

超机动飞行推进系统稳定性控制研究^{*}

王立峰, 张 津

(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘 要: 研究了超机动飞行推进系统稳定性控制。为增强过失速机动飞行条件下发动机稳定性, 提出了通过增加风扇压比控制回路的发动机稳定性控制方案, 并给出稳定控制压比指令算法, 在已建立的飞机和发动机非线性模型的基础上, 进行了系统仿真。结果检验了稳定性控制概念的合理性。

关键词: 涡轮风扇发动机; 机动飞行控制; 发动机控制; 仿真模型

中图分类号: V212.12

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)04-0001-04

Propulsion system stability control for super-maneuvering flight

WANG Li-feng, ZHANG Jin

(Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A study of propulsion system stability control for super-maneuvering flight was carried out. In order to enhance engine stability at post-stall, a scheme of stability control through adding fan pressure ratio control loop was proposed, and a algorithm for pressure ratio command was given. Based on aircraft model and nonlinear engine model, simulation was done and the results verified the validity of stability control concept.

Key words: Turbofan engine; Maneuvering control; Engine control; Simulation model

1 引 言

超机动飞机采用推力矢量来增强飞机操纵性, 使飞机有能力进行过失速机动飞行, 结果发动机需在大攻角和侧滑角条件下工作, 这意味着发动机入口畸变程度较高, 不但降低了发动机性能, 更严重情况将引起发动机不稳定工作, 如喘振。为保证发动机稳定工作, 曾提出了一种高稳定性发动机控制(High Stability Engine Control-HISTEC)方案^[1,2], 其基本思路是发动机在高畸变入口条件下, 控制逻辑将下调发动机压比, 来保持风扇具有足够的稳定裕度, 该计划在F15ACTIVE飞机上成功进行了飞行验证。本文将混合排气涡轮风扇发动机为研究对象, 探讨超机动飞行推进系统稳定性控制。

2 过失速机动飞行条件下推进系统工作特点

推进系统稳定工作, 并提供飞行必需的推力是

过失速机动的必要条件, 因此解决发动机在保证需用推力条件下稳定工作很有现实意义。

(1) 进气畸变程度显著提高。过失速机动的大攻角 α 和大侧滑角 β 飞行, 发动机在大功率状态工作, 空气流量较大, 进气条件非常恶劣, 保证进气畸变量减小到发动机能够容忍的程度是进气道设计与控制解决的主要问题。进气道在飞机上的位置、长度和唇口形状决定进气道特性。试验表明大攻角飞行条件下增加进气道辅助进气门, 改变唇口角度和增加扰流器都是减小进气畸变的手段。图1为腹部进气道可变唇口角度示意图, 进气道畸变指标 D_{C60} 和总压恢复系数 σ_t 随攻角的变化曲线见图2^[3], 图中给出位于机身两侧进气道特性的变化曲线。

(2) 发动机容忍进气畸变。进气畸变不但降低发动机性能, 而且降低发动机压缩部件的稳定边界, 导致稳定裕度减少, 发动机喘振的可能性加大。降

^{*} 收稿日期: 1999-08-02; 修订日期: 1999-10-15。

作者简介: 王立峰(1967—), 男, 博士生, 工程师, 研究领域为发动机性能与控制, 综合飞行推进控制。

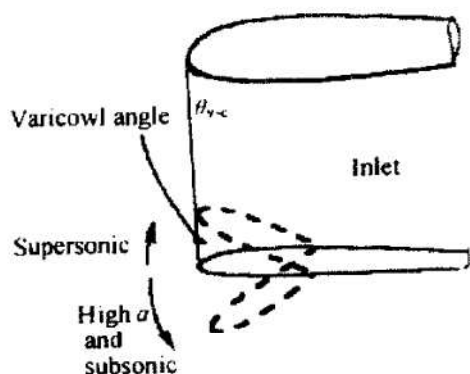


Fig. 1 Inlet varicowlip schematic diagram

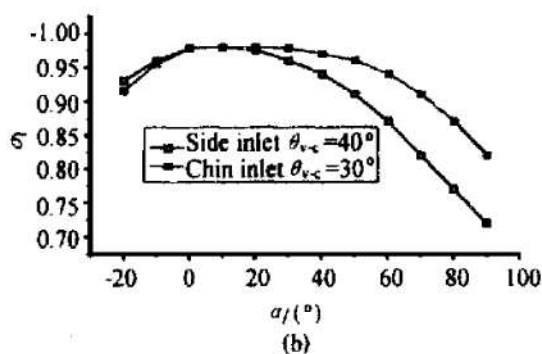
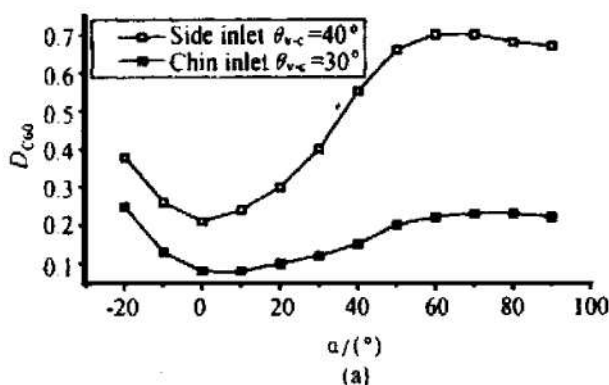
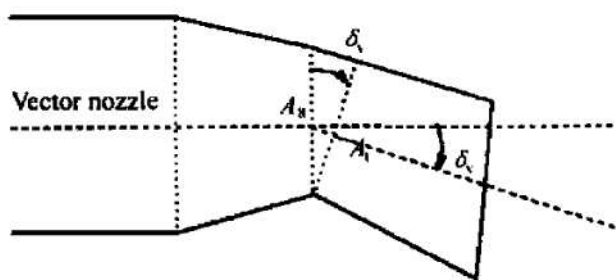
Fig. 2 Inlet characteristic ($Ma = 0.48$)

Fig. 3 Vector nozzle throat's area variation schematic diagram

3 发动机稳定性控制

发动机稳定性控制是通过发动机控制量的改变控制发动机压缩部件的稳定裕度。由涡轮风扇发动机仿真可知, 改变喷管面积可改变风扇压比, 而对压气机工作线影响不大。由于本文所研究的发动机没有控制量可改变压气机压比, 并且在畸变气流进入压气机之前, 风扇衰减大部分畸变^[1], 故本文未涉及压气机稳定裕度控制。这样发动机控制就形成了燃油流量 W_f 控制风扇转速 N_L , 喷管面积 A_8 控制风扇压比 π_s 的双变量双回路控制。发动机加力控制以等油气比开环供油, 喷管面积随供油量增量作相应变化, 控制示意如图4。图中 γ_f 为油门角度, W_{af} 为加力燃油, p_{bs} 为燃烧室静压, δ_p , δ_y 分别为矢量

低的程度取决于发动机本身对畸变的敏感性。因此发动机控制需改变部件之间的匹配关系, 重新确定工作点, 使发动机容忍一定程度的畸变量, 保持发动机具有必须的稳定裕度。

(3) 矢量喷管偏转影响发动机工作状态。矢量喷管偏转角 δ_y , 喷管面积 A_8 与喉道面积 A_t 的几何关系见图3, 即 $A_t = A_8 \cos(\delta_y)$ 。偏转角 δ_y 增大使喉道面积减小, 风扇压比提高, 稳定裕度降低, 因此发动机需要控制喷管面积, 以保持工作点位置。

喷管俯仰偏转角和偏航偏转角, K 为增益。

4 风扇压比指令生成算法

(1) 发动机控制获取飞行参数, 如马赫数、攻角、侧滑角, 确定进气畸变量。本文以 D_{C60} 为畸变指标衡量参数, 即 $D_{C60} = D_{C60}(M, \alpha, \beta)$ 。

(2) 确定稳定压比损失。大攻角飞行的中低空、低速飞行特点, 使风扇与低压涡轮的共同工作点在高折合转速区, 等折合转速条件下折合流量近似不变, 故可认为等折合转速稳定压比损失与等折合流量稳定压比损失一致。经验表明发动机对畸变的敏感性, 即等折合流量压比损失与进气畸变指标成线性关系, 可用如下关系表示^[3]:

$$\frac{\Delta \pi_s}{\pi_s} \bigg|_{N_{LC}=C} = \frac{\Delta \pi_s}{\pi_s} \bigg|_{m_{lc}=C} = K_{circ} D_{C60} + \text{Const}$$

$$\Delta \pi_s = \pi_s (K_{circ} D_{C60} + \text{Const})$$

其中 π_s 为稳定边界压比, $\Delta \pi_s$ 为稳定压比损失, K_{circ} 为发动机对周向畸变的敏感系数。常数 Const 可认为是径向畸变和平面波的影响因素。

(3) 风扇压比指令生成。以喷管面积不变的发动机稳定工作条件下获得的风扇压比 π_b 与折合转速的关系为基值, 在无畸变情况下, 可认为有足够稳定裕度, 效率较高。当进气畸变时, 控制律根据此

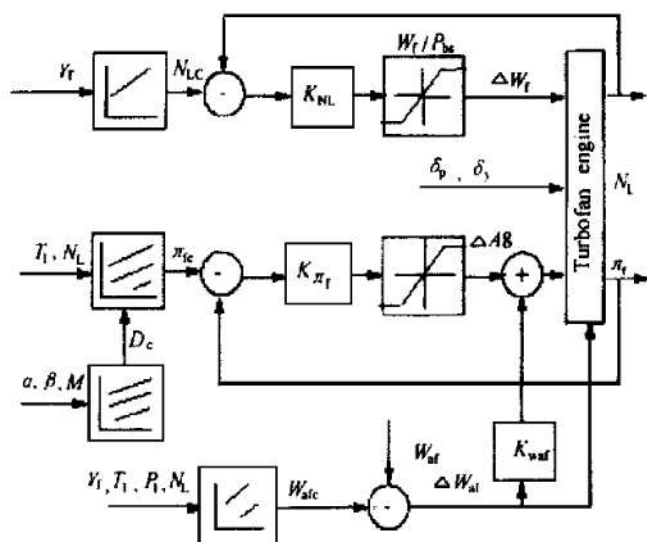


Fig. 4 Engine stability control schematic diagram
基值给出风扇压比指令 $\pi_{fc} = \pi_{fb} - \Delta \pi_f$ 。

5 仿真模型与结果验证

为验证稳定性控制概念合理性，建立了能够体

现飞机运动的 6 自由度刚体飞机模型和发动机非线性气动热力学模型。飞机气动数据来源于 NASA Lanley 对 F-16 飞机缩比模型的风洞试验，原数据覆盖宽广的范围，攻角从 -20° 到 90° ，侧滑角从 -30° 到 30° ^[5]。

涡轮风扇发动机模型进行了适当简化以适应研究目的，其动态特性忽略了流路气体的容腔效应，认为发动机通道内气体流量瞬间平衡，模型因而仅由转子运动方程和流量连续，内外涵压力平衡的代数方程组成，部件数据来自文献 [4] 的无量纲化部件特性，设计点参数参考 F100 发动机的设计参数。

图 5 为过失速减速机动仿真结果。高度 5 000 m，速度 $v = 200$ m/s 平飞进入，5 s 内发动机加速至最大功率状态后，飞机 2 s 内拉起到俯仰角为 85° ，保持 2 s 后改回 20° 俯仰角的快速瞄准机动过程；图中虚线表示控制指令，实线表示仿真值，可以看出攻角和飞行速度在机动中的变化，由速度和飞行攻角引起的进气畸变量决定了发动机稳定边界的损失大小，发动机稳定控制重新给出了风扇压比调整指

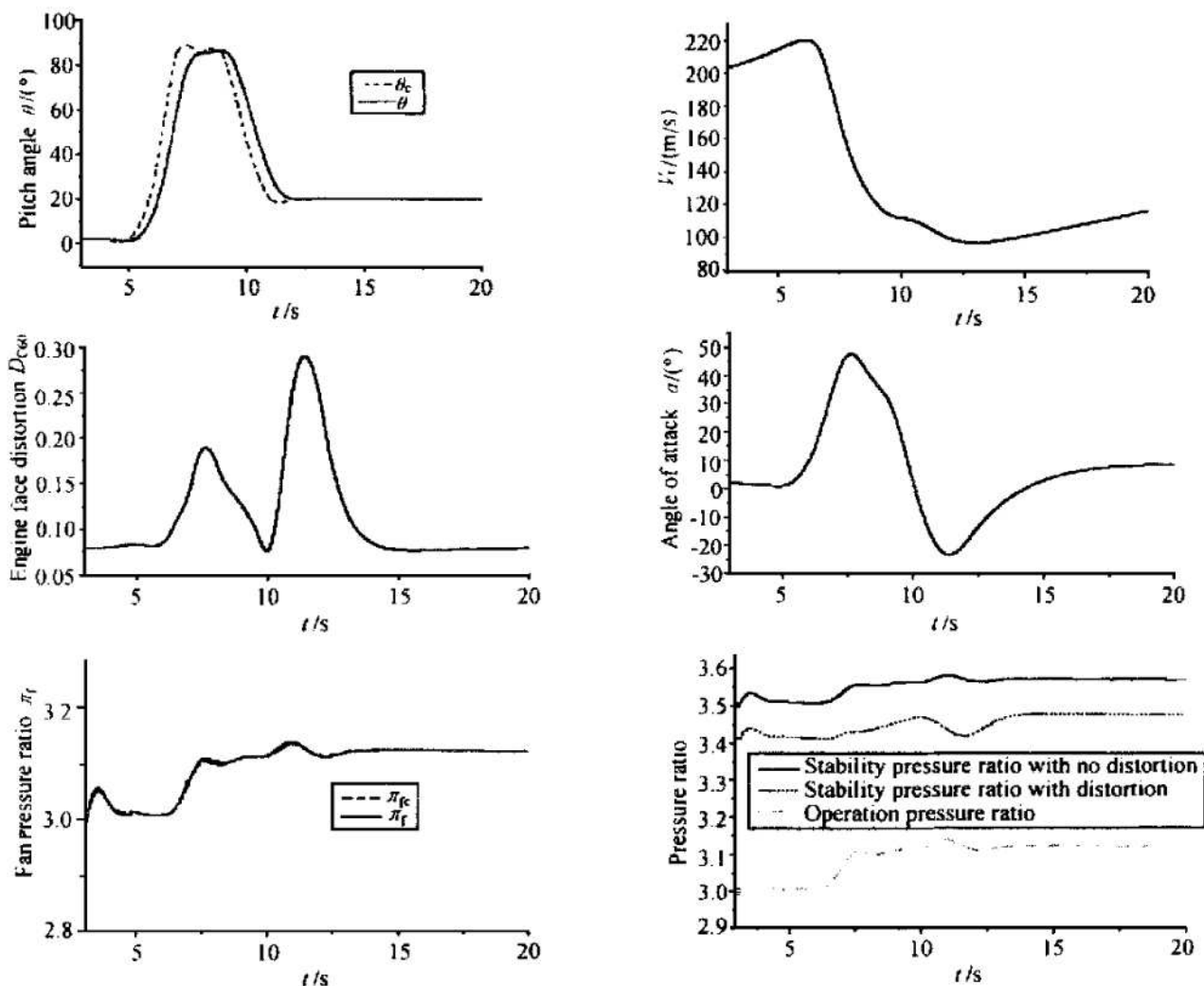


Fig. 5 Simulation results of post stall deceleration

令。仿真中压比调整主要通过扩大喷管面积实现,主燃油流量变化主要是飞行条件改变,当机动完成后,进气畸变量回到原来水平,风扇压比回到原来调整量。较大的矢量喷管偏转角对喷管喉道面积的影响是不可忽略的,而压比控制回路可以很好地跟踪压比指令,保持风扇具有足够稳定裕度。

6 结 论

增加喷管面积调节风扇压比的控制回路可以消除矢量偏转角对发动机的耦合作用,和包容一定进气畸变量,使发动机稳定工作,同时保持转速不变,使发动机产生一定的推力。

参 考 文 献

[1] DeLaat J C, Southwick R D, Gallops G W. High stability

engine control (HISTEC) [R]. AIAA 96-2586.

[2] DeLaat J C, Southwick R D, Gallops G W, et al. The high stability engine control (HISTEC) program: flight demonstration phase [R]. AIAA 98-3756, 1998.

[3] Goldsmith E L, Seddon J. Practical intake aerodynamic design [R]. AIAA Education Series, AIAA Inc and Blackwell Scientific Publication, 1993.

[4] Daniele C J. Digital computer program for generating dynamic turbofan engine models (DIGTEM) [R]. NASA TM-83446, 1982.

[5] Ngugen L T, Ogburn M E, etc. Simulator study of stall/post stall characteristics of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability [R]. NASA TP-1538, 1979.

(责任编辑:盛汉泉)

简 讯

吸气式火箭发动机的改进

NASA 称,航空喷气发动机公司和洛克达因公司通过地面试验,验证了实验型吸气式火箭发动机的低速性能得到改善。这种火箭基组合循环(RBCC)发动机将作为未来“第三代”可重复使用运载火箭的动力。

在低速时,RBCC 作为装在涵道内的火箭发动机,速度逐渐提升时再向吸气式冲压和超燃冲压发动机转换,然后作为传统的火箭发动机推进飞行器离开地球大气层。一半的飞行都由吸气式推进进行,这样就减少了飞行器所携带的氧,减轻了发射重量,降低了发射成本。

最近的一些试验评估了实验型发动机改进的方面:改进了空气加力火箭模态时的性能,增大了低速时的推力。航空喷气发动机公司称,支板喷射吸气式火箭发动机的地面试验达到了预期目的,增大了推力。

在 NASA 的先进空间运输项目中,一直致力于投资 RBCC 为动力的验证机的飞行试验工作。NASA 也进行了相关的试验,包括磁悬浮轨道的亚尺寸试验。磁悬浮轨道可被用来加速运载火箭且费用不高,以及可以削减所需的火箭助推数量。

6 月底,NASA 发射了一枚改进的弹道导弹重返大气层的飞行器,评估了一种超高温陶瓷材料。这种材料被用于可重复使用的运载火箭前缘。

(冯永红 供稿)