

空气喷气发动机的 分析及其重要意义

北京航 空 航 天 大 学李汝辉* * 邱小梅

【摘要】 介绍了空气喷气发动机的 分析方法,以实例对于新发展的 分析法和传统的能分析法做了比较。阐述了 分析对于空气喷气发动机工程发展的重要意义,并强调指出空气喷气发动机中能量损失的主要部位在燃烧室。因而提高燃烧室的 效率是改善发动机性能的一个重要方面。

目前,从事空气喷气发动机工程的科技工作者,还未重视采用 分析方法考查与研究问题,仍习惯沿用传统的能分析方法,这是不够的。因为只有 分析才能科学地揭示动力装置的能量利用水平、利用的薄弱环节和潜力、以及不同动力装置性能优劣的可靠比较,从而使人们目标更明确、力量更集中而有效的为研制先进动力装置和改进原有动力装置而努力。

本文介绍了空气喷气发动机的 分析方法,简明论述 分析方法对喷气发动机发展的重要意义。以进一步引起同行的普遍重视。

一、空气喷气发动机的 分析法

现以某国产航空燃气涡轮喷气发动机的 分析为例简要介绍此类动力装置的 分析方法。该发动机的特征截面: 0- 0 表示发动机进口 (即进气道的进口) 截面, 1- 1 为进气道出口 (即压气机进口) 截面, 2- 2 为压气机出口 (即燃烧室进口) 截面, 3- 3 为压气机出口 (即燃烧室进口) 截面, 4- 4 为涡轮出口 (即尾喷管进口) 截面, 9- 9 为尾喷管出口 (即发动机出口) 截面。该装置在地面试车条件下各特征截面上的工质参数见表 1。

表 1 工质参数

截面号	$T^* \text{ [K]}$	$T \text{ [K]}$	$p^* \text{ [bar]}$	$p \text{ [bar]}$	$c \text{ [m/s]}$
0- 0	288	288	1. 0132	1. 0132	0
1- 1	288	268	1. 0132	0. 784	196. 5
2- 2	567	557	7. 23	6. 77	144
3- 3	1143	1132	6. 54	6. 28	159
4- 4	901	856	2. 17	1. 78	320
9- 9	901	773	2. 02	1. 094	544

已知空气流量 $\dot{m}_a= 40\text{kg/s}$, 燃烧效率 $\eta_b= 0. 97$, 机械效率 $\eta_m= 0. 98$, 燃料的高热值 $\Delta H_{u,h} = 46000\text{kJ/kg}$, 低热值 $\Delta H_{u,l}= 43120\text{kJ/kg}$, 理论空气量为 $L_o= 14. 7\text{kg, a/kg, f}$, 燃料分子量 $\mu_f= 112. 21$ 。计算燃料系数 β 的公式^[1]为:

$$\beta = 57.17(I_{\beta=0,t_3^*} - I_{\beta=0,t_2^*}) / \{ \eta_b \int \Delta H_{u,l} - Q + (I_{f,t_f} - I_{f,t_o}) + 57.17(I_{\beta=0,t_3^*} - I_{\beta=0,t_o^*}) - 61.17(I_{\beta=1,t_3^*} - I_{\beta=1,t_o^*}) \}$$

(1)

认为 $Q \approx 0$ 及 $(I_{f,t_f} - I_{f,t_o}) \approx 0$; 由文献[1] 查得 $I_{\beta=0,t_3^*} = 8380 \text{ kcal/kmol}$; $I_{\beta=0,t_2^*} = 3961.7 \text{ kcal/kmol}$; $I_{\beta=0,t_o} = 1994.7 \text{ kcal/kmol}$; $I_{\beta=1,t_3^*} = 9017.6 \text{ kcal/kmol}$; $I_{\beta=1,t_o} = 2053.5 \text{ kcal/kmol}$ 。于是, 由 (1) 式得燃料系数 $\beta = 0.238$, 余气系数 $\alpha = 1/\beta = 4.1827$, 燃料空气比 $f = 1/\alpha L_o = 0.01626 \text{ kg, f/kg, a}$, 燃气流量 $\dot{m}_f = (1+f) \dot{m}_a = 40.65 \text{ kg/s}$ 。

各截面的 值, 各部件的 损失 E_l 和 效率 η_E 计算公式列于表 2 和表 3 中。

表 2 各截面的 计算式

截面号	计算式 (环境温度和压力 T_o, p_o)
0- 0	$E_0 = 0$
1- 1	$E_1 = \dot{m}_a e_1 = [(h_1^* - h_0^*) - T_o (S_1 - S_0)]$
2- 2	$E_2 = \dot{m}_a e_2 = [(h_2^* - h_0^*) - T_o (S_2 - S_0)]$
3- 3	$E_3 = \dot{m}_f e_3 = [(h_3^* - h_0^*) - T_o (S_3 - S_0)]$
4- 4	$E_4 = \dot{m}_f e_4 = [(h_4^* - h_0^*) - T_o (S_4 - S_0)]$
9- 9	$E_9 = \dot{m}_f e_9 = [(h_9^* - h_0^*) - T_o (S_9 - S_0)]$

表 3 各部件 损失和 效率计算式

部 件	损失 E_l	效率 η_E [%]
进气道 0- 1	$E_{l,0-1} \approx 0$	$\eta_{E,0-1} \approx 100$
压气机 1- 2	$E_{l,1-2} = W_C - (E_2 - E_1)$	$\eta_{E,1-2} = (E_2 - E_1) / W_C$
燃烧室 2- 3	$E_{l,2-3} = E_f - (E_3 - E_2)$	$\eta_{E,2-3} = (E_3 - E_2) / E_f$
涡 轮 3- 4	$E_{l,3-4} = (E_3 - E_4) - W_T$	$\eta_{E,3-4} = W_T / (E_3 - E_4)$
尾喷管 4- 9	$E_{l,4-9} = E_4 - E_9$	$\eta_{E,4-9} = E_{K,9} / E_4$
整 机		$\eta_E = E_{K,9} / E_f$

表中: W_C (压气机耗功) $= \dot{m}_a (h_2^* - h_1^*)$, W_T (涡轮作功) $= \dot{m}_f (h_3^* - h_4^*)$, $E_{K,9}$ (发动机出口燃气动能) $= \dot{m}_f C_3^2 / 2$ 。计算结果列于表 4 和表 5。为将 分析与传统能分析进行定性的实质性比较, 表 5 中也列出能损失 $E_{n,l}$ 和能效率 η 值。在分析中, 忽略了各部件向环境的散热损失。

表 4 各截面的物理性质和热力学参数

截面号	工质	C_p (kJ/kg · K)	k	R (kJ/kg · K)	μ	$\dot{m}$ (kg/s)	h (kJ/kg)	h^* (kJ/kg)	H^* (kJ/s)	e (kJ/kg)	E (kJ/s)
0- 0	空气	1.0037	1.4	0.287	28.97	40	288.27	288.27	11531	0	0
1- 1	空气	1.0033	1.4	0.287	28.97	40	268.2	288.27	11531	- 0.4	- 16
2- 2	空气	1.041	1.352	0.287	28.97	40	562.1	572.5	22900	243.4	9736
3- 3	燃气	1.197	1.316	0.287	28.96	40.65	1221.1	1234.2	50172	647.8	26333
4- 4	燃气	1.139	1.337	0.287	28.96	40.65	898.4	949.9	38613	350.8	14261
9- 9	燃气	1.119	1.345	0.287	28.96	40.65	804.68	949.9	38613	349.9	14223

表 5 损失与效率

部 件	E_l (kJ/s)	$E_{n,l}$ (kJ/s)	E_f 代价	Q_f 代价能	$E_{K,9}$ 收益 (能)	η_E (%)	η (%)
进气道	≈ 0	≈ 0				≈ 100	≈ 100
压气机	1617.2	≈ 0				85.8	≈ 100
燃烧室	12573	773				56.9	97.2
涡轮	514	≈ 0				95.7	≈ 100
尾喷管	8246	21067				42.2	45.4
整 机	23140	22029	29170	28045	6015	20.6	21.4

[注]: ①整机 损失 $\Sigma E_l = 23140$ (kJ/s) 和能损失 $\Sigma E_{n,l} = 22029$ (kJ/s) 中均包含传动轴的机械摩擦损失 189 (kJ/s); ②燃烧室部件的能效率 $\eta_c = (H_3^* - H_2^*) / Q_f$, 其中燃料发热量 $Q_f = f \cdot \dot{m}_a \cdot \Delta H_{u,l} = 28045$ (kJ/s)。在忽略向环境散热条件下, 燃烧室的能损失 (773 (kJ/s)) 是由于不完全燃烧造成的; ③整机能效率 $\eta = E_{K,9} / Q_f$ 。

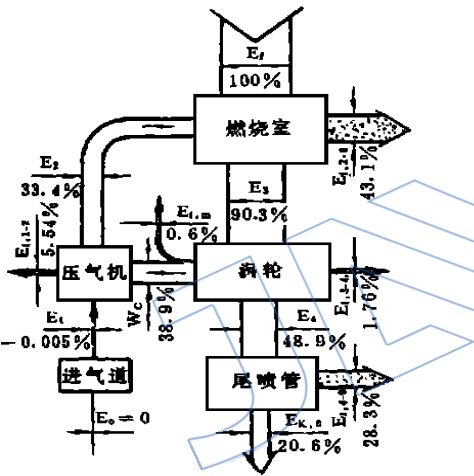


图 1 流图

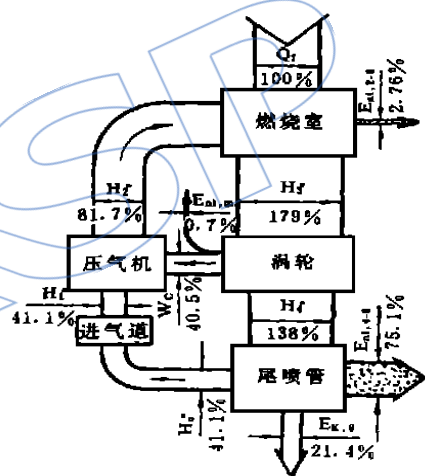


图 2 能流图

可将 分析和能分析结果以 流图和能流图表示^[3], 以形象地表现出能量或 量的流向、转换和损失情况。在作 流图时, 要以代价 (燃料 E_f) 做为基础, 并以其为 100%, 这样可以直观地表示出其它各 值所占地价 的百分数。在作能流图时, 要以代价能 (燃料发热量 Q_f) 做为基础, 并以其为 100%, 从而可直观地表示出其它各能量所占地价能的百分数。详见图 1 和图 2。图中注出各项 和能量的符号及其对应百分数, 各量的数值参看表 4 和表 5。

二、结果 分析

本文所作 分析举例, 给出空气喷气发动机的 分析方法, 所得结果代表了该类发动机的一般情况。从 分析结果和传统的能分析结果的比较可以得到如下看法:

1. 发动机的整机能效率 $\eta = E_{K,9} / Q_f$, 效率 $\eta_E = E_{K,9} / E_f$ 。可见两种效率的收益均为 $E_{K,9}$, 而代价则分别为 Q_f 和 E_f 。由于 $Q_f = f \dot{m}_a \Delta H_{u,l}$, 而 $E_f = f \dot{m}_a e_f$ 及 $e_f = 0.975 \Delta H_{u,h}$ ^[2], 所以 $\eta / \eta_E = Q_f / E_f = \Delta H_{u,l} / (0.975 \Delta H_{u,h})$, 于是 $\eta_E / \eta \approx 1$, 即发动机的 效率和能效率十分接近。

2. 分析和能分析反映的损失内容、数量和主要部位十分不同。按本文举例, 根据能分析, 燃料供入发动机的能量 $Q_f = 28045 \text{ kJ/s}$, 其中除转换为有用功部分 $E_{K,9} = 6015 \text{ kJ/s}$ 以外, 其余全部损失掉。其中包括: 不完全燃烧损失 773 kJ/s , 机械摩擦损失 189 kJ/s , 排气能量损失 21067 kJ/s 。三项损失分别占总损失 (22029 kJ/s) 的 3.5% 、 0.86% 和 95.6% 。可见, 排气损失是各部件能损失的第一大户。根据科学的分析, 则与能分析的结果十分不同。虽然供入发动机的燃料 E_f 和燃料发热量差别不大, 总损失值和总能损失值相差亦不多, 但是, 损失的主要部位与能损失的主要部位大不相同。分析结果指明: 在发动机中, 损失的主要部位在燃烧室部件中, 其中的损失占发动机总损失的 54.3% ; 其次才是尾喷管向环境的排气损失, 该损失占总损失的 35.6% ; 压气机和涡轮的内部摩擦损失很小。按照传统能分析, 燃烧效率已达 97% , 很容易误认为其能量利用已十分完善; 然而, 根据分析结果, 燃烧室的效率仅为 56.9% , 从理论上讲, 还有相当大的能量利用潜力。

3. 分析结果反映了能量利用的真实水平。燃烧室效率仅为 56.9% , 表明通过燃烧室的可用能的损失很多。在实际情况下, 燃烧室对于环境的散热损失极小, 绝大部分损失发生在燃烧室内部, 其中有燃料燃烧不完全引起的燃料损失; 一般说来, 这种损失占燃烧室总损失的很小一部分, 约百分之几, 它涉及燃料的雾化和气化的条件。燃烧室内部的主要损失是由于摩擦所引起, 其中包括燃气与燃烧室器件表面之间的摩擦损失、二次空气与燃烧室器件表面之间的摩擦损失、流过火焰筒进气孔时的节流损失及其与燃气强烈掺混引起的摩擦损失。这些损失均为不可逆损失。提高燃烧室效率的主要途径在于如何减少各种内部摩擦损失, 而这些内部摩擦损失与燃烧室的结构、流动的组织、燃气与二次空气的掺混、火焰筒的冷却方案与材料耐热强度等因素有关。

三、结 论

1. 分析是同时依据热力学第一定律和第二定律的分析方法, 其原理大大优于传统的能分析方法。分析结果反映发动机能量利用的真实水平、真正的能量损失、以及损失的真实主次部位, 给人们指出提高能量利用水平的正确导向。能源的不断高涨和资源不断紧张的形势, 要求科技工作者自觉运用分析方法, 以指导和促进航空发动机工程的科技进步。

2. 效率高是衡量与比较各种航空动力装置与部件性能优劣的真正经济性指标。要以分析方法为基础考查我国空气喷气发动机和世界同类型发动机的性能, 并找出差距, 使人们沿着更正确的方向发现与吸收国外先进技术, 开发新技术。

3. 既然燃烧室是空气喷气发动机中损失的主要部位, 而且其能量利用的潜力很大, 科技工作者就应大力开展以如何提高燃烧室效率为中心的研究工作, 深入研究影响燃烧室效率的各种影响因素和影响程度, 制定远近期攻关课题, 不断取得突破性科技成果。

参 考 文 献

- [1] 吴仲华著, “燃气的热力性质表”, 科学出版社, 1959 年。
- [2] 朱明善著, “能量系统的分析”, 清华大学出版社, 1988 年。
- [3] [西德] H. D. 贝尔著, “工程热力学—理论基础及工程应用”, 科学出版社, 1983 年。

distortion, the vortex size must be measured. It is defined classically by velocity correlation and more directly than by total pressure. Some typical results are shown in a table. The vortex size is increased by the flow velocity. At 1D section the vortex size of torus with 20 degree slanted cut is about two times larger than the size of 90 degree torus quadrant. But at 3D section the former decreases and the later increases slightly.

EXERGY ANALYSIS OF AEROENGINE AND ITS SIGNIFICANCE

Li Ruhui and Qiu Xiaomei

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

An exergy analysis method of an aeroengine is presented and compared with the traditional energy analysis method. The significance of the exergy analysis for the aeroengine engineering is considered. It must be underlined that the main part of the energy loss in the aeroengine comes out of the combustor. Therefore, to enhance of the exergy efficiency of the combustor is an essential measure to improve aeroengine performance.

STATISTICAL ANALYSIS AND PREDICTION OF AEROENGINE DETERIORATION

Li Jia and Tao Zengyuan

(Air Force Engineering College, Xian 710038)

ABSTRACT

An aeroengine deteriorates in the course of its service. Although its performance may be restored to some extent after overhaul, it goes down gradually in general. Based on the statistical information analysis of the test-bed performance decay of 500 engines after 0 to 3 overhauls, a concept of an overall performance index is proposed to reflect the overall performance of the engine. According to this concept, a mathematical model of the engine deterioration is presented which is established by means of the exponential smoothing theory. The prediction of the engine deterioration has been made which is quite consistent with the practice. The final analysis shows that it is necessary and also feasible to adopt the method of statistical and synthetic analysis for the overall engine performance decay of both randomness and regularity and, what is more, with many parameters.

A DIRECT-PROBLEM CALCULATION METHOD FOR GAS TURBINES WITH BOWED AND TWISTED BLADES

Wang Zhongqi, Yang Hong, Liu Fengjun, Huang Yinghong, Feng Guotai

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150006)

ABSTRACT

The necessity of the direct-problem calculation in aerodynamic design of gas turbines with bowed and twisted blades is discussed and a practical direct-problem calculation program is developed for the S₂ stream surface transonic flow in a multi-stage gas turbine. In the calculation, the shape of the mean S₂ stream surface is taken as that of the blade mean camber surface which is modified properly to guarantee a reasonable S₂ stream surface shape, and the circulation is specified by the stream surface shape and the axial velocity. In the supersonic region, the density is corrected by means of the artificial compressibility treatment to make the calculation stable and the velocity is solved by density.