

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0427-04

推力矢量控制飞行的仿真研究

王立峰, 张 津, 唐海龙

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 针对推力矢量控制飞行进行了仿真研究。推力矢量参与飞行控制, 提高了飞机过失速飞行控制能力。在已建立的飞机和部件级的推进系统模型的基础上, 进行了过失速机动飞行仿真, 对推进系统常规控制与稳定性控制作了对比, 结果验证了推力矢量控制飞行的可行性。

关键词: 推力矢量控制; 飞机模型; 发动机模型; 综合飞行/推进控制

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

1 引 言

推力矢量即可在过失速机动飞行条件下与气动舵面结合控制飞机, 也可在飞行控制系统发生机械故障情况下单独控制飞机, 作为飞机的应急飞行控制系统, 提供飞机紧急转弯, 返航, 着陆等需求。文献[1]研究了仅使用发动机推力作为应急飞行控制系统的仿真和飞行验证; 文献[2]的仿真是利用推力矢量和气动舵面同时控制飞机进行过失速机动; 本文进行了过失速机动飞行仿真, 对推进系统常规控制与稳定性控制作了对比, 通过仿真结果分析为推力矢量控制飞行提供量化依据。

2 推力矢量模型

推力矢量 F_p 为进气道冲压阻力 F_i 和矢量喷管推力 F_n 之合力。以飞机机体坐标系为右手坐标系, 则推力矢量 F_p 和其产生的力矩 T_p 可表达为:

$$F_p = \begin{bmatrix} F_{nx} + F_{ix} \\ F_{ny} + F_{iy} \\ F_{nz} + F_{iz} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} F_n \cos \delta_p \cos \delta_y - F_i \cos \alpha \cos \beta \\ F_n \sin \delta_p \cos \delta_y - F_i \sin \alpha \cos \beta \\ -F_n \sin \delta_p \sin \delta_y - F_i \sin \alpha \sin \beta \end{bmatrix}$$

$$T_p = \begin{bmatrix} 0 & -z_n & y_n \\ z_n & 0 & -x_n \\ -y_n & x_n & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{nx} \\ F_{ny} \\ F_{nz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -z_i & y_i \\ z_i & 0 & -x_i \\ -y_i & x_i & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} \end{bmatrix}$$

其中: $\alpha, \beta, \delta_p, \delta_y$ 为分别为攻角、侧滑角、矢量喷管俯仰偏角和偏航偏角; x, y, z 为力臂坐标, 下标 n 和 i 代表矢量喷管和进气道。

3 飞机/发动机一体化模型

以安装单台涡轮风扇发动机的飞机为对象, 建立其 6 自由度刚体飞机模型和详细的推进系统模型。所建发动机模型忽略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, 故所建的详细的推进系统模型由转子运动的微分方程和流量连续, 内外涵出口压力平衡等的代数约束方程组成。对于所研究的飞机和发动机模型可用如下微分方程和代数方程描述:

$$\dot{x} = f(x, \pi, u) \quad (1)$$

$$0 = g(x, \pi, u) \quad (2)$$

其中: 状态量 $x = [n_l n_h v_i \alpha \beta p q r \varphi \theta \psi p_x p_y p_z]^T$ 分别代表发动机低压转子转速, 高压转子转速, 飞行速度, 攻角, 侧滑角, 3 个体轴角速度, 3 个姿态角, 3 个空间坐标。控制量 $u = [w_f A_8 w_{sf} \delta_p \delta_y \delta_h \delta_a \delta_r]^T$ 分别代表主燃油流量、矢量喷管面积、加力

燃油流量、矢量喷管俯仰偏角、矢量喷管偏航偏角、升降舵偏角、副翼偏角、方向舵偏角。压比向量 $\pi = [\pi_f, \pi_c, \pi_{hi}, \pi_{li}]^T$ 分别代表风扇压比、压气机压比、高压涡轮落压比和低压涡轮落压比。方程(1)代表刚体飞机的运动方程和发动机转子的运动方程,反映系统动态特征,向量 π 是代数约束方程(2)中的未知量。而方程(2)代表发动机内外涵出口静压平衡,燃烧室出口流量连续,高压涡轮出口流量连续和加力燃烧室出口流量连续,反映发动机流道内压力和流量瞬间平衡关系。这样在飞行仿真模型中使用了详细的推进系统模型。

4 综合飞行/推进控制系统

综合飞行/推进控制系统用来解决飞机与发动机的耦合关系。发动机控制系统模型:发动机稳定性控制中采用比例控制方法;由于进气畸变降低发动机性能和发动机压缩部件的稳定边界,导致稳定裕度减小,发动机喘振的可能性加大;同时矢量喷管偏转角影响喷管喉道面积,偏转角增大喉道面积减小,风扇压比提高,稳定裕度降低;故在发动机控制系统形成由主燃油流量 w_f 控制低压转子转速,喷管面积控制风扇压比 π_f 回路,以保持风扇具有足够的稳定裕度。飞行控制系统模型:采用动态逆方法构造飞行控制模型,用于跟踪飞行指令。将这些模块进行综合,构成完整的综合飞行/推进控制仿真系统,见图1。图中推力估计器是利用发动机测量参数估计发动机推力,提供给飞控系统用于矢量喷管偏角控制;而发动机

控制则需要飞行参数,如攻角、侧滑角和马赫数 M 用于进气道畸变估算,确定风扇压比指令。其中飞行控制系统中向量 z 和 y 为飞行状态量,下标 c 代表指令, f_o, f_i, g_o, g_i 为动态逆构造项, k 为增益。

5 仿真结果

先进战斗机的超机动飞行控制能力使飞机能够在低速、大攻角、大侧滑角过失速条件下飞行,导致飞机气动舵面效率很低,只有推力矢量参与飞行控制,才能保证飞机的可操纵性;其次使飞机的动力学操纵体现出非常强烈的非线性特征,导致过失速机动飞行控制成为复杂的非线性控制;而且发动机在更加恶劣的入口流场畸变条件下工作,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,因此保证推进系统在强烈进气畸变的条件下稳定工作,并提供飞行必需的推力是飞机过失速机动飞行的必要条件,因此解决发动机在保证需用推力条件下稳定工作很有意义。本文提出了发动机稳定性控制和用动态逆构造的非线性飞行控制方法,试图通过仿真来模拟飞机过失速机动飞行所遇到的问题。

本文仿真的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° ;飞机详细参数参见文献[3]。涡轮风扇发动机模型的部件数据来自文献[4]的无量纲化部件特性,设计点参数参考 F100 发动机的设

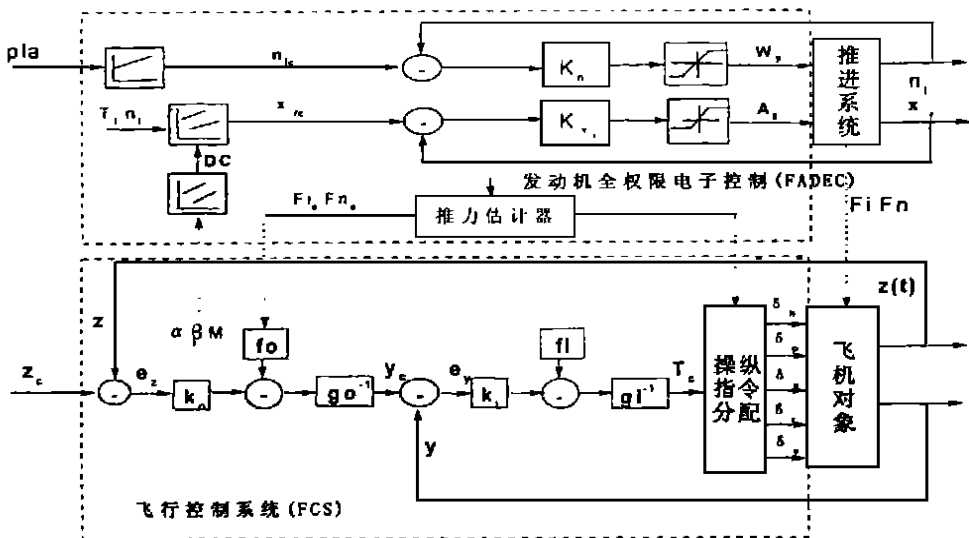


图 1 综合飞行/推进控制仿真系统示意图

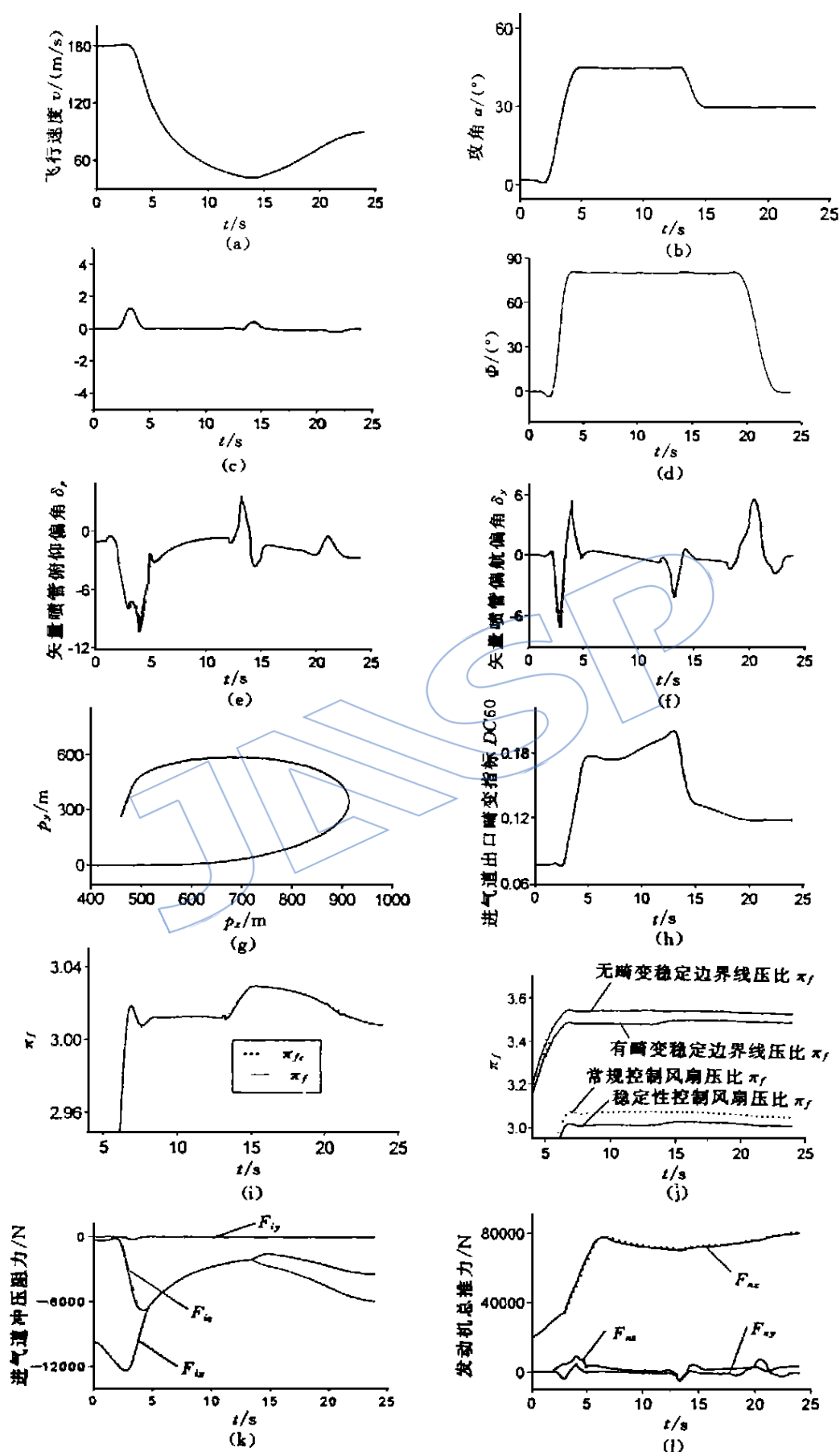


图2 过失速机动转弯飞行仿真

计参数。在飞行仿真求解时,由于发动机模型中含有代数约束方程,因而采用牛顿—拉易森迭代方法对飞机模型和发动机模型联立求解。在程序计算时,假定进气道可变唇口角和辅助进气门自动随飞行攻角打开或关闭,保证进气道出口畸变指标较小。

图 2 为分别采用发动机常规控制和稳定性控制的过失速机动转弯仿真对比的部分结果。发动机常规控制:油门角度设定低压转速,主燃油流量控制低压转速不变;加力时油门角度设定喷管面积,加力燃油流量控制涡轮落压比不变。飞行条件:高度 3000 m,飞机以 180 m/s 平飞进入。飞行指令:5 s 内推油门到最大;发动机加速 3 s 后,在 3 s 内匀速改变飞行攻角 α 到 45° ;保持 9 s,再匀速退回到 30° 攻角,保持机动结束;与此同时 1 秒内改变滚转角 φ 到 80° 保持 15 s 左右,匀速返回平飞姿态;保持侧滑角 β 为 0° 。图 2(b), (c), (d) 为两种仿真的 α , β , φ 的响应曲线,没有明显区别;由于飞行攻角的变化,使飞行速度快速减小,后又加速,见图 2(a);与此同时矢量喷管参与飞行控制,俯仰偏角和航向偏角随时间的变化曲线见图 2(e), (f);飞行轨迹随时间的变化曲线见图 2(g),转弯半径为 300 m 以内;图 2(h) 表示由于飞行攻角和飞行速度引起的发动机入口进气畸变量的变化,主要与飞行攻角、侧滑角和飞行速度相关;图 2(i) 表示发动机压比控制回路针对不同的畸变值,改变喷管面积调整压比指令的相应曲线,表明

压比控制回路可以很好的跟踪压比指令;图 2(j) 为由进气畸变引起的风扇稳定边界损失和常规控制的风扇压比与稳定性控制的风扇压比变化曲线,表明稳定性控制在发动机入口畸变的情况下向下调整风扇压比,以保证发动机必需的稳定裕度;图 2(k), (l) 为常规控制与稳定性控制发动机推力的对比,表明稳定性控制由于下调风扇压比会使发动机 x 轴向推力减小,但仿真表明飞机可以完成过失速机动的飞行任务。

推力矢量控制飞行增强了飞机作战机动性,但同时需要进行更广泛的综合飞行/推进控制研究。

参考文献:

- [1] Burcham F W, Trindel A M, C Gordon Fullerton, Lannie D W. Development and Flight Evaluation of an Emergency Digital Flight Control System Using Only Engine Thrust on an F-15 Airplane[R]. NASA-TP-3627, 1996
- [2] James M. B, Richard J A, Siva S B. Robust, Nonlinear, High Angle-of Attack Control Design for a Superaerobable Vehicle[R]. AIAA-93-3774
- [3] Luat T N, Marilyn E O, etc. Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability[R]. NASA TP-1538, 1979
- [4] Carl J D etc. Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine Models(DIGTEM)[R]. NASA TM 83446, 1982

(责任编辑 王震华)

Simulation of Vector Thrust Control Flight

WANG Li-feng, ZHANG Jin, TANG Hai-long

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A simulation about vector thrust control flight was completed. On the basis of aircraft model and propulsion model, post stall flight simulation on routine engine control and engine stability control was accomplished. The results verify feasibility of the vector thrust control flight.

Key words: vector thrust control; engine model; aircraft model; integrated flight and propulsion control