

航空发动机燃烧室和涡轮出口滞止温度相关的研究

沈阳航空学院 富丽新* 张宝诚 赵春伟

【摘要】 根据实测的航空发动机燃烧室出口温度场 T_3^* 和涡轮出口温度场 T_4^* 进行统计分析和拟合计算, 得出用 T_4^* 反推 T_3^* 的拟合公式, 该法可用于燃烧室台架调试, 避免了台架测量 T_3^* 的复杂性, 提高了效益。

主题词: 燃烧室 涡轮 温度相关 拟合
分类号: V231.1

1 前言

由于涡轮出口温度 T_4^* 易于测量, 因而提出能否由 T_4^* 反推 T_3^* ? 如果能实现, 那么只要在发动机台架试验时测出 T_4^* , 并调试火焰筒以获得合理的 T_4^* 沿叶高分布, 就可由 T_4^* 分布反推 T_3^* 分布, 其结果既获得了合理的 T_3^* 沿叶高分布, 又解决了整机台架测量 T_3^* 的困难, 并减少了测 T_3^* 的耗费。基于此, 根据台架上同时测量的不同发动机、不同火焰筒的 T_3^* 和 T_4^* 温度场数据进行了大量直观统计分析和拟合计算, 最后给出 $T_3^* - T_4^*$ 沿叶高分布的拟合公式。利用该公式反算 T_3^* 沿叶高分布, 与实测 T_3^* 分布相当吻合。本文给出的用 T_4^* 反推 T_3^* 方法和拟合公式可用于现役机改进改型和新机的研制, 其误差不大于 3%。

2 测量方法、结果统计及分析

采用专用一级导向器测量 T_3^* 。梳状热电偶插入涡轮导向器叶片空腔中^[1]。采用装有旋转测温机构的专用扩散器测量 T_4^* , 3 支电偶各旋转 120 测得环面温度场, 典型温度场示于图 1。

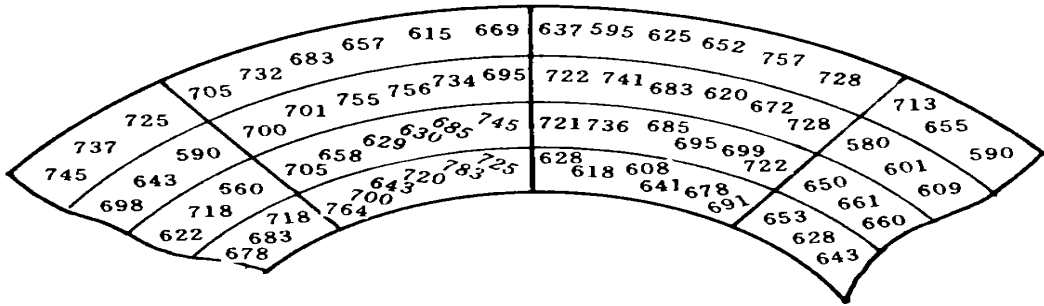


图 1 240 点温度场局部扇面 T_4^* 最大状态

试验时, 同时测量最大状态的 T_{3}^{*} 、 T_{4}^{*} 温度场, 这能够真实反映发动机的实际工作状态。温度测量误差为 1%。测量结果统计分析中均采用无量纲温度, 即某一径向深度若干个测点的平均温度 T_{3R}^{*} 、 T_{4R}^{*} 与其环面温度场平均温度 T_{3pj}^{*} 、 T_{4pj}^{*} 的比值。这样获得的结果具有通用性。图 2 示出 4 个径向深度直观统计的 $T_{3相}^{*} = T_{3R}^{*} / T_{3pj}^{*}$ 和 $T_{4相}^{*} = T_{4R}^{*} / T_{4pj}^{*}$ 之间的相互关系, 可以看出, 随 $T_{4相}^{*}$ 增加 $T_{3相}^{*}$ 近似成直线增加; 斜率最大的在第 IV 截面, 这说明燃气经过涡轮后在此截面温度变化较大。统计的 $T_{3相}^{*}$ 、 $T_{4相}^{*}$ 沿叶高平均径向温度分布示于图 3。

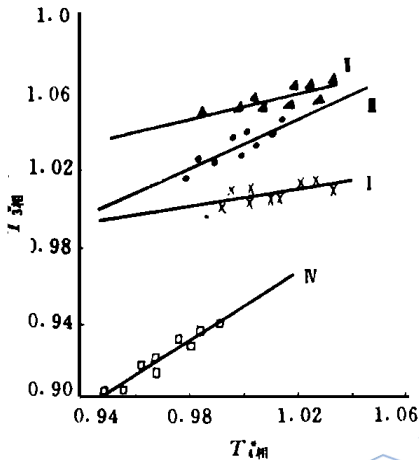


图 2 直观统计 4 个径向深度的 $T_{3相}^{*}$ — $T_{4相}^{*}$ 关系

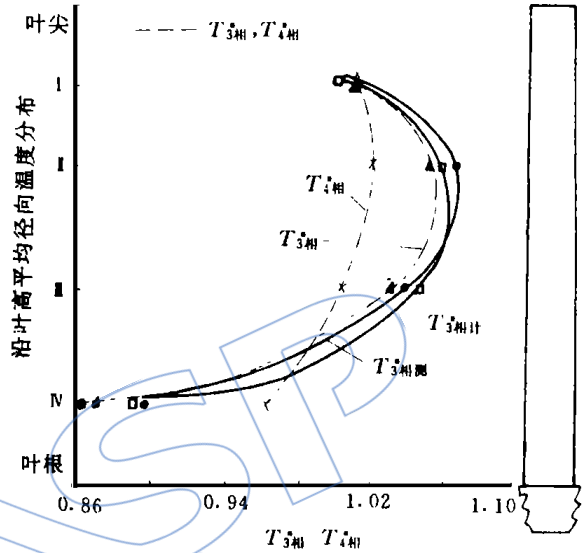


图 3 计算的 $T_{3相}^{*}$ 分布与实测 $T_{3相}^{*}$ 径向分布的比较

应用一元线性回归方程, 设 $T_{3相}^{*} = \delta + K T_{4相}^{*}$, 对各组数据可有: $\delta + K T_{4相i}^{*} - T_{3相i}^{*} = \epsilon$, ϵ 为很小量, 代入 n 个样本数据, 平方并相加, 经整理得:

$$n\delta + K \sum_{i=1}^n T_{4相i}^{*} = \sum_{i=1}^n T_{3相i}^{*}, \quad \delta \sum_{i=1}^n T_{4相i}^{*} + K \sum_{i=1}^n T_{4相i}^{*2} = \sum_{i=1}^n T_{4相i}^{*} \cdot T_{3相i}^{*} \quad (1)$$

将 10 组数据代入式 (1), 求出 δ 和 K , 得出拟合公式为:

$$\text{第 I 截面} \quad T_{3相I}^{*} = 0.7384 + 0.2667 T_{4相I}^{*} \quad (2)$$

$$\text{第 II 截面} \quad T_{3相II}^{*} = 0.3691 + 0.6667 T_{4相II}^{*} \quad (3)$$

$$\text{第 III 截面} \quad T_{3相III}^{*} = 0.8739 + 0.1538 T_{4相III}^{*} \quad (4)$$

$$\text{第 IV 截面} \quad T_{4相IV}^{*} = -0.6729 + 1.6486 T_{4相IV}^{*} \quad (5)$$

表 1 列出 10 组不同截面的测量值 $T_{3相测}^{*}$ 、 $T_{4相测}^{*}$ 和利用 (2) - (5) 式的计算值 $T_{3相计}^{*}$ 及相对误差 $\sigma = (T_{3相测}^{*} - T_{3相计}^{*}) / T_{3相测}^{*}$ 。图 3 还示出一算例, 其计算值和测量值吻合较好。

为验证统计结果, 可从理论上推导 $T_{3}^{*} - T_{4}^{*}$ 关系^[2]:

$$T_{4}^{*} / T_{3}^{*} = 1 - (1 - 1/\pi)^{(k-1)/k} \eta_r \quad (6)$$

式中 $\pi = P_{3}^{*} / P_{4d}^{*}$ 为涡轮落压比, P_{3}^{*} 为燃烧室出口总压, P_{4d}^{*} 为燃气绝热膨胀时涡轮出口总压。对于给定工作状态, η_r 和 π 是一定值, 所以 T_{3}^{*} 与 T_{4}^{*} 成线性关系。又因沿叶高 4 个径向深度是按等功量分布的, 所以 T_{3Ri}^{*} 与 T_{4Ri}^{*} 亦是线性的, 其相对值也是线性的。

表 1 不同截面的 $T_{3\text{相}}^*$ 计算值及其相对误差

型号	截面	$T_{4\text{相测}}^*$	$T_{\text{相测}}$	$T_{3\text{相计}}^*$	σ	型号	截面	$T_{4\text{相测}}^*$	$T_{3\text{相测}}^*$	$T_{3\text{相计}}^*$	σ
A	I	1.0044	1.0016	1.0062	0.0046	F	I	1.0337	1.0105	1.0141	0.0036
	II	1.0310	1.0450	1.0565	0.0110		II	1.02101	1.0611	1.0492	0.0112
	III	0.9970	1.0350	1.0277	0.0070		III	0.9982	1.0201	1.0274	0.0072
	IV	0.9675	0.9184	0.9221	0.0040		IV	0.9482	0.9083	0.8903	0.0198
B	I	0.9963	1.0060	1.0041	0.0019	G	I	0.9822	1.0083	1.0004	0.0078
	II	1.0420	1.0603	1.0640	0.0035		II	1.0260	1.0580	1.0531	0.0046
	III	1.0132	1.0361	1.0297	0.0062		III	1.0094	1.0067	1.0291	0.0224
	IV	0.9485	0.8926	0.8908	0.0020		IV	0.9825	0.9271	0.9468	0.0213
C	I	0.9985	1.0039	1.0047	0.0008	H	I	1.0229	1.0120	1.0112	0.0008
	II	1.0191	1.0431	1.0485	0.0052		II	1.0054	1.0511	1.0394	0.0113
	III	1.0118	1.0359	1.0295	0.0062		III	0.9906	1.0112	1.0263	0.0149
	IV	0.9676	0.9121	0.9223	0.0112		IV	0.9811	0.9257	0.9445	0.0203
D	I	1.0122	1.0050	1.0084	0.0034	I	I	1.0044	1.0100	1.0063	0.0037
	II	1.0409	1.0603	1.0631	0.0026		II	1.0031	1.0490	1.0379	0.0106
	III	1.0050	1.0364	1.0284	0.0077		III	1.0116	1.0197	1.0295	0.0088
	IV	0.9419	0.8983	0.8799	0.0205		IV	0.9808	0.9375	0.9446	0.0070
E	I	1.0282	1.0131	1.0126	0.0005	J	I	1.0157	1.0083	1.0093	0.0010
	II	1.0099	1.0309	1.0424	0.0112		II	1.0063	1.0446	1.0400	0.0044
	III	1.0009	1.0349	1.0278	0.0069		III	1.0057	1.0185	1.0285	0.0098
	IV	0.9608	0.9211	0.9111	0.0109		IV	0.9723	0.9286	0.9300	0.0015

综上， $T_{3\text{相}}^*$ 与 $T_{4\text{相}}^*$ 间呈线性关系。得出的拟合公式(2) - (5)是由多台发动机不同种火焰筒实测结果计算的，所以通用性较大，其 $T_{3\text{相}}^*$ 径向分布的推算值误差小于3%。对于整机试验，在影响因素较多情况下，该精度是足够的。该法实用，具有经济效益。在台架直接调试 $T_{4\text{相}}^*$ ，待合格后利用上述拟合公式反算 $T_{3\text{相}}^*$ 分布并与设计值相比，以决定下一步火焰筒的改进措施。

参 考 文 献

1 张宝诚, 陈本柱, 盛元生. 航空发动机试验技术. 航空工业出版社, 北京: 1989

2 西北工业大学, 南京航空学院, 北京航空工院合编. 航空燃气涡轮发动机原理. 北京: 国防工业出版社, 1981

(责任编辑 杨再荣)