

推进系统综合性能寻优控制研究*

任新宇¹, 杨育武², 樊思齐¹

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

2 中国航空工业集团公司 西安航空动力控制公司, 陕西 西安 710077)

摘 要: 研究了包括进气道和发动机在内的推进系统综合控制。采用了序列线性规划方法进行系统寻优, 利用推进系统矩阵进行多次线性规划来求解非线性优化问题。利用当前的实际机载计算机完成了硬件在回路仿真试验, 仿真表明研究的性能寻优控制方法能够较大幅度的提高推进系统整体性能, 控制软件完全满足实时计算要求。

关键词: 推进系统; 性能寻优控制; 序列线性规划

中图分类号: V235.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 01-0061-05

Study on propulsion system overall performance seeking control algorithm

REN Xin-yu¹, YANG Yu-wu², FAN Si-qi¹

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

2 Xi'an Aero-engine Controls Co., Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710077, China)

Abstract Propulsion system overall performance seeking control (PSC) algorithm based on sequential linear programming (SLP) was studied. In SLP, a general nonlinear programming problem is solved by sequentially solving a series of linear programming problems. By continuing the linearization process, the optimum value can be found within a given tolerance. The hardware in the loop simulation is used to test the linear PSC control system real-time capability. Simulation results show that linear PSC Control System completed all operations in an airborne computer real-time and achieve substantial benefits.

Key words Propulsion system; Performance seeking control; Sequential linear programming

1 引 言

随着飞机性能要求的提高, 现代飞机各个子系统的复杂程度不断增加, 各子系统的耦合作用也不断增强。对于航空推进系统来讲, 进气道、发动机和喷管各部分的工作密切相关、相互影响, 为了使整个推进系统性能最优和稳定性最好, 就必须对包括进气道、发动机及喷管实行综合控制^[1]。由于推进系统拥有多个控制变量, 在进行推进系统综合控制时, 在产生需要推力的同时还有很多自由变量。这些控制变量在约束范围内能够按照不同飞行状态的控制需求, 实现各种控制模式。例如: 在巡航状态下, 发动机应在保证推力的情况下降低耗油率以增大航程; 在起飞、加速以及作战状态

下提供最大剩余推力; 在大机动高马赫数飞行以及发射导弹, 进气道气流严重畸变的情况下保证发动机安全工作; 与此同时, 对发动机的可靠性及寿命也提出了更高的要求。为了实现上述目标, 可以通过在线寻优, 在确保发动机安全工作的前提下, 减小各约束的控制裕度, 实现各控制量的最佳匹配, 从而最大限度的发挥发动机的性能, 达到特定性能指标的最优, 这种控制方式被称为性能寻优控制 (PSC)^[2-4]。

性能寻优控制器为本文研究的主要内容, 主要由机载推进系统模型、参数估计器和优化计算模块三部分组成^[5-6]。其中机载推进系统模型包括进气道模型和发动机模型。本文利用大量流场计算获得的数

* 收稿日期: 2009-04-22 修订日期: 2009-09-07。

基金项目: 西北工业大学青年教师创新基金。

作者简介: 任新宇 (1978—), 男, 博士后, 讲师, 研究领域为航空发动机建模技术及先进控制规律研究。

Email: renxinyu2@sina.com

利用相似理论分片线性化建立的稳态模型。考虑进气道出口截面与发动机进口截面之间存在的流量和压力上的耦合关系,将进气道模型和发动机模型组成用于寻优的推进系统矩阵模型。采用鲁棒龙伯格观测器在线估计发动机性能退化参数,实时修正发动机模型,使其反映发动机的实际工作状态。机载推进系统矩阵模型和基于龙伯格观测器的参数估计器共同构成了推进系统自适应模型,本文主要介绍性能寻优控制器中的优化算法模块。

2 性能寻优问题的数学描述

2.1 寻优变量选取

本文所研究的涡轮风扇式发动机的推进系统可供选用的控制量包括

$$\mathbf{u} = [m_f, m_{fa}, A_8, \alpha_f, \alpha_c, \delta]^T$$

式中 m_f 为主燃油流量; A_8 为尾喷管喉部面积; m_{fa} 为加力燃油流量; α_f 为风扇导流叶片角度; α_c 为压气机导流叶片角度; δ 为进气道斜板角度。本文将上述全部六个控制变量均作为寻优变量处理,从而最大限度的提高系统性能。

2.2 约束条件

在航空发动机的工作过程中必须确保发动机的安全工作,寻优过程必须在确保航空涡轮发动机所特有的使用限制的前提下才有意义。这些限制包括为保持发动机安全工作所作的对发动机状态参数的限制以及由控制器功率和控制执行机构位移限制产生的控制量范围约束等。通过对发动机实际使用过程的分析,可以将发动机工作过程主要需要考虑的约束条件描述为

$$s.t. \begin{cases} n_L \leq n_{Lmax} & T_7 \leq T_{7max} \\ n_H \leq n_{Hmax} & m_{afcor} \leq m_{afcomax} \\ n_{Lcor} \leq n_{Lcomax} & m_{fin} \leq m_f \leq m_{finax} \\ T_{4.5} \leq T_{4.5max} & m_{fafin} \leq m_{faf} \leq m_{fafmax} \\ \Delta T_{4.5} \leq \Delta T_{4.5max} & A_{8min} \leq A_8 \leq A_{8max} \\ sm_f \geq sm_{fin} & \alpha_{fin} \leq \alpha_f \leq \alpha_{fmax} \\ sm_c \geq sm_{amin} & \alpha_{amin} \leq \alpha_c \leq \alpha_{amax} \\ sm_l \geq sm_{lin} & \delta_{amin} \leq \delta \leq \delta_{amax} \end{cases} \quad (1)$$

式中 sm_f , sm_c , sm_l 分别为风扇、压气机和进气道的喘振裕度。为描述方便将式(1)描述的16条性能寻优问题的约束条件定义为可行域 E 。

2.3 目标函数

性能寻优控制按不同的控制需求可分为最大推

力、最低油耗和最低涡轮前温度等控制模式。最大推力控制模式是在加速状态时,提供尽可能大的推力,提高飞机的机动性能。巡航最低油耗控制模式的目的是在保持推力不变的情况下降低耗油率,以此来增大航程,扩大飞机的作战半径,提高经济性。最低涡轮前温度模式要求在发动机推力不变的情况下,尽可能的降低发动机涡轮前温度,从而延长发动机使用寿命。因而可以将不同寻优模式的优化问题描述为

(1) 最大推力控制模式

$$\max F_n$$

$$s.t. \mathbf{u} \in E$$

$$\mathbf{u} = [m_f, A_8, m_{fa}, \alpha_f, \alpha_c, \delta]^T$$

(2) 最低油耗控制模式

$$\min sc$$

$$s.t. \begin{cases} F_n = const \\ \mathbf{u} \in E \end{cases}$$

$$\mathbf{u} = [m_f, A_8, m_{fa}, \alpha_f, \alpha_c, \delta]^T$$

为描述问题方便可将上述优化问题归结为以下非线性约束寻优问题

$$s.t. \begin{cases} \min f(\mathbf{u}) \\ g_i(\mathbf{u}) \geq 0 \quad i \in I\{1, 2, \dots, m\}, \\ h_j(\mathbf{u}) = 0 \quad j \in E\{1, 2, \dots, l\}, \\ a \leq \mathbf{u} \leq b \end{cases} \quad (2)$$

式中 $g_i(\mathbf{u})$, $h_j(\mathbf{u})$ 和 $f(\mathbf{u})$ 均是定义于 R^n 上的实值连续函数。有限集合 E 和 I 分别表示等式约束和不等式约束的指标集合。问题(2)是包括6个寻优变量、16个不等式约束和1个等式约束的非线性优化问题。本文采用序列线性规划法来求解这一问题。

3 序列线性规划法

序列线性规划法利用推进系统矩阵模型寻优,前文所述的简化航空推进系统模型,包括线性的状态变量模型和非线性计算模块。无论是推力 F_n , 耗油率 sc 等优化目标还是喘振裕度 sm_f , sm_c 等约束条件都是在非线性计算模块计算得到的,因此其本质上仍为非线性规划问题,按前文方法得到的推进系统矩阵能够直接用于线性规划计算,美国的PSC控制采用线性规划方法进行寻优计算,但将适用于线性系统的线性规划应用于非线性系统会降低寻优精度。本文利用序列线性规划法来进行寻优计算,序列线性规划法来求解非线性规划问题是最早由Griffith与Stewart于1961年提出的,其基本思想是将非线性优化问题转化为多个线性优化问题,利用一系列线性规划来求

解非线性规划问题。

对于式 (2) 所述的非线性优化问题。假定各 g_i 连续可微, 将它们在当前迭代点 $\mathbf{u}^k$ 附近按 Taylor 定理展开到一阶项为止, 即对于 $\mathbf{u} = \mathbf{u}^k + \mathbf{d}$, 近似地取

$$g_i(\mathbf{u}) \approx g_i(\mathbf{u}^k) + \nabla g_i(\mathbf{u}^k) \mathbf{d} \quad (3)$$

由此可将问题 (2) 转化为线性寻优问题

$$\begin{aligned} & \min \nabla f(\mathbf{u}^k) \mathbf{d} \\ \text{s.t. } & \begin{cases} \nabla g_i(\mathbf{u}^k) \mathbf{d} \geq -g_i(\mathbf{u}^k), i \in I \{1, 2, \dots, m\}, \\ \nabla h_j(\mathbf{u}^k) \mathbf{d} = -h_j(\mathbf{u}^k), j \in E \{1, 2, \dots, l\}, \\ \mathbf{a} \leq \mathbf{u}^k \leq \mathbf{b} \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

然后利用线性规划得到问题 (4) 的解 $\mathbf{d}^k$, 令

$$\mathbf{u}^{k+1} = \mathbf{u}^k + \mathbf{d}^k \quad (5)$$

以 $\mathbf{u}^{k+1}$ 为新的迭代点重新求取线性模型, 并进行线性规划, 反复迭代直到 $\mathbf{u}^k$ 与 $\mathbf{u}^{k+1}$ 非常接近时中止, 则 $\mathbf{u}^{k+1}$ 可被看作非线性寻优问题的最优解。

由于式 (3) 中的一阶近似只有在增量 $\mathbf{d}$ 很小时才是精确的, 因此需要给公式 (4) 再增加一组约束条件

$$-\delta_j \leq d_j \leq \delta_j \quad (6)$$

式中的 δ_j 为变量 u_j 增量的上界。

序列线形规划方法利用一系列的线形规划方法求解非线性寻优问题。在 PV2 8G 计算机进行仿真, 对于公式 (4) 优化变量发动机性能寻优问题用时 0.3 ms, 对于公式 (6) 优化变量推进系统性能寻优问题用时约 1 ms, 具备非常好的实时性, 能够在现有机载计算机上完成实时运算。

4 硬件在回路仿真

本文设计的性能寻优控制器在某研究所的硬件在回路仿真实验台上进行了实时仿真, 仿真系统结构如图 1 所示, 其中数字控制器为真实的机载计算机, 其内部运行性能寻优控制软件, 执行软件所包含的控制功能并完成相应的输入输出。本文所用的机载计算机 CPU 为 386EX, 主频 33MHz, 模型机为高配置的工业控制计算机, 其内部运行推进系统部件级非线性实时数学模型。两者以串口线相联, 完成信号交换。由于模型计算机和机载计算机的串口结构不同, 还需利用转换器进行转换。

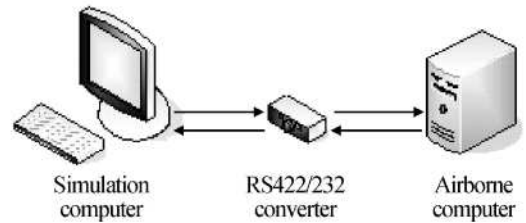


Fig 1 Hardware in the loop simulation schematic diagram

本文对所研究的推进系统性能寻优控制在某研究所提供的硬件在回路仿真实验台上对所研究的控制器进行了仿真验证, 由于飞行马赫数较低时, 进气道的工作对推进系统性能整体影响不大, 因此只研究了 $Ma \geq 1.4$ 时, 推进系统的整体优化情况。由于在 $Ma \geq 1.4$ 时, 发动机通常工作在加力状态, 因此需要研究推进加力过程的寻优算法。图 2、图 3 为飞行高

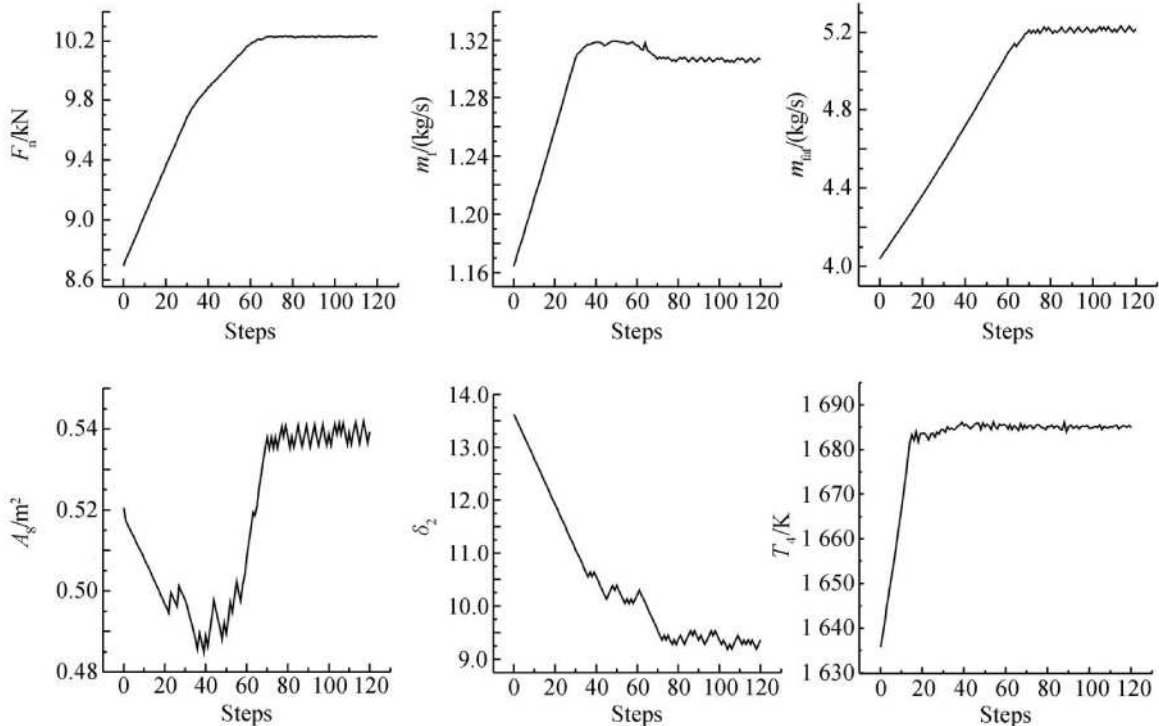


Fig 2 $H = 11 \text{ Km}, Ma = 1.7$ Maximum thrust mode

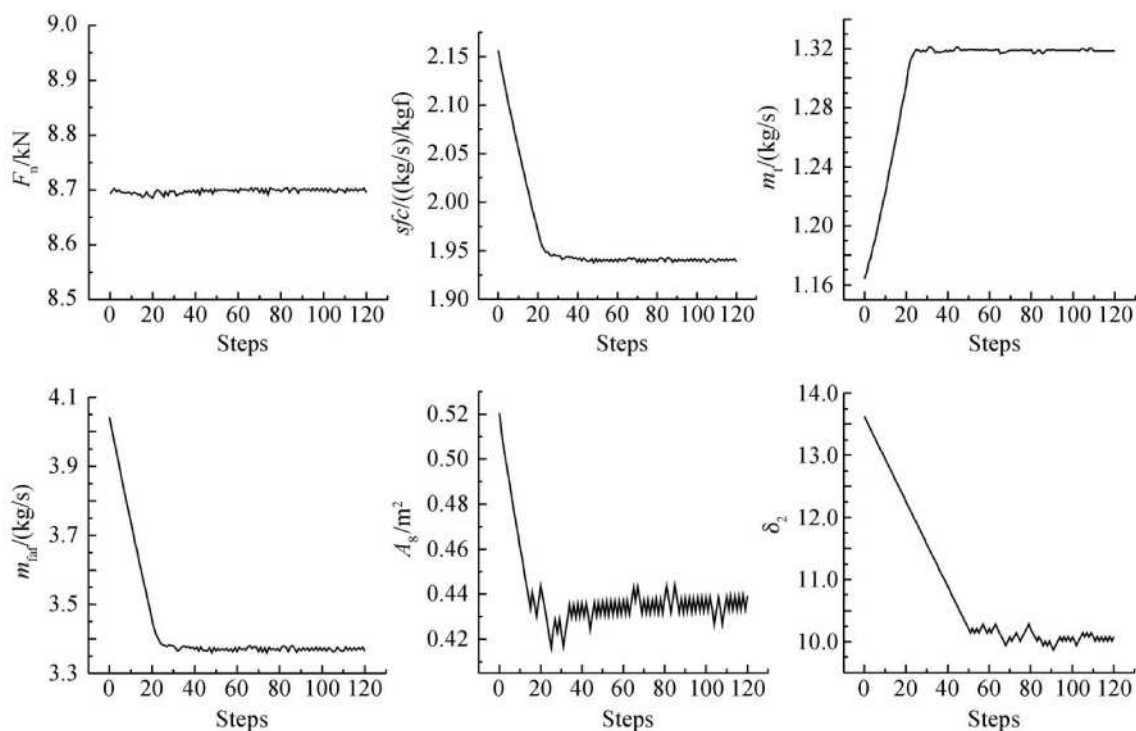


Fig 3 $H = 11 \text{ km}, Ma = 1.7$ Minimum fuel flow mode

度 11 km , $Ma = 1.7$ 时的性能寻优控制结果。从仿真结果可以看出最大推力模式推力增长 15% , 最低油耗模式, 在保证推力基本不变的前提下, 耗油率下降约 10% 。由于为了满足实时计算的需要, 序列线性规划法中线性规划的次数较少, 因此, 再接近最优值时, 控制量寻优结果有所波动。

对全包线内选取多个飞行条件对各个控制模式进行了仿真, 图 4 为全包线寻优结果。从仿真结果加力最大推力模式推力增加 $10\% \sim 15\%$, 加力最低油

耗模式耗油率降低 $8\% \sim 12\%$ 。性能寻优控制所能提供的性能改进主要取决于原有的推进系统控制规律和控制系统的约束情况。因此其主要由发动机进口总温 T_2 决定。对于推进系统综合优化, 由于在 $H > 11 \text{ km}$ 时 T_2 由飞行马赫数 Ma 决定, 而且 Ma 越大, 对进气道的优化效果越明显, 因此推进系统综合优化结果, 特别是 $H > 11 \text{ km}$ 部分, 大体上是随 Ma 的增加而加大的。

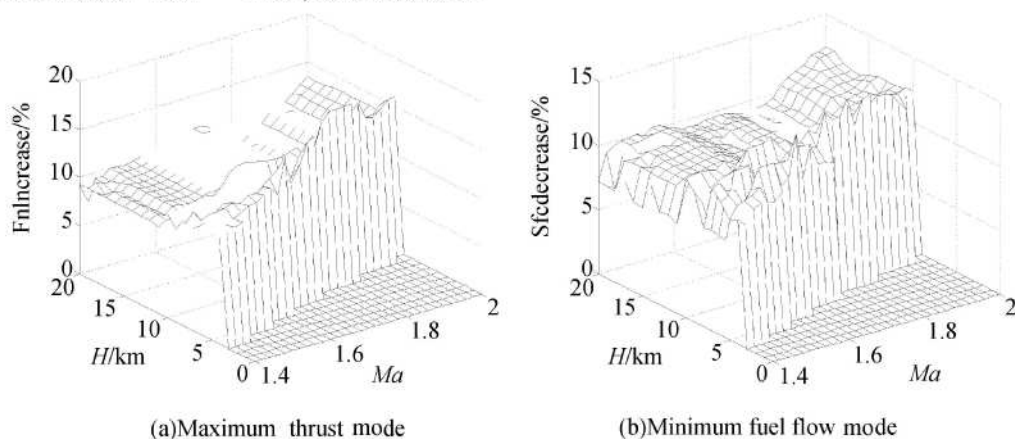


Fig 4 Performance benefits of propulsion system optimization in flight envelope

5 结论

本文研究了包括超声速进气道、航空发动机在内的推进系统综合性能寻优控制, 利用机载自适应模型

同时对进气道斜板角度 δ_2 , 主燃烧室燃油流量 m_b , 加力燃烧室燃油流量 m_{ab} , 尾喷管面积 A_8 , 风扇导流叶片角度 α_f 及压气机导流叶片角度 α_c 等 6 个控制量

(下转第 81 页)

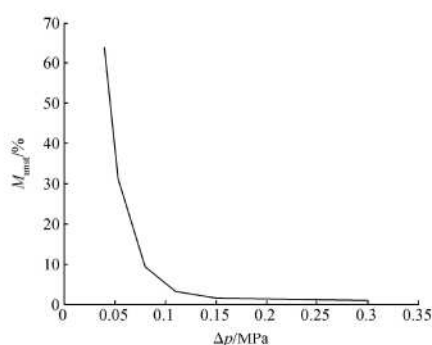


Fig. 6 Unstable degree vs injector pressure loss

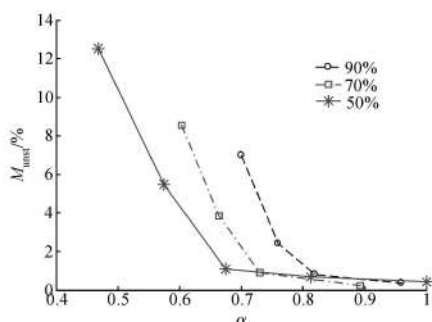


Fig. 7 Unstable degree vs concentration of hydrogen peroxide and excess oxygen coefficient α

6 结 论

本文针对某氧化氢/酒精燃气发生器中出现的低

频不稳定现象,建立了二维燃烧室模型,并将该模型与一维供应系统模型耦合起来进行仿真,结果表明:

(1)混合维仿真方法可行,所得振荡频率与试验频率较一致;

(2)低频振荡主要是由于燃烧室与供应系统耦合引起的,单纯的燃烧室仿真没有振荡;

(3)为避免出现振荡,过氧化氢的喷注压降应高于 0.12~0.15 MPa,过氧化氢浓度和余氧系数应适当组合,以保证较高的燃烧温度。

参考文献:

- [1] Johnson C, Anderson W, Ross R. Catalyst bed instability within the USFE H_2O_2 /JP-8 rocket engine[R]. AIAA 2000-3301.
- [2] 杜新,汪亮. H_2O_2 -PE 固液火箭发动机低频不稳定燃烧研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1).
- [3] Karim iH, Nassirharand A. Dynamic and nonlinear simulation of liquid propellant engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*. 2003, 19(5): 938~944.
- [4] 张育林. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [5] 刘景华. 过氧化氢发动机动态特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2008.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 64 页)

进行优化。按照需求不同,分别研究了最大推力模式、最低油耗模式等寻优模式。并在真实的机载计算机上实时完成了推进系统性能寻优控制器的硬件在回路仿真。仿真结果表明,性能寻优控制能够在确保发动机安全工作的前提下显著提高发动机的性能,且能够在当前的实际机载计算机上投入使用。该方法具备一定的工程实用价值。

参考文献:

- [1] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
- [2] Tagashira T, Sugiyama N. A performance optimization control of variable cycle engines[R]. AIAA 2003-4984.

- [3] Klobe M, Riegler C, Salchow K. Real time capability for a full thermodynamic engine performance computer program[C]. *Proceedings of the 9th CEAS European Propulsion Forum*, 2003.
- [4] 吴丹. 航空推进系统非线性性能寻优控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [5] Gilyard Glenn B, Ome John S. Performance seeking control program overview and future directions[R]. *NASA Technical Memorandum* 4531, 1993.
- [6] Ome John S, Connors Timothy R. Supersonic flight test results of a performance seeking control algorithm on a NASA F-15 aircraft[R]. AIAA 94-3210.

(编辑: 张荣莉)