$ 。在一般情况下

$$\Delta p_b = G_{r1}^2 / A_{gd}$$

把 Δp_b 代入(7)式，得

$$N_b = G_{r1}^3 / \rho_{r1} \eta_b A_{gd} \quad (8)$$

(3) 供油量的自然配合变化规律

由 $N_w = N_b$ 可得

$$G_{re} = \sqrt[3]{\frac{\frac{1}{R^2} \frac{1}{K^2} \frac{1}{T_H^2}}{2} \rho_{re} A_{gd} \eta_{k-p} \eta_b \eta_w F_{wkj} p_H \varphi_H M_H^3} \quad (9)$$

根据公式(9)，就可以根据已有的涡轮泵和扩压器，确定供油量随飞行高度和 M_H 的变化规律，也可以根据所要求的供油量变化规律，合理地选择和设计涡轮泵、扩压器，以及管道系统，使自然配合的供油量变化规律，满足发动机对供油量变化规律的要求。

2. 余气系数 α 的自然配合变化规律

$$\alpha = G_{kaf} / L G_{r1} \quad (10)$$

其中

$$G_{kaf} = \sqrt{\frac{K}{RT_H}} F_{ikj} p_H \varphi_{Hf} M_H \quad (11)$$

所以

$$\alpha = \frac{\sqrt[3]{2}}{L\sqrt[3]{\rho_{re}}R^2} \frac{F_{fkj}}{\sqrt[3]{\eta_w\eta_b\eta_{k-p}A_{gd}F_{wkj}}} \sqrt[3]{\left(\frac{P_H}{T_H}\right)^2} \frac{\varphi_{Hf}}{\sqrt[3]{\varphi_{Hw}}} \quad (12)$$

3. 各种影响因素的分析

从公式 (9) 和 (12) 可以看出, 影响自然配合供油规律的因素很多, 这些因素可归纳为两类。

(1) 不可选择的参数: 这类参数在供油系统设计时, 不可随便选择, 也就是预先确定的已知条件。这类参数又可分为以下三种:

i、固定的常数, 如 F_{fkj} 、 R 、 ρ_{re} 、 L 、 K 等, 它们既不能选择, 也不随飞行条件而变化。

ii、随 M_H 变化的参数: 如发动机扩压器的流量系数 φ_{Hf} 。

iii、随飞行高度而变的参数: 主要是 P_H 及 T_H , 当飞行弹道确定之后, 它们的变化也就确定了。由 (9) 式及 (12) 式可知, P_H 及 T_H 对供油量 G_{r1} 和余气系数 α 的关系分别为

$$P_H^{\frac{1}{3}} T_H^{\frac{1}{6}} \text{ 和 } \left(\frac{P_H}{T_H}\right)^{\frac{2}{3}}。$$

(2) 可选择和改变的参数: 这类参数包括 φ_{Hw} 、 η_w 、 η_b 、 η_{k-p} 、 F_{wkj} 、 A_{gd} 等, 其中 φ_{Hw} 、 η_w 、 η_b 、 η_{k-p} 既影响供油参数的变化规律, 也影响其数值; F_{wkj} 及 A_{gd} 只影响供油参数的数值, 不影响其变化规律。

i、涡轮进口扩压器的流量系数 φ_{Hw} : 可以通过合理地选择涡轮进口扩压器、扩压器中心锥角以及设计 M 数等因素使 φ_{Hw} 随 M_H 的变化规律, 能满足发动机对 α 变化规律的要求。

ii、泵效率 η_b : 在涡轮泵供油系统中, 一般均采用离心泵。离心泵的效率与流量和压力之间的关系如图 2。可见, 供油系统的管道特性与某一条等效率曲线重合。所以进行自然配合的供油系统设计时, 可认为泵效率 η_b 为不变的常数。

iii、涡轮效率 η_w : 在冲压空气涡轮泵供油系统中, 多采用单级冲击式涡轮。可以证明, 在满足 $\Delta p/G^2 = \text{常数}$ 的条件下, 涡轮效率随 M_H 增加而增加, 但也可以根据需要改变这种趋势。

iv、涡轮进口扩压器面积 F_{wkj} 及管道特性系数 A_{gd} : 这两个参数可以根据供油量大小来确定。一旦被确定之后, 就是不随飞行条件而变的常数。

根据以上分析可以看出, 影响供油规律最大的是涡轮进口扩压器流量系数 φ_{Hw} 的变化规律; 决定供油量大小的, 主要是涡轮进口扩压器的进口面积 F_{wkj} 及管道特性系数 A_{gd} 。涡轮和泵的效率等因素影响较小。从而我们得出一个结论: 自然配合供油规律设计的关键是合理地选择涡轮进口扩压器。

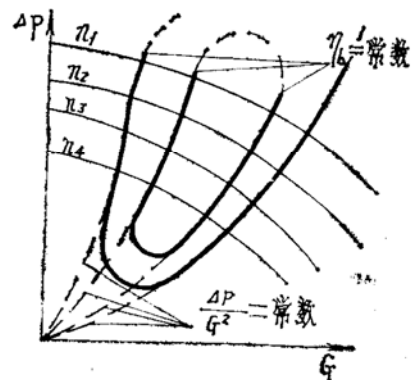


图 2

三、自然配合供油系统的设计方法和步骤

为了得到所需要的自然配合供油规律，手段和方法是比较多的。仅以一种简单而实用的情况说明之。即假定发动机参数和对供油规律的要求、燃油喷嘴环和管道特性、涡轮泵的性能都已经确定，如何选择涡轮进口扩压器，来满足要求的自然配合供油规律。

已知：飞行马赫数 $M_H = 1.7 \sim 2.0$ ，飞行高度 $H = 300\text{m}$ ；发动机进口直径 $D_{fj} = 0.5$ ， $F_{fkj} = 0.196\text{m}^2$ ；燃料密度 $\rho_{r1} = 81.6\text{kg/m}^3$ ， $L = 14.8$ ；发动机扩压器为 $\beta = 25^\circ$ 的单锥外压式，流量系数 φ_{H1} 如表 1；燃油喷嘴为普通离心式喷嘴 $A_{gd} = 6.02 \times 10^{-6}\text{kg}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{Pa})$ ；涡轮泵为单级离心泵和单级冲击式涡轮。

要求：选择设计合适的涡轮进口扩压器，使供油系统的自然配合供油规律，能保证在整个工作范围内，发动机的余气系数 $\alpha = 1.4$ 。

表 1

M_H	1.7	1.8	1.9	2.0
φ_{Hf}	0.895	0.932	0.967	1.0

表 2

M_H	1.7	1.8	1.9	2.0
$\eta_{K-p}\eta_w$	0.485	0.482	0.478	0.475
η_b	0.44	0.46	0.49	0.52
$\eta_{K-p} \cdot \eta_w \eta_b$	0.213	0.221	0.234	0.247

设计方法和步骤：

1. 初步选定一种涡轮进口扩压器和排气管，按 (4) 式算出各 M_H 下的 η_{K-p} 值，并根据已知的涡轮泵计算出 η_w 及 η_b 随 M_H 的关系 (见表 2)。

2. 求涡轮进口扩压器的理想流量系数 φ_{H1x} 。此系数指的是能够完全满足发动机各种状态供油要求的一种假想的涡轮扩压器的流量系数。设计的实际扩压器的流量系数越接近理想流量系数，则供油偏差就越小。由 (12) 式涡轮进口扩压器的流量系数为

$$\varphi_{Hw} = \frac{2}{\rho_{r1} \eta_{K-p} \eta_w \eta_b A_{gd} F_{wkj}} \left(\frac{\varphi_{Hf} F_{fkj}}{\alpha L} \right)^3 \left(\frac{P_H}{RT_H} \right)^2 \quad (13)$$

或写成

$$\frac{\varphi_{Hw}}{\varphi_{Hw_0}} = \frac{\eta_{K-p_0} \eta_{w_0} \eta_{b_0}}{\eta_{K-p} \eta_w \eta_b} \left(\frac{\varphi_{Hf}}{\varphi_{Hf_0}} \cdot \frac{\alpha_0}{\alpha} \right)^3 \left(\frac{P_H}{P_{H_0}} \cdot \frac{T_{H_0}}{T_H} \right)^2 \quad (14)$$

式中注脚“0”表示对应最大飞行马赫数下的参数。根据已知条件，高度不变， $\alpha = \text{常数}$ ，最大 $M_H = 2$ 时 $\varphi_{Hf_0} = 1$ ，通常 $\varphi_{Hw_0} = 1$ ，所以 (14) 式可化为

$$\varphi_{Hw} = \frac{\eta_{K-p_0} \eta_{w_0} \eta_{b_0}}{\eta_{K-p} \eta_w \eta_b} \varphi_{Hf}^3 \quad (15)$$

把表 2 中的数据代入 (15) 式，则得不同 M_H 下的涡轮扩压器的理想流量系数 (见表 3 及图 3)。

3. 根据理想流量系数随 M_H 的变化规律，初步选定一种变化规律接近的扩压器。如选定的 $\beta = 30^\circ$ 单锥外压式扩压器，其流量系数也列在表 3 及图上。

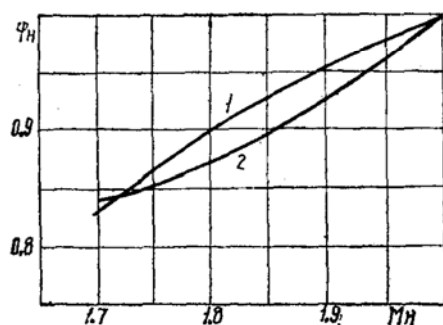


图 3

1——理想流量系数 2——选用扩压器的流量系数

表 3

M_H	1.7	1.8	1.9	2.0
φ_{H1x}	0.83	0.906	0.95	1.0
$\varphi_{H\beta=30}$	0.835	0.87	0.925	1.0

4. 根据 (12) 式确定涡轮扩压器的进口面积 F_{wkj} (表 4)。选取 $D_{wkj} = 51\text{mm}$, 则相应的进口面积为 $F_{wkj} = 0.00204\text{m}^2$ 。

5. 根据选定的扩压器, 与涡轮泵一起进行配合特性计算, 求出 η_{k-p} 、 η_w 、 η_b , 并与第 1 步的 η_{k-p} 、 η_w 、 η_b 进行比较, 如果差别较大, 则可根据新的 η_{k-p} 、 η_w 、 η_b 值重复 2、3、4 步的计算一次, 一般就可达到满意的结果。

6. 把求得的 φ_{H1} 、 φ_{Hw} 、 η_{k-p} 、 η_w 、 η_b 以及各常数值代入 (12) 式检验各 M_H 下的 α 值 (见表 5)。从表中数值可以看出, 在我们讨论的条件下, 利用自然配合供油规律, 来保证等 α , 可以有很高的精度。

7. 由 (12) 式可计算不同温度下的 α 值

$$\alpha_2 = \alpha_1 (T_{H1}/T_{H2})^{2/3} \quad (16)$$

表 5 列出了 $T_H = 313\text{K}$ 和 248K 时的 α 值及其相对偏差的计算值。

从表 5 可以看出, 自然配合供油规律, 对大气温度的变化, 有一种自然适应性, 即温度升高时能富油供油, 温度降低时, 能贫油供油。这种趋势正是发动机所希望的。

表 4

M_H	1.7	1.8	1.9	2.0
F_{WKI} (m^2)	0.002	0.00209	0.00207	0.00201
D_{WKI} (mm)	50.1	51.6	51.4	50.6

表 5

M_H		1.7	1.8	1.9	2.0
$T_H=287\text{K}$	α	1.391	1.411	1.408	1.393
	$\Delta\alpha/\alpha$	-0.6%	0.79%	0.57%	-0.5%
313 K	α	1.313	1.332	1.329	1.315
	$\Delta\alpha/\alpha$	-0.68%	0.76%	0.53%	-0.53%
248 K	α	1.532	1.555	1.552	1.535
	$\Delta\alpha/\alpha$	-0.71%	0.78%	0.58%	-0.52%

四、讨 论

1. 攻角对自然配合供油系统的影响问题: 这个问题最终反映在涡轮出口静压和涡轮扩压器的流量系数 φ_{Hw} 上。从 (9) 及 (12) 式可以看出, φ_{Hw} 的变化对 G_{r1} 及 α 的影响并不显

著。如， φ_{Hw} 下降5%， α 只增加1.7%。而6°攻角对扩压器流量系数的影响只有1~2%，与此对应的 α 的变化小于1%。

2. 等 M_H 巡航问题：如果弹上没有 M_H 控制系统，靠改变发动机推力来保证导弹等 M_H 飞行时，利用自然配合供油规律是难于实现的。因为从(9)式可看出，在自然配合供油系统中供油量与飞行马赫数成正比。当某一偶然因素使供油量 G_{r1} 下降时，则飞行 M_H 下降，这使 G_{r1} 进一步下降。这样循环下去，将使飞行 M_H 不断下降；反之，相反的影响将使飞行 M_H 不断增加。

五、结 论

1. 通过合理地选择和协调供油系统中各部件，在一定条件下不用调节器的自然配合供油规律，可以满足发动机对供油规律的要求，而且系统简单可靠。

2. 当高度变化不大，只有 M_H 变化时，比较容易实现等 α 自然配合供油规律，并且可保证足够的精度。

3. 通过选择涡轮进口扩压器的型式，和额定设计马赫数，来改变流量系数变化规律是实现自然配合供油规律的最有效手段。

4. 在某些条件下，如高度变化范围很大时，用自然配合供油规律不能满足发动机的要求时，也可利用本文提出的供油系统设计方法来简化调节系统的设计。

参 考 文 献

- (1) 李存杰等译：“冲压发动机技术”。1980.
- (2) 朱也夫В.С.: “冲压和火箭——冲压发动机”.1975.
- (3) Наталевич А.С.: Воздушные микро-турбины.1979.
- (4) Боровский Б.И.: Высокооборотные лопаточные насосы.1975.