

QJ

中华人民共和国航天行业标准

FL 2840

QJ 3159.2—2002

弹用涡轮喷气发动机试验数据处理方法 第2部分：高空模拟试验

Method of test data processing for missile used turbojet—
Part2: High altitude simulation test

2002—11—20 发布

2003—02—01 实施

国防科学技术工业委员会 发布

前 言

本标准分为三个部分：

- 第1部分：台架试验；
- 第2部分：高空模拟试验；
- 第3部分：飞行试验。

本部分是标准的第2部分。

本部分由中国航天科工集团公司提出。

本部分由中国航天标准化研究所归口。

本部分起草单位：中国航天科工集团公司第三研究院三十一研究所。

本部分主要起草人：于守志、袁宁、何春茹。

弹用涡轮喷气发动机试验数据处理方法

第 2 部分：高空模拟试验

1 范围

本部分规定了弹用涡轮喷气发动机高空模拟试验中测量数据的处理方法。

本部分适用于弹用涡轮喷气发动机(以下简称发动机)高空模拟试验的数据处理。弹用涡轮风扇发动机高空模拟试验数据处理可参照执行。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本部分的引用而成为本部分的条款。凡是注日期的引用文件，其随后所有的修改单（不包含勘误的内容）或修订版均不适用于本部分，然而，鼓励根据本部分达成协议的各方研究是否可使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件，其最新版本适用于本部分。

GJB 241 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范

GJB 359 涡喷涡扇发动机性能的湿度修正规范

GJB 378 涡喷涡扇发动机性能的温度修正规范

GJB 721 涡喷涡扇发动机试车台校准规范

GJB 722 涡喷涡扇发动机试车性能修正规范

QJ 3159.1—2002 弹用涡轮喷气发动机试验数据处理方法 第1部分：台架试验

3 符号

下列符号适用于本部分：

A_m ——测量截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A'_m ——测量段进口外围截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A_{m0} ——288.15K时测量截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A_0 ——进气道进口截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A_3 ——燃烧室等直截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A_5 ——喷管出口有效截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A'_5 ——喷管出口截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

A_{50} ——288.15K时喷管出口截面面积，单位为平方米（ m^2 ）；

a_0 ——待定常数；

a_1 ——转速一次方项待定系数，单位为分每转(min/r)；

a_2 ——转速二次方项待定系数，单位为二次方分每二次方转(min^2/r^2)；

b ——经验指数；

CH_F ——推力的湿度修正系数；

CH_f ——燃油热值修正系数；

CH_{gF} ——总推力的湿度修正系数；

CH_n ——转速的湿度修正系数；

- CH_{px} ——总压力的湿度修正系数；
 CH_{qa} ——空气质量流量的湿度修正系数；
 CH_{qf} ——燃油质量流量的湿度修正系数；
 CH_{tx} ——总温的湿度修正系数；
 CT_F ——推力的温度修正系数；
 CT_{gF} ——总推力的温度修正系数；
 CT_n ——转速的温度修正系数；
 CT_{px} ——总压力的温度修正系数；
 CT_{qf} ——燃油质量流量的温度修正系数；
 CT_{tx} ——总温的温度修正系数；
 c_f ——模拟状态耗油率，单位为千克每十牛小时（kg/(daN·h)）；
 c_f^* ——折合耗油率，单位为千克每十牛小时（kg/(daN·h)）；
 c_f' ——给定状态耗油率，单位为千克每十牛小时（kg/(daN·h)）；
 c_m ——流量校测的常数；
 c_{pa} ——干空气定压比热容，单位为焦耳每千克开尔文（J/(kg·K)）；
 c_{pav} ——湿空气定压比热容，单位为焦耳每千克开尔文（J/(kg·K)）；
 c_{pe} ——虚构燃气定压比热容，单位为焦耳每千克开尔文（J/(kg·K)）；
 c_{pgv} ——燃烧产物定压比热容，单位为焦耳每千克开尔文（J/(kg·K)）；
 c_{pv} ——水蒸气定压比热容，单位为焦耳每千克开尔文（J/(kg·K)）；
 c_5 ——喷管出口声速，单位为米每秒（m/s）；
 d ——进气含湿量；
 e_m ——流量校测的压比系数；
 F ——模拟状态推力，单位为牛顿（N）；
 F^* ——折合推力，单位为牛顿（N）；
 F' ——给定状态推力，单位为牛顿（N）；
 F_0^* ——地面状态折合推力，单位为牛顿（N）；
 F_b ——台架推力，单位为牛顿（N）；
 F_g ——模拟状态总推力，单位为牛顿（N）；
 F_{ga} ——气动法计算总推力，单位为牛顿（N）；
 F_{gb} ——台架推力法计算总推力，单位为牛顿（N）；
 F_{gc} ——模拟状态仿真计算总推力，单位为牛顿（N）；
 F_{ge} ——等冲压比状态仿真计算总推力，单位为牛顿（N）；
 F_{sa} ——气动法计算的推力，单位为牛顿（N）；
 F_{sb} ——台架推力法计算的推力，单位为牛顿（N）；
 f ——油气比；
 f^* ——折合油气比；
 f' ——给定状态油气比；
 f_d ——直接加热的油气比；

- $f_p(p_{t5}/p_5)$ ——喷管出口压比函数；
 H ——模拟飞行高度，单位为米（m）；
 H' ——给定状态飞行高度，单位为米（m）；
 H_e ——等冲压比进气模拟状态飞行高度，单位为米（m）；
 H_f ——燃油热值，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_a ——干空气比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_e ——虚构燃气比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_m ——测量截面比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_{tm} ——测量截面总比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_{t3} ——燃烧室参数计算的涡轮进口总比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_{t4} ——涡轮出口总比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_{t4s} ——涡轮出口等熵膨胀总比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_{t5} ——喷管出口总比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_v ——水蒸气比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 h_5 ——喷管出口比焓，单位为焦耳每千克（J/kg）；
 K ——喷油环燃油在0℃时的流通能力，单位为千克每秒0.5次方帕斯卡（ $\text{kg}/(\text{s}\cdot\text{Pa}^{0.5})$ ）；
 K_T ——迷宫阻力修正系数；
 L ——理论空气量；
 $L_{11}, L_{12}, L_{22}, L_{1y}, L_{2y}$ ——中间参数；
 Ma ——模拟飞行马赫数；
 Ma' ——给定状态飞行马赫数；
 Ma_e ——等冲压比进气模拟状态飞行马赫数；
 m ——喷管总压靶测点总数；
 m_p ——测量截面总压测点总数；
 m_T ——测量截面总温测点总数；
 N ——试验点数；
 n ——转速，单位为转每分（r/min）；
 n^* ——折合转速，单位为转每分（r/min）；
 n' ——压差传感器个数；
 \bar{n} ——转速的算术平均值，单位为转每分（r/min）；
 $\overline{n^2}$ ——转速平方的算术平均值，单位为二次方转每二次方分（ $(\text{r}/\text{min})^2$ ）；
 p_H ——喷管出口环境压力，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_H' ——给定状态大气压力，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_c ——发动机环境压力，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_e ——等冲压比状态的模拟反压，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_m ——测量截面静压力，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_{tm} ——测量截面总压力，单位为帕斯卡（Pa）；
 p_{tm0} ——调试状态测量截面总压力，单位为帕斯卡（Pa）；

- p_{tx} ——模拟状态某截面总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{tx}^* ——模拟状态某截面的折合总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p'_{tx} ——给定状态某截面总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{txc} ——模拟状态仿真计算的某截面总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{txe} ——等冲压比状态仿真计算的某截面总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p'_{i0} ——给定状态发动机来流总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{i2} ——压气机出口总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{i3} ——涡轮进口总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{i4} ——涡轮出口总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{i5} ——喷管出口总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_{i5d} ——设计状态喷管出口总压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_0 ——标准大气压力， $p_0=101325$ ，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p'_1 ——模拟的直连管道进口静压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- p_5 ——喷管出口静压力，单位为帕斯卡 (Pa)；
- q_{ma} ——干空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{ma}^* ——折合空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q'_{ma} ——给定状态空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mac} ——模拟状态仿真计算空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mae} ——等冲压比状态仿真计算的空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mav} ——湿空气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mf} ——燃油质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mf}^* ——折合燃油质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q'_{mf} ——给定状态燃油质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mfc} ——模拟状态仿真计算燃油质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mfe} ——等冲压比状态仿真计算的燃油质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mgv} ——燃气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{mgvd} ——设计状态燃气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{m0} ——模拟进气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- q_{m5} ——喷管排气质量流量，单位为千克每秒 (kg/s)；
- $q(\lambda_m)$ ——气体动力学函数，临界面积比；
- R_a ——干空气气体常数， $R_a = 287.053$ ，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- R_{av} ——湿空气气体常数，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- R_e ——虚构燃气气体常数， $R_e = 296.367$ ，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- R_g ——燃气体常数初值， $R_g = 287.4$ ，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- R_{gv} ——燃气体常数，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- R_v ——水蒸气气体常数， $R_v = 461.507$ ，单位为焦耳每千克开尔文 (J/(kg·K))；
- T ——绝对温度，单位为开尔文 (K)；
- T_H ——大气温度，单位为开尔文 (K)；

- T_{He} ——等冲压比状态的大气温度，单位为开尔文（K）；
 T_m ——测量截面静温，单位为开尔文（K）；
 T_{m0} ——测量截面静温的迭代初值，单位为开尔文（K）；
 T_{tm} ——测量截面总温，单位为开尔文（K）；
 T_{tm0} ——调试状态测量截面总温，单位为开尔文（K）；
 T_{tx} ——某截面总温，单位为开尔文（K）；
 T_{tx}^* ——某截面折合总温，单位为开尔文（K）；
 T'_{tx} ——给定状态某截面总温，单位为开尔文（K）；
 T_{txc} ——模拟状态某截面总温，单位为开尔文（K）；
 T_{txe} ——等冲压比进气模拟状态某截面总温，单位为开尔文（K）；
 T'_{t0} ——给定状态来流总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t2} ——压气机出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t3} ——燃烧室参数计算的涡轮进口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t3a} ——轴功率平衡的涡轮进口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t4a} ——气动法计算的涡轮出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t4b} ——台架推力法计算的涡轮出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t4m} ——涡轮出口测量总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t4s} ——涡轮等熵膨胀总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t4s0} ——涡轮等熵膨胀总温的迭代初值，单位为开尔文（K）；
 T_{t5} ——喷管出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t5a} ——气动法计算的喷管出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t5b} ——台架推力法计算的喷管出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_{t5d} ——设计状态喷管出口总温，单位为开尔文（K）；
 T_w ——测量截面管壁温度，单位为开尔文（K）；
 T_{w5} ——喷管出口壁温，单位为开尔文（K）；
 T_0 ——标准温度， $T_0 = 288.15$ ，单位为开尔文（K）；
 T_5 ——喷管出口静温，单位为开尔文（K）；
 T_{50} ——喷管出口静温的迭代初值，单位为开尔文（K）；
 t_f ——燃油温度，单位为摄氏度（℃）；
 v_m ——测量截面速度，单位为米每秒（m/s）；
 v_0 ——模拟状态发动机飞行速度，单位为米每秒（m/s）；
 v'_0 ——给定状态发动机飞行速度，单位为米每秒（m/s）；
 v'_1 ——模拟的直连管道进气速度，单位为米每秒（m/s）；
 v_5 ——喷管出口速度，单位为米每秒（m/s）；
 y ——发动机某一性能参数；
 y^* ——发动机某一折合性能参数；
 y' ——给定状态的发动机某一性能参数值；
 \bar{y} ——发动机某一性能参数的算术平均值；

- $y(Ma)$ ——气体动力学函数；
 α ——余气系数；
 α_a ——飞行攻角，单位为度（°）；
 α_l ——测量截面的线膨胀系数，单位为每摄氏度（1/°C）；
 α_{15} ——喷管出口的线膨胀系数，单位为每摄氏度（1/°C）；
 α_v ——燃油体膨胀系数，单位为每摄氏度（1/°C）；
 β ——飞行侧滑角，单位为度（°）；
 γ ——比热比， $\gamma=1.4$ ；
 γ_{av} ——湿空气比热比；
 γ_g ——燃气比热比的迭代初值， $\gamma_g=1.33$ ；
 γ_{gv} ——湿燃气比热比；
 ΔF_g ——模拟状态与给定等冲压比进气模拟状态的稳态程序计算总推力差，单位为牛顿（N）；
 Δp_m ——测量截面总静压差，单位为帕斯卡（Pa）；
 Δp_{tx} ——对应 ΔF_g 的某截面总压差，单位为帕斯卡（Pa）；
 Δq_{ma} ——对应 ΔF_g 的空气质量流量偏差，单位为千克每秒（kg/s）；
 Δq_{mf} ——对应 ΔF_g 的燃油质量流量偏差，单位为千克每秒（kg/s）；
 ΔT_H ——模拟状态标准温差，单位为开尔文（K）；
 $\Delta T'_H$ ——给定状态的标准温差，单位为开尔文（K）；
 ΔT_{He} ——等冲压比进气模拟状态标准温差，单位为开尔文（K）；
 ΔT_{t4a} ——气动法涡轮出口总温偏差，单位为开尔文（K）；
 ΔT_{t4b} ——台架推力法涡轮出口总温偏差，单位为开尔文（K）；
 ΔT_{tx} ——对应 ΔF_g 的某截面总温差，单位为开尔文（K）；
 δ ——测量段损失系数；
 δT_{t4a} ——气动法涡轮出口总温相对偏差；
 δT_{t4b} ——台架推力法涡轮出口总温相对偏差；
 $\delta \eta_b$ ——燃烧效率相对偏差；
 ε ——喷管损失系数，一般取 ε 为0.01~0.02；
 ζ ——燃烧室局部阻力系数；
 η_b ——燃烧室参数计算的燃烧效率；
 η_{ba} ——轴功率平衡的燃烧效率；
 η_c ——压气机效率；
 η_t ——涡轮效率；
 θ ——燃烧室参数计算的加热比；
 θ_a ——轴功率平衡的加热比；
 λ_m ——测量截面速度系数；
 λ_{m0} ——调试状态测量截面速度系数；
 $\pi(\lambda_m)$ ——气动函数，测量截面静压与总压之比；
 π_c ——压气机增压比；

- π_t ——涡轮膨胀比；
 ρ_f ——燃油密度，单位为千克每立方米(kg/m^3)；
 σ ——模拟状态进气道总压恢复系数；
 σ' ——给定状态进气道的总压恢复系数；
 σ_b ——燃烧室总压恢复系数；
 σ_i ——测量截面至发动机进口的总压恢复系数；
 σ_{i0} ——调试状态的测量截面至发动机进口的总压恢复系数；
 φ ——来流相对湿度；
 ψ ——进气道流量系数；
 ω ——发动机轴线与飞行方向的夹角，单位为度($^\circ$)。

4 一般要求

- 4.1** 试车台应按 GJB 721 的规定，通过各系统的校准和校准试验。
4.2 试车台的推力测量系统、空气流量测量系统、燃油流量测量系统、压力测量系统、温度测量系统、发动机转速测量系统和发动机试验时的大气参数测量系统等按有关规定进行标定和检验，其精度应符合 GJB 241 的有关规定。
4.3 试车台的进、出口条件应符合 GJB 721 的规定。
4.4 数据处理中的各测量参数的采集应同步。
4.5 使用直接加热器时，燃烧效率应大于 0.95。
4.6 试验前给出发动机的喷管出口截面面积 A_{50} 。

5 测量参数

- 转速 n ；
 台架推力 F_b ；
 测量截面总压力 p_{tm} ；
 测量截面总温 T_m ；
 测量截面总静压差 Δp_m ；
 来流相对湿度 φ ；
 喷管出口环境压力 p_H ；
 发动机环境压力 p_e ；
 压气机出口总压力 p_{t2} ；
 压气机出口总温 T_{t2} ；
 喷油环前燃油压力 p_{ii} ；
 燃油质量流量 q_{mf} ；
 涡轮出口测量总温 T_{t4m} ；
 喷管出口静压力 p_5 ；
 喷管出口总压力 p_{t5} ；
 燃油温度 t_f ；
 燃油热值 H_f ；

QJ 3159.2—2002

燃油体膨胀系数 α_v ;

燃油密度 ρ_f 。

6 计算参数

6.1 测量截面总压力 p_{tm}

总压把各测量点按面积律分布, 测量截面总压力 p_{tm} 按下式计算:

$$p_{tm} = \frac{1}{m_p} \sum_{i=1}^{m_p} p_{tmi} \dots\dots\dots (1)$$

6.2 测量截面总温 T_{tm}

测量截面总温 T_{tm} 按下式计算:

$$T_{tm} = \frac{1}{m_T} \sum_{j=1}^{m_T} T_{tmj} \dots\dots\dots (2)$$

6.3 测量截面静压力 p_m

测量截面静压力 p_m 按下式计算:

$$p_m = \frac{1}{n'} \sum_{i=1}^{n'} (p_{tmi} - \Delta p_{mi}) \dots\dots\dots (3)$$

6.4 湿空气质量流量 q_{mav}

湿空气质量流量 q_{mav} 按下列各式计算:

$$q_{mav} = A_m p_{tm} \left(\frac{2}{R_{av} T_{tm}} \right)^{1/2} \left(\frac{p_m}{p_{tm}} \right)^b \left(\ln \frac{p_{tm}}{p_m} \right)^{1/2} \left(c_m + e_m \frac{p_m}{p_{tm}} \right) \dots\dots\dots (4)$$

$$A_m = A_{m0} [1 + 2\alpha_l (T_w - T_0)] \dots\dots\dots (5)$$

$$R_{av} = \frac{R_a + R_e f_d + R_v d}{1 + f_d + d} = \frac{287.053 + 296.367 f_d + 461.507 d}{1 + f_d + d} \dots\dots\dots (6)$$

$$b = 0.7755 + \left[3.45 T_{tm} - 24 \left(1 - \frac{p_m}{p_{tm}} \right) \sqrt{T_{tm}} \right] \times 10^{-5} \dots\dots\dots (7)$$

6.5 进气含湿量 d

进气含湿量 d 按QJ 3159.1—2002中公式(5)计算。

6.6 干空气质量流量 q_{ma}

干空气质量流量 q_{ma} 按下式计算:

$$q_{ma} = \frac{q_{mav}}{1 + d + f_d} \dots\dots\dots (8)$$

6.7 油气比 f

油气比 f 按下式计算:

$$f = \frac{q_{mf}}{q_{ma}} \dots\dots\dots (9)$$

6.8 余气系数 α

余气系数 α 按下式计算:

$$\alpha = \frac{q_{ma}}{q_{mf}L} \dots\dots\dots (10)$$

6.9 喷油环流通能力 K

喷油环流通能力 K 按 QJ 3159.1—2002 中公式 (12) 计算。

6.10 压气机增压比 π_c

压气机增压比 π_c 按下列各式计算:

$$\pi_c = \frac{P_{t2}}{\sigma_i P_{tm}} \dots\dots\dots (11)$$

$$\sigma_i = 1 - (1 - \sigma_{i0}) \left(\frac{q(\lambda_m) P_{tm}}{q(\lambda_{m0}) P_{tm0}} \right)^2 \frac{T_{tm0}}{T_{tm}} \dots\dots\dots (12)$$

$$q(\lambda_m) = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)} \lambda_m \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_m^2 \right)^{1/(\gamma-1)} \dots\dots\dots (13)$$

$$\pi(\lambda_m) = \frac{P_m}{P_{tm}} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_m^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \dots\dots\dots (14)$$

如果已有 σ_i 与 λ_m 的校准曲线, 回归为:

$$\sigma_i = 1 - \delta \lambda_m^2 \dots\dots\dots (15)$$

6.11 压气机效率 η_c

对亚声速涡轮喷气发动机, 用直接加热器加热模拟来流温度时, 由于温度和相应的油气比很小, 计算时可忽略进入发动机的气体成分的影响, 按 QJ 3159.1—2002 中 6.7 计算, 用 T_{t1} 替代 T_H 。

6.12 通用压气机特性图中共同工作点的修正

通用压气机特性图中共同工作点的修正按 QJ 3159.1—2002 中 6.8 计算。

6.13 轴功率平衡的涡轮进口总温 T_{t3a}

轴功率平衡的涡轮进口总温 T_{t3a} 按 QJ 3159.1—2002 中 6.10 计算。

6.14 轴功率平衡的加热比 θ_a

轴功率平衡的加热比 θ_a 按下式计算:

$$\theta_a = \frac{T_{t3a}}{T_{t2}} \dots\dots\dots (16)$$

6.15 轴功率平衡的燃烧效率 η_{ba}

轴功率平衡的燃烧效率 η_{ba} 按 QJ 3159.1—2002 中 6.12 计算。

6.16 燃烧室参数计算的燃烧效率 η_b

燃烧室参数计算的燃烧效率 η_b 按 QJ 3159.1—2002 中 6.13 计算。

6.17 燃烧室参数计算的加热比 θ

燃烧室参数计算的加热比 θ 按 QJ 3159.1—2002 中 6.14 计算。

6.18 燃烧效率相对偏差 $\delta\eta_b$

燃烧效率相对偏差 $\delta\eta_b$ 按QJ 3159.1—2002中公式 (45) 计算。

6.19 模拟飞行马赫数 Ma 、高度 H 和标准温差 ΔT_H

由测量截面总温 T_{tm} 、总压力 p_{tm} 和喷管出口环境压力 p_H 按下列各式计算模拟飞行马赫数 Ma 、高度 H 和标准温差 ΔT_H ：

$$T_{tm} = T_H \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \dots\dots\dots (17)$$

$$T_H = 288.15 - 0.0065H + \Delta T_H \quad H < 11000\text{m} \dots\dots\dots (18)$$

$$T_H = 216.65 + \Delta T_H \quad H \geq 11000\text{m} \dots\dots\dots (19)$$

$$p_{tm} \sigma_i = \sigma p_H \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \dots\dots\dots (20)$$

$$p_H = 101325 \left(1 - 0.225577 \times 10^{-4} H \right)^{5.2588} \quad H < 11000\text{m} \dots\dots\dots (21)$$

$$p_H = 22632 \times \exp[1.576885 \times 10^{-4} (11000 - H)] \quad H \geq 11000\text{m} \dots\dots\dots (22)$$

$$\sigma = \sigma(Ma, \alpha_a, \beta, \psi) \dots\dots\dots (23)$$

$$\psi = \frac{q_{max} \sqrt{T_{tm}}}{A_0 p_H \gamma(Ma)} \sqrt{\frac{R_a}{\gamma} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \dots\dots\dots (24)$$

$$\gamma(Ma) = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{-\gamma/[\gamma-1]} Ma \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{0.5} \dots\dots\dots (25)$$

当喷管为亚临界状态时，已知喷管出口环境压力 p_H ，按公式(20)、(23)、(24)迭代计算模拟飞行马赫数 Ma ，其中 σ_i 按公式 (12) 或 (15) 计算。按公式(21)或(22)中的 p_H 计算高度 H 。按公式 (17) 计算 T_H 。按公式(18)或(19)计算模拟状态标准温差 ΔT_H 。

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时，按公式 (17) ~ (25) 赋值高度 H ，迭代计算模拟飞行马赫数 Ma 和高度 H ，其中 σ_i 按公式 (12) 或 (15) 计算。模拟状态标准温差 ΔT_H 与给定状态的标准温差 $\Delta T_H'$ 应相等。

6.20 模拟状态的发动机推力

6.20.1 台架推力法计算的推力 F_{sb}

台架推力法计算的推力 F_{sb} 按下列各式计算：

$$F_{sb} = F_b - q_{m0}(v_0 \cos\omega - v_1') + A_m'(p_1' - p_H)K_T - (p_c - p_H)(A_m' - A_5') \dots\dots\dots (26)$$

$$q_{m0} = q_{max} \dots\dots\dots (27)$$

$$v_0 = Ma \sqrt{\gamma R_{av} T_H} \dots\dots\dots (28)$$

$$\gamma_{av} = \frac{1}{1 - R_{av}/c_{pav}} \dots\dots\dots (29)$$

$$c_{pav} = \frac{c_{pa} + f_d c_{pe} + d c_{pv}}{1 + d + f_d} \dots\dots\dots (30)$$

$$c_{pa} = 9.7036255 \times 10^2 + 6.7895023 \times 10^{-2} T + 1.6579858 \times 10^{-4} T^2 - 6.7880568 \times 10^{-8} T^3 \dots\dots\dots (31)$$

$$c_{pe} = 3.0897922 \times 10^2 + 9.2361175 T - 1.8677290 \times 10^{-2} T^2 + 2.4334933 \times 10^{-5} T^3 - 1.8477467 \times 10^{-8} T^4 + 8.0776897 \times 10^{-12} T^5 - 1.8985621 \times 10^{-15} T^6 + 1.8624720 \times 10^{-19} T^7 \dots\dots\dots (32)$$

$$c_{pv} = 1789.4950 + 1.0676545 \times 10^{-1} T + 5.8588530 \times 10^{-4} T^2 - 1.9956355 \times 10^{-7} T^3 \dots\dots\dots (33)$$

$$v_1' = v_m \dots\dots\dots (34)$$

$$p_1' = p_m \dots\dots\dots (35)$$

$$\frac{v_1'^2}{2} = h_{tm} - h_m \dots\dots\dots (36)$$

$$v_1' = \frac{q_{mav} R_{av} T_m}{p_m A_m} \dots\dots\dots (37)$$

$$h_m = \left(\frac{h_a + f_d h_e + d h_v}{1 + f_d + d} \right)_{T=T_m} \dots\dots\dots (38)$$

$$h_a = 9.7036255 \times 10^2 T + 3.3947512 \times 10^{-2} T^2 + 0.5526619 \times 10^{-4} T^3 - 1.6970142 \times 10^{-8} T^4 \dots\dots\dots (39)$$

$$h_v = 1.7894950 \times 10^3 T + 5.3382725 \times 10^{-2} T^2 + 1.9529510 \times 10^{-4} T^3 - 4.9890888 \times 10^{-8} T^4 \dots\dots\dots (40)$$

$$h_e = 7.1115082 \times 10^4 + 3.0897922 \times 10^2 T + 4.6180588 T^2 - 6.2257634 \times 10^{-3} T^3 + 6.0837331 \times 10^{-6} T^4 - 3.6954934 \times 10^{-9} T^5 + 1.3462819 \times 10^{-12} T^6 - 2.7122309 \times 10^{-16} T^7 + 2.3280900 \times 10^{-20} T^8 \dots\dots\dots (41)$$

$$T_{m0} = T_{tm} \left(\frac{p_m}{p_{tm}} \right)^{0.286} \dots\dots\dots (42)$$

$$A_5' = A_{50} [1 + 2\alpha_{15} (T_{w5} - T_0)] \dots\dots\dots (43)$$

总温与总比焓的函数关系和静温与静比焓的关系相同。按公式(28)~(33)计算 v_0 。按公式(36)、(37)、(42)赋值 T_m 迭代计算 v'_1 。按公式(43)计算 A'_5 。按公式(26)计算推力 F_{sb} ，其中 K_T 由迷宫校测得出。

6.20.2 气动法计算的推力 F_{sa}

气动法计算的推力 F_{sa} 按下列各式迭代计算：

$$F_{sa} = q_{m5}v_5 + A'_5(p_5 - p_H) - q_{m0}v_0 \cos \omega \dots\dots\dots (44)$$

$$q_{m5} = q_{ma}(1 + f + f_d + d) \dots\dots\dots (45)$$

$$v_5 = \sqrt{2(h_{t5} - h_5)} \dots\dots\dots (46)$$

$$A_5 = \frac{R_{gv}q_{m5}T_5}{p_5v_5} \dots\dots\dots (47)$$

$$\frac{A'_5}{A_5} = f_p \left(\frac{p_{t5}}{p_5} \right) \dots\dots\dots (48)$$

$$R_{gv} \ln \frac{p_{t5}}{p_5} = \int_{T_5}^{T_{t5}} c_{pgv} \frac{dT}{T} \dots\dots\dots (49)$$

$$R_{gv} = \frac{R_a + R_e(f_d + f) + dR_v}{1 + f_d + f + d} = \frac{287.053 + 296.367(f_d + f) + 461.507d}{1 + f_d + f + d} \dots\dots\dots (50)$$

$$h_5 = \left(\frac{h_a + (f_d + f)h_e + dh_v}{1 + f_d + f + d} \right)_{T=T_5} \dots\dots\dots (51)$$

$$c_{pgv} = \frac{c_{pa} + (f_d + f)c_{pe} + dc_{pv}}{1 + f_d + f + d} \dots\dots\dots (52)$$

$$p_{t5} = \frac{\sum_{i=1}^m p_{t5i}}{m} \dots\dots\dots (53)$$

$$c_5 = \sqrt{\gamma_{gv}R_{gv}T_5} \dots\dots\dots (54)$$

$$\gamma_{gv} = \frac{1}{1 - R_{gv}/c_{pgv}} \dots\dots\dots (55)$$

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时，直接测量 p_{t5} 时，喷管出口静温的迭代初值 T_{50} 按下式计算：

$$T_{50} = \frac{\gamma_g}{R_g} \left(\frac{2}{\gamma_g + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma_g + 1}} \times \left(\frac{p_{t5}A'_5}{q_{mgv}} \right)^2 = 0.00135 \left(\frac{p_{t5}A'_5}{q_{mgv}} \right)^2 \dots\dots\dots (56)$$

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时，直接测量 p_5 时，喷管出口静温的迭代初值 T_{50} 按下式计算：

$$T_{50} = \frac{\gamma_g}{R_g} \left(\frac{p_5 A'_5}{q_{mgv}} \right)^2 = 0.00463 \left(\frac{p_5 A'_5}{q_{mgv}} \right)^2 \dots\dots\dots(57)$$

由试验时测得的喷管出口壁温 T_{w5} 或已知 T_{w5} 与 T_{t4m} 的近似关系, 按公式(43)计算喷管出口截面面积 A'_5 。

当喷管为亚临界状态时, 必须同时测量 p_5 和 p_{t5} 。按公式(48)计算 A_5 。按公式 (31) ~ (33)、(39) ~ (41)、(45) ~ (47)、(49) ~ (52) 赋值 T_5 迭代计算 v_5 、 T_{t5} 、 T_5 , 迭代计算时, h_{t5} 与 T_{t5} 的关系和 h_5 与 T_5 的关系相同。按公式 (44) 计算推力 F_{sa} 。

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时, $v_5 = c_5$ 。直接测量 p_5 时: 按公式 (31) ~ (33)、(39) ~ (41)、(45) ~ (52)、(54)、(55) 赋值 T_5 迭代计算 v_5 、 T_{t5} 、 T_5 、 p_{t5} 、 A_5 , 迭代计算时, h_{t5} 与 T_{t5} 的关系和 h_5 与 T_5 的关系相同。按公式 (44) 计算推力 F_{sa} 。直接测量 p_{t5} 时: 仍用以上公式和方法, 赋值 T_5 迭代计算 v_5 、 T_{t5} 、 T_5 、 p_{t5} 、 A_5 。按公式 (44) 计算推力 F_{sa} 。同时测量 p_5 和 p_{t5} 时: 不用公式 (43) 计算的 A'_5 , 按公式 (46)、(49)、(54) 及相关公式, 赋值 T_5 迭代计算 v_5 、 T_{t5} 、 T_5 。按公式 (47) 计算 A_5 。按公式 (48) 计算 A'_5 。按公式 (44) 计算推力 F_{sa} 。

同时用两种方法计算推力时, 优先采用台架推力法。

6.21 模拟状态耗油率 c_f

模拟状态耗油率 c_f 按下式计算:

$$c_f = 36000 \frac{q_{mf}}{F} \dots\dots\dots (58)$$

6.22 涡轮出口总温 T_{t4a} 和 T_{t4b}

用台架推力法计算推力 F_{sb} , 当喷管为亚临界状态时, 按公式(44)用 F_{sb} 替代 F_{sa} 计算 v_5 。按公式 (39)~(41)、(51)赋值 T_5 , 用 T_5 替代 T 计算 h_5 。按公式(46)计算 h_{t5} 。按公式(39)~(41)迭代计算 T_{t5} (记为 T_{t5b}), 并有 $T_{t4b} = T_{t5b}$ 。按公式(49)计算 p_{t5} / p_5 。按公式(48)计算 A'_5 / A_5 (其中 A'_5 按公式(43)计算)。按公式(47)计算 p_5 , 直至 p_5 与 p_H 之差小于规定值。当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时, 按公式(54)、(44)、(46)~(49)赋值 T_5 迭代计算 v_5 、 T_5 、 p_5 、 p_{t5} 、 T_{t5b} 、 A_5 。

用气动法计算推力 F_{sa} , T_{t5a} 已经求出, 并有 $T_{t5a} = T_{t4a}$ 。

6.23 涡轮出口总温相对偏差 δT_{t4a} 和 δT_{t4b}

涡轮出口总温相对偏差 δT_{t4a} 和 δT_{t4b} 按下列各式计算:

$$\delta T_{t4a} = \frac{\Delta T_{t4a}}{T_{t4a}} \times 100\% \dots\dots\dots (59)$$

$$\delta T_{t4b} = \frac{\Delta T_{t4b}}{T_{t4b}} \times 100\% \dots\dots\dots (60)$$

$$\Delta T_{t4a} = T_{t4m} - T_{t4a} \dots\dots\dots (61)$$

$$\Delta T_{t4b} = T_{t4m} - T_{t4b} \dots\dots\dots (62)$$

6.24 涡轮出口总压力 p_{t4}

涡轮出口总压力 p_{t4} 按下式计算:

$$p_{t4} = \frac{p_{t5}}{1 - \varepsilon \left(\frac{q_{mgv} p_{t5d}}{q_{mgvd} p_{t5}} \sqrt{\frac{T_{t5}}{T_{t5d}}} \right)^2} \dots\dots\dots (63)$$

喷管损失系数 ε 由试验得出。

6.25 涡轮进口总压力 p_{t3}

涡轮进口总压力 p_{t3} 按下列各式计算：

$$p_{t3} = \sigma_b p_{t2} \dots\dots\dots (64)$$

$$\sigma_b = 1 - \frac{R_{av}}{2} \left(\frac{q_{mav}}{A_3} \right)^2 \frac{T_{t2}}{p_{t2}^2} (\zeta + \theta - 1) \dots\dots\dots (65)$$

6.26 涡轮膨胀比 π_t

涡轮膨胀比 π_t 按下式计算：

$$\pi_t = \frac{p_{t3}}{p_{t4}} \dots\dots\dots (66)$$

6.27 涡轮效率 η_t

涡轮效率 η_t 按下列各式：

$$\eta_t = \frac{h_{t3} - h_{t4}}{h_{t3} - h_{t4s}} \dots\dots\dots (67)$$

$$R_{gv} \ln \pi_t = \int_{T_{t3}}^{T_{t4s}} c_{pgv} \frac{dT}{T} \dots\dots\dots (68)$$

$$T_{t4s0} = T_{t3} \pi_t^{-0.248} \dots\dots\dots (69)$$

按公式 (52) 计算 c_{pgv} 。按公式 (68) 迭代计算 T_{t4s} ，由 T_{t4s} 计算 h_{t4s} 。

7 折合参数

发动机折合参数的计算按GJB 359、GJB 378和GJB 722的规定。用给定状态来流总温替代标准中的温度 T_0 ，用来流相对湿度替代标准中的相对湿度 φ ，并取台架推力修正系数为1.0。计算时用湿空气质量流量 q_{mav} ，计算燃油热值时，试验用燃油热值应考虑燃油温度与标准温度的物理比焓差。

模拟飞行马赫数 Ma 的发动机折合参数按下列各式计算：

$$n^* = n \sqrt{\frac{T_0}{T_{tm}}} \times CT_n \times CH_n \dots\dots\dots (70)$$

$$F^* = \frac{p_0}{\sigma_i p_{tm}} F \times CT_F \times CH_F \dots\dots\dots (71)$$

$$q_{ma}^* = q_{mav} \frac{p_0}{\sigma_i p_{tm}} \sqrt{\frac{T_{tm}}{T_0}} \times CH_{qa} \dots\dots\dots (72)$$

$$q_{mf}^* = q_{mf} \frac{p_0}{\sigma_i p_{tm}} \sqrt{\frac{T_0}{T_{tm}}} \times CT_{qf} \times CH_{qf} \times CH_f \dots\dots\dots (73)$$

$$f^* = \frac{q_{mf}^*}{q_{ma}^*} \dots\dots\dots (74)$$

$$c_f^* = 36000 \frac{q_{mf}^*}{F^*} \dots\dots\dots (75)$$

$$T_{tx}^* = T_{tx} \frac{T_0}{T_{tm}} \times CT_{tx} \times CH_{tx} \dots\dots\dots (76)$$

$$p_{tx}^* = p_{tx} \frac{p_0}{\sigma_i p_{tm}} \times CT_{px} \times CH_{px} \dots\dots\dots (77)$$

给定状态飞行马赫数 Ma' 的发动机折合参数计算与公式 (70) ~ (77) 相同, 分别用 T'_{i0} 、 $\sigma'p'_{i0}$ 、 T'_{tx} 、 p'_{tx} 替代以上公式中的 T_{tm} 、 $\sigma_i p_{tm}$ 、 T_{tx} 、 p_{tx} 。

当地面试验喷管为临界状态或不完全膨胀状态时, 除折合推力外, 以上各折合参数基本上与台架试验的各折合参数值相等。地面状态的折合推力 F_0^* 按下式计算:

$$F_0^* = [F_g - A'_5(\sigma_i p_{tm} - p_H)] \times \frac{p_0}{\sigma_i p_{tm}} \times CT_{gF} \times CH_{gF} \dots\dots\dots (78)$$

8 给定状态的性能

8.1 基本修正方法

当模拟的飞行马赫数 Ma 、高度 H 和标准温差 ΔT_H 与给定状态的飞行马赫数 Ma' 、高度 H' 和标准温差 $\Delta T'_H$ 有偏差时, 喷管为亚临界状态时, 先用稳态程序计算相同转速下进口为模拟状态而冲压比等于给定状态的冲压比时的总推力 F_{ge} 与模拟飞行马赫数 Ma 、高度 H 和标准温差 ΔT_H 时的总推力差 ΔF_g , 然后用相似原理修正推力和其他参数。喷管为临界状态或不完全膨胀状态时, 用相似原理修正总推力和其他参数。

按稳态程序计算 F_{ge} 时, 需要计算等冲压比进气模拟状态的飞行马赫数 Ma_e 、高度 H_e 和标准温差 ΔT_{He} , 该状态的飞行马赫数 Ma_e 即给定状态的飞行马赫数 Ma' , 用包括进气道性能的稳态程序计算给定状态的飞行马赫数 Ma' 、高度 H' 和标准温差 $\Delta T'_H$ 。按公式 (84) 计算 p_e 。按公式 (21) 或 (22) 用 H_e 替代 H 计算 H_e 。按公式 (17) 用 T_{He} 替代 T_H 计算 T_{He} 。按公式 (18) 或 (19) 用 ΔT_{He} 替代 ΔT_H 计算 ΔT_{He} 。按稳态程序计算给定转速下的 q_{mae} , 用 Ma 、 H 、 ΔT_H 替代 Ma_e 、 H_e 、 ΔT_{He} 计算同一转速下的 q_{mac} 。按公式 (86) 计算 Δq_{ma} 。按公式 (85) 计算 q'_{ma} 。按公式 (24) 分别用 q'_{ma} 、 T'_{i0} 、 p'_H 、 Ma' 、 ψ' 替代 q_{mav} 、 T_{tm} 、 p_H 、 Ma 、 ψ 计算 ψ' 。按公式 (23) 分别用 Ma' 、 ψ' 、 σ' 替代 Ma 、 ψ 、 σ 计算 σ' 。按公式 (84) 计算 p_e , 直至 p_e 的相对容差小于规定值。

8.2 给定状态推力 F'

给定状态推力 F' 按下式计算:

$$F' = (F_g + \Delta F_g) \frac{p'_{i0} \sigma'}{p_{tm} \sigma_i} CT_{gF} \times CH_{gF} - q'_{ma} v'_0 \dots\dots\dots (79)$$

用台架推力法测量推力时, F_g 按下式计算:

$$F_g = F_{gb} = F_b + q_{m0}v'_1 + A'_m(p'_1 - p_H)K_T \dots\dots\dots (80)$$

用气动法测量推力时, F_g 按下式计算:

$$F_g = F_{ga} = q_{m5}v'_5 + A'_5(p_5 - p_H) \dots\dots\dots (81)$$

当喷管为亚临界状态时, ΔF_g 按下式计算:

$$\Delta F_g = F_{ge} - F_{gc} \dots\dots\dots (82)$$

F_{gc} 、 F_{ge} 由稳态程序计算求出。

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时, ΔF_g 按下列各式计算:

$$\Delta F_g = A'_5(p_H - p_e) \dots\dots\dots (83)$$

$$p_e = \frac{\sigma_i p_{tm}}{\sigma' p'_{t0}} p'_H \dots\dots\dots (84)$$

8.3 给定状态的其他参数

给定状态的其他参数按下列各式计算:

$$q'_{ma} = (q_{mav} + \Delta q_{ma}) \frac{\sigma' p'_{t0}}{\sigma_i p_{tm}} \times \sqrt{\frac{T_{tm}}{T'_{t0}}} \times CH_{qa} \dots\dots\dots (85)$$

$$\Delta q_{ma} = q_{mae} - q_{mac} \dots\dots\dots (86)$$

$$q'_{mf} = (q_{mf} + \Delta q_{mf}) \frac{\sigma' p'_{t0}}{\sigma_i p_{tm}} \times \sqrt{\frac{T'_{t0}}{T_{tm}}} \times CT_{qf} \times CH_{qf} \times CH_f \dots\dots\dots (87)$$

$$\Delta q_{mf} = q_{mfe} - q_{mfc} \dots\dots\dots (88)$$

$$f' = \frac{q'_{mf}}{q'_{ma}} \dots\dots\dots (89)$$

$$c'_f = 36000 \frac{q'_{mf}}{F'} \dots\dots\dots (90)$$

$$T'_{tx} = (T_{tx} + \Delta T_{tx}) \frac{T'_{t0}}{T_{tm}} \times CT_{tx} \times CH_{tx} \dots\dots\dots (91)$$

$$\Delta T_{tx} = T_{txe} - T_{txc} \dots\dots\dots (92)$$

$$p'_{tx} = (p_{tx} + \Delta p_{tx}) \frac{\sigma' p'_{t0}}{\sigma_i p_{tm}} \times CT_{px} \times CH_{px} \dots\dots\dots (93)$$

$$\Delta p_{tx} = p_{txe} - p_{txc} \dots\dots\dots (94)$$

$$n' = n \sqrt{\frac{T'_{t0}}{T_{tm}}} \times CT_n \times CH_n \dots\dots\dots (95)$$

当喷管为亚临界状态时，按稳态程序计算 Δq_{ma} 、 Δq_{mf} 、 ΔT_{tx} 、 Δp_{tx} 。

当喷管为临界状态或不完全膨胀状态时， $\Delta q_{ma} = \Delta q_f = \Delta T_{tx} = \Delta p_{tx} = 0$ 。

以上公式中的温度和湿度修正系数分别按GJB 378、GJB 359的规定。按GJB 378计算温度修正系数时，用 $T_{tm} - T'_{i0}$ 替代标准中的 $t_0 - 15$ 。计算湿度修正系数时要计算相应的 c_{pav} 、 c_{pgv} 、 γ_a 、 γ_{av} 、 γ_{gv} 值，温度按相关标准的规定选取。计算燃油热值修正系数 CH_f 时要把燃油温度不同造成的比焓差计入实际热值中。

9 发动机参数的插值

将发动机在某飞行马赫数高度下的转速特性按一定的转速差分值给出。按下列各式对某参数 y (F 、 p_{tx} 、 q_{ma} 、 q_{mf} 、 T_{tx} 、 η_b 、 η_c 、 η_t 、 π_c 、 π_t) 回归成曲线，然后计算某转速下的性能 y 值：

$$y = a_0 + a_1 n + a_2 n^2 \dots\dots\dots (96)$$

$$a_0 = \bar{y} - a_1 \bar{n} - a_2 \bar{n}^2 \dots\dots\dots (97)$$

$$a_1 = \frac{L_{12}L_{2y} - L_{22}L_{1y}}{L_{12}^2 - L_{11}L_{22}} \dots\dots\dots (98)$$

$$a_2 = \frac{L_{12}L_{1y} - L_{11}L_{2y}}{L_{12}^2 - L_{11}L_{22}} \dots\dots\dots (99)$$

$$L_{11} = \sum_{i=1}^N n_i^2 - \frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N n_i \right)^2 \dots\dots\dots (100)$$

$$L_{22} = \sum_{i=1}^N n_i^4 - \frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N n_i^2 \right)^2 \dots\dots\dots (101)$$

$$L_{12} = \sum_{i=1}^N n_i^3 - \frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N n_i \right) \left(\sum_{i=1}^N n_i^2 \right) \dots\dots\dots (102)$$

$$L_{1y} = \sum_{i=1}^N n_i y_i - \frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N n_i \right) \left(\sum_{i=1}^N y_i \right) \dots\dots\dots (103)$$

$$L_{2y} = \sum_{i=1}^N n_i^2 y_i - \frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N n_i^2 \right) \left(\sum_{i=1}^N y_i \right) \dots\dots\dots (104)$$

$$\bar{y} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N y_i \dots\dots\dots (105)$$

$$\bar{n} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N n_i \dots\dots\dots (106)$$

$$\bar{n}^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N n_i^2 \dots\dots\dots (107)$$

QJ 3159.2—2002

以上拟合公式用于模拟飞行马赫数 Ma 、高度 H 和标准温差 ΔT_H 的 y 值与给定飞行马赫数 Ma' 、高度 H' 和标准温差 $\Delta T_H'$ 的 y' 值，也用于折合转速 n^* 下的 y^* 值。其中折合油气比 f^* 和折合耗油率 c_f^* 直接按公式计算，不作拟合回归插值。
