

飞机飞行中发动机推力的测定

西北工业大学 廉小纯* 陈辅群 沈韶瀛
试飞研究院 刘选民

【摘要】 提出了一种飞机飞行中发动机推力测定的总推力模型。该模型的基本思想是对涡轮后的混合室和加力燃烧室及尾喷管作一元流动分析,用三个修正系数考虑实际流动的三元效应、传热及传质等因素的影响。这三个系数事先由发动机地面台架试验或高空台试验数据优化分析确定。实际飞行中只需要测量涡轮出口截面上的总压 p_5^* ,加力燃烧室火焰稳定器后的静压 p_6 ,尾喷管进口的静压 p_7 以及外界大气压力 p_0 等少量的气动参数就可求得发动机总推力。这种模型测量简单,计算方便,求得的总推力精度高,适用于现代高性能战斗机的推力测量。

关键词: 飞行 发动机 推力测量

1 前言

飞行中发动机推力的测量是确定飞机推进系统安装性能的关键之一。我国涡喷飞行中推力的测量主要采用的方法,适用于较小推力的带有收敛尾喷管的涡喷^[1],而且测量误差较大。摆动耙法测量直接,计算简单,但是主要问题在于,如果喷口处的马赫数较高,则对总静压的测量要进行激波修正。静压误差1%,将导致总压气动激波修正量变化约25%,对总推力 F_G 精度影响很大^[2]。另外,由于耙摆动要进行延迟性修正,还存在耙的烧蚀问题。如果用该方法来获取飞机的极曲线,必须把耙的阻力与飞机阻力分开,分析耙对尾喷管/后机体的干扰阻力等。国外于70年代发展了一种燃气发生器方法^[3]。虽然该法精度高,但是要求测量的参数很多。

鉴于以上各种方法的不足之处,参考文献[4],本文提出一种确定飞行中发动机推力测定的总推力模型,其精度较高,测量的参数较少而又计算简便。

2 总推力法的理论基础

方法的基本假设是自涡轮后经混合室、加力燃烧室到尾喷管出口为一元流动以及在尾喷管中为等熵流动。用3个修正系数 K 、 C 和 E 考虑三元流动、动量损失及质量传递等的影响,这3个系数由发动机地面台架试验或者高空台试验确定。飞行中只需要测量涡轮后总压 p_5^* ,加力燃烧室火焰稳定器后的静压 p_6 ,喷管进口处静压 p_7 和外界大气压 p_0 等4个参数就可以确定发动机总推力 F_G 。如果发动机带有可变面积的收扩喷管,还要测飞行马赫数 Ma_0 。

2.1 发动机总推力 F_G

$$F_G = m_r V_8 + A_8(p_8 - p_0) = A_8 [\rho_8(k Ma_8 + 1) - p_0] \quad (1)$$

式中, m_r 为尾喷管出口燃气质量流量; V_8 、 A_8 和 p_8 分别为尾喷管出口的气流速度、截面积

和静压, k 为绝热指数, Ma_8 为尾喷管出口马赫数。由 (1) 式可见, 对于收敛尾喷管, 面积 A_8 就是喉部截面积 A_J 。后面可以知道, 根据冷态测定的尾喷管进口截面积 A_7 和飞行中测定的气流参数能推定尾喷管喉部截面积 A_J ; 根据测定的 p_5^* 、 p_6 、 p_7 和 p_0 以及试验确定的修正系数 K 、 E 、 C 能够计算出 Ma_8 和 p_8 , 进而可求得总推力 F_G 。如果收敛—扩张尾喷管, 则应由测定的飞行马赫数 Ma_0 和尾喷管喉部截面积确定出口和喉部面积比 A_8/A_J , 然后计算出 A_8 。

2.2 根据测量的 p_5^* 和 p_6 确定 p_6^*

为此, 对涡轮出口 5 截面和加力燃烧室火焰稳定器后的截面作一元流动分析。由空气动力学有 $dp^*/p^* = (-k Ma^2/2) dm/m$ 。式中, dm/m 代表由于管道中摩擦、气动阻力等引起的动量损失。我们令 $K \equiv dm/m$ 并把上式应用于 5~6 截面间的流动则可得:

$$p_6^* = p_5^* / (1 + Kx_6/2) \quad , \quad x_6 = 2k/(k-1) [(p_5^*/p_6)^{(k-1)/k} - 1] \quad (2)$$

由此可见, 根据测定的 p_5^* 、 p_6 和修正系数 K 可以求得 p_6^* 。对于一定几何形状的管道来说修正系数 K 基本上等于常数不变, 在飞行中可以认为是常数。

2.3 加力燃烧室出口总压的确定

在这一段的管道流动中可能存在加力燃烧, 因此除气动阻力之外还可能伴随有热阻、比热和气体成份的变化。它们的综合影响由冲量函数变化考虑。根据空气动力学基础有 $dF/F = 1/(1+x) dA/A - x/2(1+x) dm/m$ 。式中, $F = Ap(1+x)$ 为冲量函数, $x \equiv kMa_0$ 。

把上式应用于加力燃烧室进口 6 截面和出口 7 截面之间, 用差分代替微分并注意到 $\Delta F_{67} = A_7 p_7 (1+x_7) - A_6 p_6 (1+x_6)$, 最后可以得 $x_7 = (p_6/p_7) \{1 + x_6(1 - dm/m/2)/(1 + \Delta A_{67}/A_6)\} - 1$ 。令 $C \equiv (1 - dm/m/2)/(1 + \Delta A_{67}/A_6)$ 则

$$x_7 = (p_6/p_7)(1 + Cx_6) - 1 \quad (3)$$

由 (3) 式可知, 根据测定的静压 p_6 、 p_7 以及试验确定的修正系数 C 可以计算出 x_7 即 kMa_7 , 进而不难求得总压 p_7^* 。修正系数 C 代表了加力燃烧室中的气动和喉部面积的变化。根据修正系数的优化经验, 一般系数 C 可以回归为一条关于 (A_J/A_7) 的二次曲线, 或者等于常数不变。

2.4 尾喷管进口截面 7 至喉部截面 J 之间的流动

在此段管道中的流动总压损失用修正系数 E 来考虑:

$$p_J^* = p_7^* - E \quad (4)$$

根据文献 [5] 的经验, 修正系数 E 最好回归为关于静压 p_6 的一条直线。

飞行中尾喷管的喉部截面积 A_J , 是根据冷态下测定的进口截面积 A_7 (飞行中认为 A_7 不变) 推定的。喉部堵塞与不堵塞则分别有:

$$A_J p_J^* = A_7 p_7^* q(Ma_7) \quad , \quad A_J p_J^* q(Ma_J) = A_7 p_7^* q(Ma_7) \quad (5)$$

式中的 Ma_J 可由压力平衡求得。

为了使求得的总推力有较高的精度, 必须优化确定修正系数。

3 修正系数的优化确定、总推力模型的准确度

修正系数 K 、 C 和 E 优化确定的目的是使飞行中测量求得的推力与实际的推力差异最小。具体做法是利用发动机地面台架试验, 但为了使测量求得的推力更加精确最好能利用高空台试验数据。选取发动机使用包线内一些特征点, 测得 p_5^* 、 p_6 、 p_7 和 p_0 以及直接测量得到推力值, 应用优化方法求定出 K 、 C 和 E 各自的变化规律, 然后应用到飞行测量当中去。

本文以文献 [5] 提供的 J85-GE-21 发动机高空台试验的有关数据作了具体的优化分析以确定出最佳的修正系数值。表 1 为有关的试验数据。

表 1 J85- GE- 21 发动机高空台试车数据

	$H=7620\text{m}$	$Ma_0=0.90$				$p_0=3.75\text{N/cm}^2$				$A_7=1468.39\text{cm}^2$			
油门杆位置 (°)	最大	85	78	72	62	58	50	38	28	105	110	115	
p_5^* (N/cm ²)	17.2	16.8	15.0	13.9	12.6	11.2	9.4	7.9	7.0	17.2	17.04	17.0	
p_6 (N/cm ²)	14.6	14.1	12.8	11.2	10.0	8.5	7.5	5.9	4.9	14.66	14.6	14.56	
p_7 (N/cm ²)	14.6	14.1	12.0	11.2	10.0	8.6	7.5	5.9	4.9	13.8	12.4	11.2	
实测推力 F_c (N)	12500	12000	11000	10000	8750	7500	5500	4000	1300	14500	16500	17500	
备 注										加力	加力	加力	

优化时的目标函数: $f(K, C, E) = F_c - F_{c_0}$ 。式中, F_c 为测量推力值; F_{c_0} 为计算推力值。

物理意义上的约束条件: $p_5^* - p_6 > 0$, $p_6^* - p_6 > 0$, $p_6^* - p_7 > 0$, $p_7^* - p_7 > 0$

本文首先用有约束的复合形法确定出修正系数的大致范围。该方法是在非线性约束的 n 维空间内取 $2n$ 个顶点构成复合形, 然后对复合型各顶点函数值逐一进行比较。为了提高结果精度, 由复合形法的结果作为初值, 再采用精度的无约束 POWELL 方法进行优化。本方法用于 n 元函数 $f(x)$ 的无约束极小值, 采用直接法, 不需求导数。表 2 是最后的优化结果。从中可看

表 2 POWELL 算法优化结果

油门杆位置 (°)	K	C	$E \times 10^{-1}$	$f(x)$
最大	0.554856	- 0.100136	0.171185	0.837247×10^{-7}
85	0.585874	- 0.0998314	0.236154	0.487774×10^{-5}
78	0.563406	- 0.100173	0.170636	0.869459×10^{-8}
72	0.589157	- 0.101082	0.376415	0.832269×10^{-5}
65	0.606314	- 0.100156	0.195958	0.110580×10^{-5}
58	0.622824	- 0.100136	0.171648	0.782226×10^{-7}
50	0.630045	- 0.0992700	0.251798	0.819528×10^{-6}
38	0.682919	- 0.0998304	0.671675	0.119843×10^{-7}
28	1.266590	- 0.0959836	- 0.469469	0.221769×10^{-6}
105	0.535273	- 0.100729	- 0.169112	0.116824×10^{-7}
110	0.513156	- 0.0998269	0.943564	0.25240×10^{-6}
115	0.528930	- 0.0950775	0.166646	0.28430×10^{-7}

出, 推力计算的精度很高, 而且经回代检查符合约束条件。在任一个工作条件下采用相应的系数值, 测定的总推力误差非常小。为了应用到飞行试验中去, 可以采用系数 K 和 C 各自的平均值, 而系数 E 回归为关于 p_6 的一条直线。如果将表 2 中的 K 和 C 取平均值, 则 $K =$

0. 6399, $C = -0. 09935$ 。将 E 回归为关于 p_6 的直线 $E = 0. 139926 \times 10^{-3} p_6 + 0. 2233 \times 10^{-5}$ 。将上述 3 个系数应用于 J85-GE-21, 将实测的与由模型算得的总推力值比较如表 3。

表 3 总推力值的比较

$H = 7620\text{m}$	$Ma_0 = 0. 90$	$p_0 = 3. 75\text{N}/\text{cm}^2$	$A_7 = 1468. 39\text{cm}^2$	J85-GE-21	
油门杆位置 (°)	85	78	72	62	58
实测总推力 (N)	12000	11000	10000	8750	7500
计算总推力 (N)	12012. 53	10743. 29	10053. 68	8973. 81	7716. 15
相对误差 (%)	- 0. 104	2. 33	- 0. 54	- 0. 256	- 2. 89

如果要在所有的飞行条件下测定发动机总推力, 则需要选取使用包线内的一些特征点进行发动机的高空台试验, 测得有关的压力和总推力值, 然后用优化方法确定出修正系数。

总推力模型测定发动机总推力的精度主要决定于测量压力仪表的精度。根据文献 [6] 的分析, 测定的总推力误差不大于 2. 5%。这与文献 [5] 的结论是一致的。

结论 (1) 采用 3 个修正系数 K 、 C 和 E , 只需要测量少数几个气动参数就可以推定飞行中发动机的总推力。(2) 以 K 和 C 系数的形式所表示的管道中的总压损失, 理论上和实际上都变化不大, 可以采用平均值用于飞行中。修正系数 E 随飞行条件和发动机的工作状态而变, 在本模型中将它回归为一条关于 p_6 的直线。(3) 使用该模型, 为了达到满意的精度必需有一定数量的发动机高空台的试验数据以优化确定修正系数。(4) 为了提高在涡轮后总压与尾喷管进口静压之差值较小的状态下的总推力测定精度, 要求进一步提高上述压力测量的精度。(5) 本模型只能测定飞行中发动机的总推力。要进一步确定净推力 F_N , 还需要测定通过发动机的空气质量流量和飞行速度。因为 $F_N = F_G - m_a V_0$, m_a 为发动机的空气质量流量, V_0 为飞行速度。

参 考 文 献

1 寿圣德. 用飞行推力测量方法实测歼击六型飞机的全机极曲线. 飞行试验, 1977

2 李贵荣. 歼七 II 引射喷管特性试飞. 630 所, 1984

3 Burcham, Frank W., Jr. An Investigation of Two Variations of the Gas Generator Method to Calculate the Thrust of the Afterburning Turbofan Engines Installed in an F-111A Airplane. NASA TND-6297, 1971

4 Frank J. Kurtenbach. Evaluation of a Simplified Gross Thrust Calculation Technique Using Two Prototype F100 Turbofan Engines in an Altitude Facility. NASA TP 1482, 1979

5 Hamer M J and Alexander R J. Optimization of Thrust at Gorithm Callbration for Thrust Computing System (TCS) for the NASA Highly Maneuverable Aircraft Technology (HIMAT) Vehicles Propulsion System. NASA-CP-163121

6 Biesradny Thomas J, Lee Douglas and Rodriguez Jose R. Airflow and Thrust Calibration of An F100 Engine S/N P68005 at Selected Flight Conditon. NASA TP-1069, 1978

(责任编辑 魏星禄)

FULL- LENGTH PAPERS

A METHOD FOR DETERMINING AIRCRAFT ENGINE GROSS THRUST IN FLIGHT

Lian Xiaochun, Chen Fuqun, Shen Shaoying

(*Northwestern Polytechnical University*)

Liu Xuanwin (*Institute of Flight Test*)

ABSTRACT

A method, "gross thrust model", is developed to determine gross thrust of jet engine and afterburning turbofan engine in flight testing. This model is able to determine the gross thrust of modern engines with an acceptable degree of accuracy only by using a few of pressure measurements. The gross thrust model is based on a one-dimensional analysis of flows in mixer, afterburner and nozzle. Some correction coefficients are required to account for three-dimensional effects, the effects of friction and mass transfer, as well as the effects of the simplifying assumptions used in the theory. The correction coefficients in the model are K, C and E. Both K and C are constants, whereas E varies with engine operating conditions. In order to determine the reasonable coefficients K, C and E, it is necessary to acquire engine testing data in the altitude facility at flight conditions as much as possible. A comparison was made between the data determination from the gross thrust model and the gross thrust measured from the altitude facility for engine J85-GE-21 at $H=7620\text{m}$, $M_{a0}=0.90$. It demonstrates that the accuracy of the gross thrust model is about 3.0 percent and depends on the pressure difference between the total pressure of the turbine discharge and the static pressure of the nozzle inlet.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF AERODYNAMIC PERFORMANCE AND AEROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF A SERIES OF PROP- FANS

Wang Po, Ren Liyun, Peng Zeyan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Aerodynamic performance and aero-acoustic characteristics of straight (un-sweep), forward-sweep and backward-sweep blade with different installed angles have been investigated experimentally under the take-off condition. From their comparative study the following conclusions have been drawn. (1) An optimal prop-fan design should be made by combining both high aerodynamic performance and low aerodynamic noise; (2) Blades with sweep have potentials for noise reduction; (3) Tip-load reduction prop-fan blade design would be benefit to lowering the noise level as well as to the prop-fan efficiency improvement.

A HIGH- ORDER ACCURACY TVD EULER SOLVER FOR 3D FLOWS IN TURBINE CASCADES

Gu Fahua, Wang Zhongqi, Yang Hong, Feng Guotai

(*Harbin Institute of Technology*)

ABSTRACT

A third-order accuracy implicit approximate factorized TVD code is developed using Chakravarthy-Osher scheme to solve the steady flows in annular turbine cascades. The governing equation is the 3D Euler equations in arbitrary curvilinear coordinate systems in terms of cylinder coordinate system velocity components. Beam-Warming factorization and upwind difference are adopted to discretize the implicit term, and the explicit one is discretized by Chakravarthy-Osher TVD numerical fluxes. The boundary condition is ob-