

进口流场与发动机工作稳定性试飞

沈阳航空发动机研究所 伦亦云

某超音速飞机,在一定的高度和速度范围内,通过“全加力”加速平飞,平飞时发动机加速与节流、跃升和等 Ma 数爬升等试飞。以调节中心锥体上6个测压点的压力变化规律为依据,进气道出口“十”字形测压靶(图1)的压力分散度 $\bar{K}$ 值定性描述流场变化的趋势,来评定进气道与发动机匹配相容性。试飞结果表明:进气道以较弱的超临界状态与发动机相匹配工作;但 $Ma < 1.3$, $n_{1,2} > 100\%$ 时,进气道以较严重的超临界状态与发动机相匹配,显得喉道面积偏小;此外大攻角跃升和高空小表速接通加力时,各发生一次空中停车。

通过在进气道:加装辅助进气门;改变进气道调节方式,提高调节精度。在发动机主油泵加装“减速节流层板”;加装油门止动卡;采用遭迂起动系统。这些对保持发动机工作稳定性、发挥飞机的性能和保证试飞有明显效果。

1. 进气道的形式和测量点的布置 进气道是机头进气轴对称三波系外压式超音速进气道,进口部分具有内收缩特征。进气道内的二级中心锥体为无级调节。前机身设置防喘放气门。在发动机进口前身上,开设两个压差吸气门(图1)。

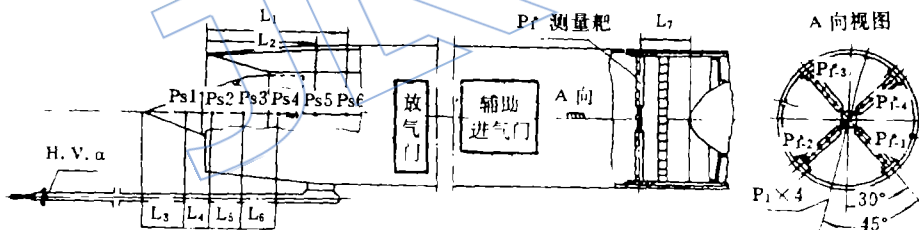


图1 进气道测压点布置

压力分散度 $\bar{K}$ 定性描述进气道出口流场变化的趋势,

$$\bar{K} = [(P_{i1max} - P_{i1min}) / P_{i1p}] \times 100\%$$

式中 P_{i1max} , P_{i1min} 分别为四个测靶所测总压的最大值及最小值,而 P_{i1p} 为平均总压。每个测靶有5个测压点,相对应还有四个壁面静压测点。

2. 平飞加速 $H=14000 \sim 13500m$ 平飞加速时,当 $Ma < 1.3$,进气道进口皆为亚音速,结尾波在喉道后较远的位置,波的强度较大,进气道的超临界较严重(图2)。 Ma 数减小,结尾波后移,加大其强度,使其位于 P_{s6} 测点以后,进气道将以更严重的超临界状态工作。

在图2中可看出,按气流的流动特点,可以分为五个区域: $Ma < 1.3$,结尾波在 P_{s6} 以后; $Ma = 1.3 \sim 1.45$,结尾波在 $P_{s5} \sim P_{s6}$ 之间; $Ma = 1.45 \sim 1.7$,结尾波在 $P_{s4} \sim P_{s5}$ 之间; $Ma = 1.7 \sim 1.92$,结尾波在 $P_{s3} \sim P_{s4}$ 之间; $Ma = 1.92 \sim 2.2$ 时,结尾波在喉道后较接近喉道的位置。

在图2中,在 Ma 数1.0~1.85范围内, σ 值随 Ma 数增加而上升,进气道出口流场向好的方向转化,但 $Ma > 1.85$, σ 值反而减少,这是由于飞机进入较高的超音速飞行,进气道工作状态超临界程度较弱, σ 值仍然会迅速下降,这是三波系超音速进气道 σ 值所固有的变化规律。

在这里应指出,平飞小表速高空接通加力加速时,发动机出现不稳定,发生富油熄火空中停车。在某次试飞中, $H = 18000m$, $Ma = 1.19$,表速 $V_{\text{表}} = 510 \sim 520km/h$,飞机平飞接通加力,左发保持“最大”状态,右发接通加力,人体感觉接通了,经过16.1秒后,发出“嘭”一声响,右发停车,再经过0.8秒左发也停车了,发动机转速接着下降到80%。这次停车在飞行包线高空小表速边界上,由于高空小表速飞行时,发动机处于低雷诺数条件下工作,发动机喘振裕度及部件效率下降;在高空气流密度低,发动机进气流量小;油量和油压瞬变对发动机工作线干扰的严重程度远比低空高速时强烈得多,这时发动机容易进入喘边界工作。

3. 飞机平飞时发动机加速与节流

试飞结果表明(图3),节流时发动机转速 n 在2~3秒的时间内迅速从最大转速降至接近平飞($H = 12590m$, $Ma = 0.993$)空中慢车。在图中, $t = 3.85s$ 以前 $P_{S5}/P_H > P_{S6}/P_H$,对应的流速大于音速,结尾波必在 P_{S6} 之后,进气道为超临界工作状态,且 $t > 3.8$ 秒, P_{S5}/P_H , P_{S6}/P_H 开始突升,这时结尾波越过 P_{S6} 、 P_{S5} 向前移,结尾波在 $P_{S4} \sim P_{S5}$ 之间,这时发动机油门在“慢车”状态, n_{1n} 换算转速减少,超临界程度再次减轻而过渡到亚临界, σ 值从0.86上升到0.93; $\bar{K}$ 值从14%下降到8.8%,有利于发动机保持稳定工作。

发动机加速时,从图3与图4对比看出 P_S/P_H 各点压力随时间 t 出现相反的变化,在图4中, $t = 13s$ 时, P_{S5}/P_H 、 P_{S6}/P_H 突降,结尾波后移,结尾波在 $P_{S4} \sim P_{S5}$ 之间,进气道将从亚

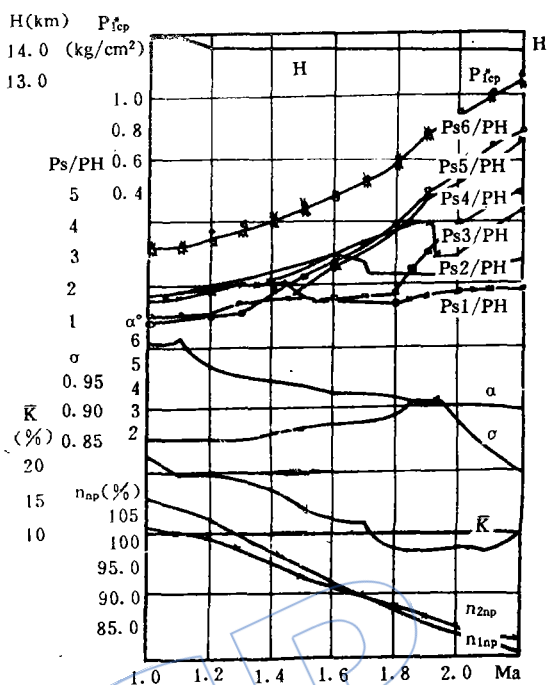


图2 全加力平飞加速

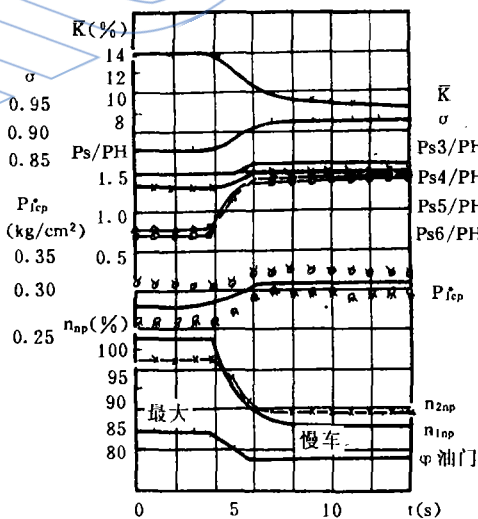


图3 发动机节流进气道参数变化

临界进入临界工作, σ 值从 0.95 下降到 0.875, $\bar{K}$ 值从 9% 上升到 14.4%, 由于发动机加速时转速上升时间 9~10 秒以上, 上升平稳进气道内 P_b 反压下降, 结尾波向后移动变化不剧烈。在所试飞的各高度和速度范围内, 发动机加速时进气道与发动机匹配是稳定的。

4. 跃升飞行 高度 $H=7500\sim 6500\text{m}$, 表速 $V_{\text{表}}=1000\sim 1100\text{km/h}$, 发动机以全加力状态进跃升, 到表速 $V_{\text{表}}=550\sim 500\text{km/h}$ 改出, 并切断加力, 保持发动机在“最大”状态或“最大”状态以下。如图 5, 进气道已进入较重的超临界状态。在 32 秒后改出跃升, 发动机收油门到“最大”状态, 飞机表速不再下降, 由于惯性作用飞机仍然上升, 故 Ma 数反有回升, 进气道反压 P_b 上升, 结尾波向前移动, 超临界程度减弱, P_{s6}/P_H 回升, $P_{s5}/P_H > P_{s6}/P_H$, 结尾波回到 $P_{s5}\sim P_{s6}$ 之间。40 秒以后, 油门收至“最大”状态以下, 转速下降, 结尾波更向前移动; 56

秒时 $\bar{K}$ 值达 15%, σ 值达 0.95。试飞表明各次跃升都出现超临界较重的工作状态。由图 5 可见, 跃升拉起初始时, 过载较小, 攻角增加缓慢, α 角为 $6^\circ\sim 7^\circ$, 接着“稳杆”, α 攻角下降到 2° , 在改出前攻角才回到 $7\sim 8^\circ$ 之间。进气道超临界较重, 但攻角小, 唇口气流分离减少, 故不会造成发动机最不利的工作条件。

在亚音速跃升飞行中, 当动机 n_{1p} 大于 100% 时, 进气道面积偏小, 供给发动机的

流量不足, 使进气道以超临界较严重的工作状态与发动机匹配, 特别当 α 越大, 进气温度 T_i 越高, 进气道提供给发动机的流量差距就愈大。某次跃升飞行中出现空中停车时, $H=11700\text{m}$, $Ma=0.8$, $\alpha=11^\circ$, $n_{1p}=108\%$, 姿态角为 60° , $n_p=1.4$, 进气道工作条件恶化, $\bar{K}$ 值由 7% 增到 17%, 使气流在唇口分离加重, 流场畸变严重, 从而恶化了压气机的工作条件, P_i 提前于 n_1 转速下降, 使压气机失速造成发动机富油熄火停车。

5. 等 Ma 数爬升飞行 飞机以 $Ma=0.95$ 速度爬高, 发动机分别以“最大”和“加力”状

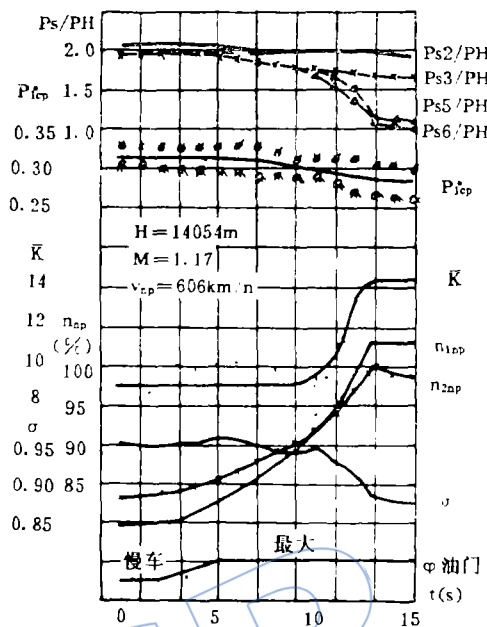


图4 发动机加速进气道参数变化

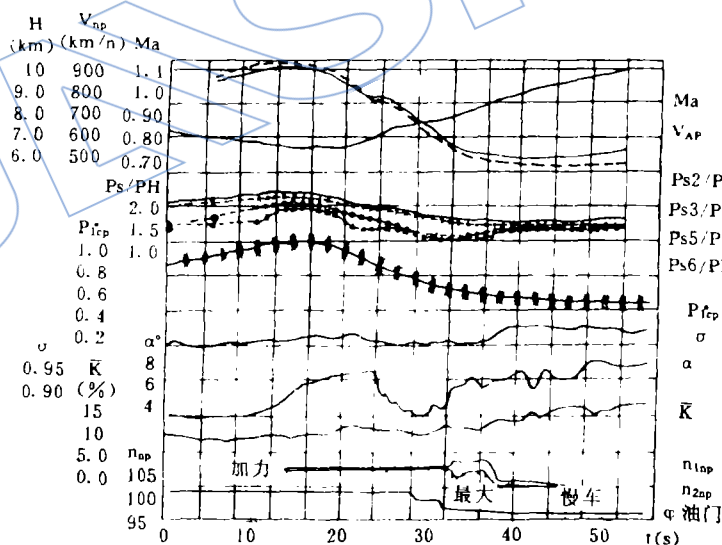


图5 跃升过程中进气道参数随时间的变化

态工作。主要使飞机速度和发动机 n_1 恒定 ($n_{1,p} = n_1 \times \sqrt{288.15/T_H}$) 时, 检查高度变化对进气道与发动机工作稳定性的影响 (包含攻角的影响)。在高度较低时, T_H 较高, $n_{1,p}$ 低, 进气道能够满足发动机流量的需要。高度增加, $n_{1,p}$ 迅速增大, 发动机需要换算流量增大, 进气道将逐渐接近临界, 以致超临界状态工作。从图6可见, 随着进气道超临界状态加重, σ 值将减少, $\bar{K}$ 值增大。在 $H=13200m$, $n_{1,p}=104\%$ 时, $\sigma=0.87$, $\bar{K}=15.5\%$ 。

试飞结果表明: 在亚音速爬升时, $n_{1,p} > 100\%$, 使进气道以较重的超临界状态与发动机匹配。以致 σ 值降低, $\bar{K}$ 值增大, 发动机进口流场恶化, 直接影响发动机的工作稳定性, 故容易导致发动机的压气机进入喘振边界工作的危险。

6. 改进措施

进气方面:

(1) 采用加装跨音速风屏式辅助进气门, 以改善跨音速进气道出口流场稳态畸变。风洞试验表明, 装门后, 其跨音速稳态不均匀度 $\bar{D}$ 由 $12\sim 13\%$ 下降为 $6\sim 7\%$, 效果显著。同样试飞结果也表明有明显改善进气道出口流场, 从而提高了发动机工作的稳定性。

(2) 改进进气道调节方式, 提高调节系统精度; 原来采用中心锥感受飞行 Ma 数的进气调节方式, 试飞表明在超音速机动飞行时, 容易出现进气道不稳定工作, 因此, 加装攻角补偿伸锥系统, 即平飞攻角较小时按性能好的规律调节, 超音速机动飞行时, 进行补偿伸锥, 借以解决进气道起动后喉道偏大和发动机工作稳定性的问题。此外, 进气道调节方式有所改变, 放气门也感受 Ma 数, 以总温进行调节, 中心锥调节完成不了的任务可以由放气门来承担。采用电液伺服阀代替继电器系统, 调节系统精度也有所提高。

发动机方面:

(1) 发动机主燃油泵加装“液压延迟层板”以改善“最大”状态以下的油门特性, 使油门移动延迟 $1.5\sim 2$ 秒, 使“拉杆”、“推杆”不至动作过大, 而引起发动机空中停车。

(2) 加装发动机油门“止动卡”, 引进高度 $H=11.5km$ 信号, 以保证高度 $15km$ 以上油门不小于“最大”状态, 以保证飞行安全。

(3) 采用遭迁起动系统, 以保证在高空中安全、迅速、不失时机的空中起动。

采用上述措施后, 通过试飞表明, 对保持发动机的工作稳定性; 发挥飞机的性能及保证试飞的安全收到满意的效果。

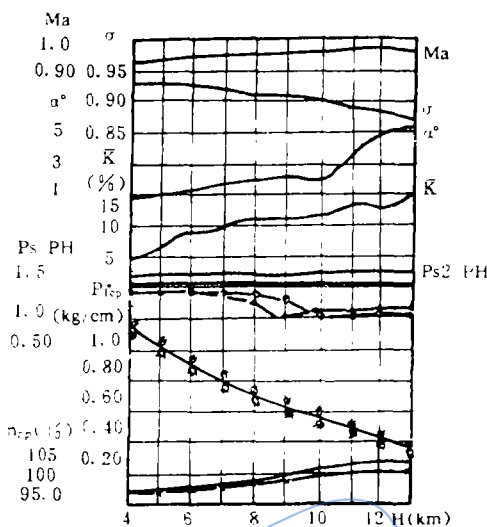


图6 “最大”状态等 Ma 数爬高进气道参数及 $n_{1,p}$ 随 H 的变化

FLIGHT TESTS FOR AIR INTAKE FLOWFIELD AND ENGINE OPERATING STABILITY

Lun Yiyun (Shenyang Aeroengine Research Institute)

ABSTRACT The operating compatibility between air intake and engine during the flight tests of a supersonic fighter is considered. The flight tests were completed under conditions of horizontal accelerating flight, uprated and retarded throttles of the engine during horizontal flight and constant-Mach climbing with maximum and augmented thrust rating. The flow conditions at the intake and the tendency of flowfield variation at the inlet of the engine were evaluated by means of six pressure tappings at the variable intake cone and a cross rake pressure probe at the exit of the intake. The technical measures have been taken to cope with the engine troubles and their effects are also described in the paper.

ESTIMATION OF MAXIMUM INSTANTANEOUS DISTORTION WITH A FEW RMS MEASUREMENTS

Liang Dewang and Zhang Shiyong
(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT A method for estimating the maximum instantaneous distortion with a few measured RMS values of the fluctuation pressures is presented based on reference [1]. This method enables to estimate the maximum instantaneous distortion value by assuming that the turbulence distribution is uniform and equal to the average value of a few measured RMS values. A comparison between the maximum instantaneous distortion values measured experimentally and estimated by this method shows that the maximum instantaneous distortion can be estimated by the average value of a few measured RMS values of the fluctuation pressure with the same accuracy as that obtained by the method in reference [1].

OPTIMUM DESIGN FOR GEOMETRIC PARAMETERS OF AXISYMMETRIC CONVERGING-DIVERGING NOZZLE

Zen Jun and Zhao Jingyun
(Gas Turbine Establishment)

ABSTRACT A mathematical model of a axisymmetric converging-diverging nozzle in design conditions is set up by quadratic-regression equation. The thrust force coefficient is taken as objective function. The three geometric parameters (half-convergent angle, half-divergent angle, radius ratio of throat curvature to throat) are chosen as design variables. The optimum design is completed by the random-walk method. Then the relationships of the optimum geometric parameters to the designed pressure ratio of the nozzle are obtained. The results provide the basis for designing the axisymmetric convergent-divergent nozzle of an exhaust system.