

空空导弹高抛弹道复合制导律研究

杨雪榕¹, 李晓冬², 梁加红¹

(1. 国防科学技术大学机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073;

2. 上海机电工程研究所, 上海 200233)

摘要: 为了提高中近程空空导弹的有效射程, 针对导弹特点, 提出高抛弹道复合制导律。该制导律在初制导中加入纵向预置抛射角以提高导弹弹道, 中制导以修正最优比例导引对弹道倾角进行修正, 使得导弹各项指标满足末制导比例导引的交班需求。经多种典型弹道仿真研究, 该制导律能够有效增加导弹射程并完成多种机动目标的攻击。该制导律算法简单可行, 可用于中近程空空导弹技术升级。

关键词: 制导控制; 高抛弹道; 复合制导律; 空空导弹; 比例导引

中图分类号: TJ 765.1

文献标志码: A

Study of a parabola-trajectory compound guidance law for air-to-air missile

YANG Xue-rong¹, LI Xiao-dong², LIANG Jia-hong¹

(1. Coll. of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Inst., Shanghai 200233, China)

Abstract: To increase the effective attack range of the short/medium range air-to-air missile, a parabola-trajectory compound guidance law is studied. The guidance law uses the beforehand adding angle in the initial stage to increase the height of the trajectory. In the midcourse guidance, the optimal modified proportional navigation (PN) is taken for the correction of the velocity heading angle to satisfy the handover requirements between midcourse and terminal PN guidance. By the simulation of several representative trajectories, the guidance law is validated. It increases the missile's attack range effectively and suits for the attack of maneuver targets. The guidance's algorithm is simple and feasible, which can be used in the missile's technical upgrade.

Keywords: guidance and control; parabola-trajectory; compound guidance law; air-to-air missile; proportional navigation

0 引言

随着机载电子设备能力的提升, 空战的战术和模式都发生了巨大的变化, 超视距作战将成为未来空战的主要形式和发展趋势。美国空军 2005 财年提出的 JDRADM (联合双任务空中优势导弹) 项目, 拟在开发一种能够在 2020 年左右服役的双射程/双任务空空导弹, 其中双射程指近距和超视距, 双任务指空空兼有有限的空地能力^[1]。可见, 发展多射程多任务新型空空导弹已经成为未来研究的趋势。新型号导弹的研制周期长、投入大, 利用现有中近程导弹型号, 对其进行必要的改进, 使其满足双射程任务要求, 具有巨大的现实意义。中远程导弹, 如俄罗斯的 R-77、欧洲的“流星”, 大多采用冲压发动机提供长时间飞行的续航能力^[2]。但是, 对于没有长时间续航能力的中近程导弹, 如何

利用导弹现有推进能力, 改进制导算法从而有效地增加导弹射程, 将是一个非常值得探讨和研究的问题。

弹上导引头的尺寸受到严格限制, 其作用距离有限, 所以中远程导弹通常采用中段惯性制导和末段主动制导相结合的复合制导体制, 来满足超视距攻击的要求^[3-4]。中段惯性对目标机动的适应能力较差, 如美国的 AIM-9X、AIM-120 导弹的改进型就通过增加数据链来获取目标信息, 以修正中段弹道, 提高导弹作战效能^[5]。中制导规律的设计通常选择最大末速度作为中制导的最优指标, 以便在末制导时有足够的能量^[6-7]。导弹制导的适应性和鲁棒性将大大影响导弹攻击效能。Rabbath 针对机动目标给出了非线性导弹制导律^[8]; 文献[9]研究了空空导弹攻击机动目标的三维最优制导律; 文献[10]研究了空空导弹三维自适应模糊滑模制导律; 文献[11]给出的鲁棒制导律, 以上这些

收稿日期: 2008-09-18; 修回日期: 2009-05-31。

基金项目: 航天支撑技术基金项目(2007-HT-GFKD)资助课题

作者简介: 杨雪榕(1981-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为武器系统控制、建模与仿真。E-mail: yangxuerong@126.com

制导算法针对不同的问题都给出了较好的解决方案,但其制导算法略显复杂,向工程化转化的难度较大。而且最优制导方法大多依赖较为准确的预测命中时间^[12],否则其性能将会有明显降低^[13]。纯比例导引^[14-15] (pure proportional navigation, PPN) 和真比例导引^[16-17] (true proportional navigation, TPN), 以及比例导引的各种形式^[18], 依然是现阶段工程应用的主要制导方式。

本文将针对中近程空空导弹的特点, 提出高抛弹道复合制导律: 初制导形成一个初始抛射角, 将导弹射入较高的空域; 中制导采用最优比例导引律, 根据目标信息修正弹道倾角, 完成抛射弹道, 并使导弹在中末制导交班时满足交班要求; 末制导采用综合考虑目标视线角、视线角速度和相对距离变化的比例导引律, 完成导弹末端攻击任务。本文对高抛弹道制导律进行了仿真研究, 结果验证了本制导律的有效性。本文给出的制导律能够提高导弹有效射程, 为中近程导弹的型号升级提供技术支持, 为空空导弹作战方式提供了新思路(注: 本文所使用的角度单位为弧度, 其余均采用国际标准单位)。

1 问题提出

中近程空空导弹一般使用双推力火箭发动机, 其推力理想曲线如图 1(a), 导弹加速完成后, 后期依靠惯性继续飞行。在攻击远程目标时, 由于导弹飞行时间较长, 速度损失过大, 必然会丧失攻击能力。

与中远程空空导弹不同, 中近程导弹不具有长时间工作的冲压发动机提供导弹的续航能力, 为此必须在弹道上进行优化, 使得导弹能够攻击远程目标。研究表明, 提高导弹的飞行高度能够有效地增加射程^[19-21]。图 1(b) 是 1976 年美国标准大气模型计算的大气密度与高度之间的变化关系。由图可以看出 25 km 高度下, 大气密度变化剧烈。导弹飞行空域越高, 大气密度越低, 进而导弹飞行的气动阻力越小。中近程导弹的加速过程较短, 可在初制导阶段将导弹射入较高的空域, 导弹获取势能的同时, 能够在高空低气动阻力的情况下, 飞行更长的距离, 攻击更远的目标。

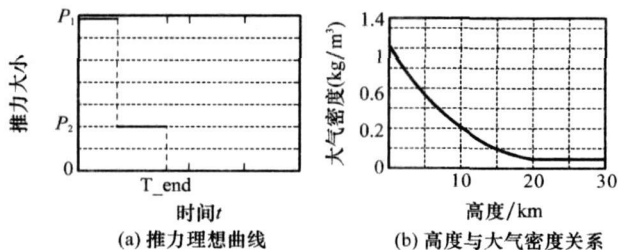


图 1 导弹推力示意图和高度与大气密度的关系图

图 2 为比例导引和高抛制导律导弹纵平面弹道与速度曲线, 导弹攻击 50 km 处目标, 目标面向导弹在 5 km 高空匀速直线飞行, 速度 300 m/s。可以由仿真结果看出, 导弹在击中目标时, 比例导引攻击的末速度明显小于采用高抛

弹道导弹末速度。高抛弹道并不因为曲线飞行攻击而增加了攻击时间, 反而是由于导弹处于高空时拥有较大的飞行速度, 使得攻击时间相对减少了。

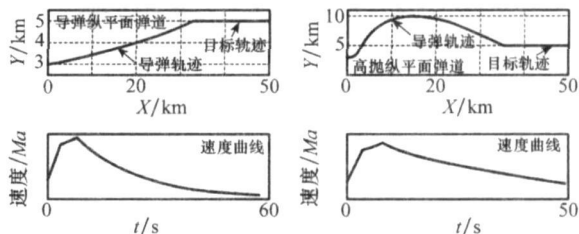


图 2 比例导引和高抛制导律导弹纵平面弹道与速度曲线

2 导弹高抛弹道制导律推导

如图 3 所示远程空空导弹进行高抛弹道飞行可以形成以下 3 种弹道。

- (1) 导弹发射后急速爬升, 进入高空后利用制导律调整弹道倾角, 并缓慢下滑飞行, 最后命中目标;
- (2) 弹道最高点在弹道中点附近, 爬升飞行距离与下降飞行距离相近;
- (3) 导弹发射后缓慢爬升, 弹道最高点离目标较近, 最终以俯冲的方式攻击目标。

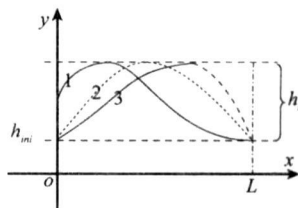


图 3 导弹高抛弹道示意图

综合分析以上 3 种类型的弹道, 选择类型 1 具有较好的性能。

- (1) 导弹飞行初期具有较大的速度, 短时间内提高弹道高度能够减小导弹低空滞留时间, 减少速度损失;
- (2) 发射过程中急速爬升, 减小加速过程的低空飞行时间, 能够获得更大的关机末速度;
- (3) 导弹中制导阶段长时间处于高空域飞行, 减少了速度损失;
- (4) 进入末制导时, 弹道指向目标点, 有利于捕获目标。

由于导弹长时间飞行, 需采用初制导 + 中制导 + 末制导三阶段制导的复合导引体制。不同飞行阶段导引信息获取方式也不同: 初制导主要依靠载机对目标探测获得预测命中信息, 对导弹进行控制参数装订; 中制导依赖导弹自身的惯性器件 + 载机(地面雷达)的指令修正完成飞行; 末制导依靠导弹导引头捕获目标而进行自导引飞行。下面就按照此复合导引方式推导高抛弹道导引律。

2.1 初制导导引律

初制导采用程序指令控制, 到 t_0 (可以接受载机修正指

于是,导弹在纵向平面内的制导规律为

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_{d1} + \dot{\theta}_{d2} = K_{\xi} \dot{\epsilon}_m + K \frac{\theta_f - \theta_m}{t_D}$$

侧向也采用比例导引,则由最优控制理论得到的最优比例导引规律为^[25]

$$\dot{\theta} = 4\dot{\epsilon}_m + 2 \frac{\theta_f - \theta_m}{t_D}, \dot{\psi}_c = 3\dot{\beta}_m$$

中制导弹道系需用过载为

$$n_{pz} = \frac{V_m}{g} \cdot \dot{\theta} + \cos \theta_m, n_{yz} = -\frac{V_m}{g} \cdot \cos \theta_m \cdot \dot{\psi}_c$$

t_D 的估算为

$$t_D = \frac{D}{\dot{D}} = \frac{R_{tm} \cos \epsilon_m - L_d \cos \theta_f}{V_m \cos \theta_m - V_t \cos \theta_t}$$

式中, L_d 为导弹进入末制导导引头捕获时,与目标的距离,根据导弹末制导导引头的能力, L_d 为已知常量。

2.3 末制导导引律

末制导由导弹导引头提供导引信息,现阶段一般采用比例导引,综合考虑目标视线角、视线角速度和相对距离变化,末制导导引律为

$$n_{pM} = 57.3 \times (A \cdot |\dot{\Delta R}| \dot{\epsilon}_m + B \cdot n_{x1} \dot{\epsilon}_m)$$

$$n_{yM} = 57.3 \times (A \cdot |\dot{\Delta R}| \dot{\beta}_m + B \cdot n_{x1} \dot{\beta}_m)$$

式中, n_{pM} 、 n_{yM} 为末制导弹道系需用过载; n_{x1} 为弹体系轴向过载; $\dot{\Delta R}$ 为导弹和目标相对距离变化率; A 、 B 为比例导引系数。

2.4 中末制导交班导引律

考虑到中末制导交班,在中末制导律中加入系数 K_p ,综合中末制导律

$$n_p = K_p \times n_{pz} + (1 - K_p) \times n_{pM}$$

$$n_y = K_p \times n_{yz} + (1 - K_p) \times n_{yM}$$

由于导弹与目标相距 L_d 时进入末制导导引阶段,所以,令导弹与进入末制导导引点 L 处开始制导交班,具体算法如下

$$K_p = \begin{cases} 1, & R_{tm} > L_d, R_{tm} - L_d > L \\ \frac{R_{tm} - L_d}{10\,000}, & R_{tm} > L_d, R_{tm} - L_d \leq L \\ 0, & R_{tm} \leq L_d \end{cases}$$

3 仿真分析

本文采用 Matlab 6.5 构建了仿真系统,仿真算法采用六自由度导弹运动方程和瞬时平衡假设,运动方程、坐标系和变量定义参见文献[26]。为了验证制导律的性能和正确性,本文针对三种典型弹道进行了仿真计算,仿真结果如下。

(1) 载机发射导弹高度 8 km,载机速度 500 m/s;目标初始高度 10 km,位于 150 km 处,面对导弹匀速飞行,速度 300 m/s。

仿真结果如图 5、图 6 所示;脱靶量 0.429 6 m;命中速

度约为 2 Ma;最大飞行高度 24 654.79 m;命中时弹道倾角 -20.025° ,偏角 0° ;导弹飞行时间 129.37 s。

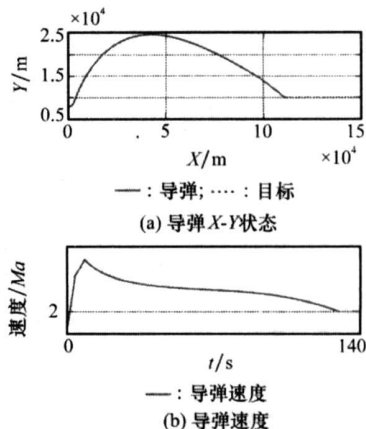


图 5 目标水平匀速飞行攻击弹道与速度图

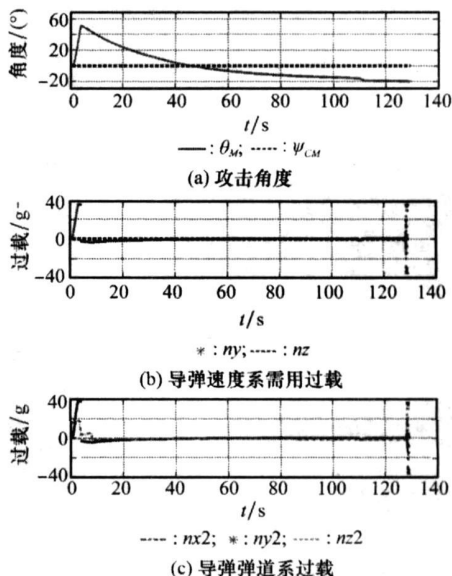


图 6 目标水平匀速飞行攻击角度与过载关系图

(2) 载机发射导弹高度 10 km,载机速度 500 m/s;目标初始高度 5 km,位于 100 km 处,沿 Z 轴负向逃逸等过载爬升飞行,爬升加速度 0.5 m/s^2 ,目标速度 300 m/s。

仿真结果如图 7 和图 8 所示;脱靶量 0.158 8 m;命中速度约为 1.5 Ma;最大飞行高度 20 288.87 m;命中时弹道倾角 3.876° ,偏角 53.194° ;导弹飞行时间 135.845 s。

(3) 载机发射导弹高度 10 km,载机速度 500 m/s;目标初始高度 10 km,位于 100 km 处,目标机动水平面等过载等速转弯(目标偏航角增大)飞机水平转弯飞行加速度 81 m/s^2 ,速度 300 m/s。

仿真结果如图 9 和图 10 所示;脱靶量 0.239 1 m;命中速度接近 2 Ma;最大飞行高度 20 549.33 m;命中时弹道倾角 -8.405° ,偏角 -35.789° ;导弹飞行时间 116.95 s。

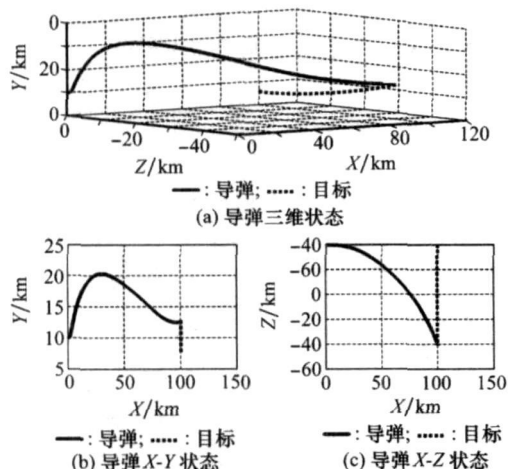


图 7 目标等过载爬升攻击弹道图

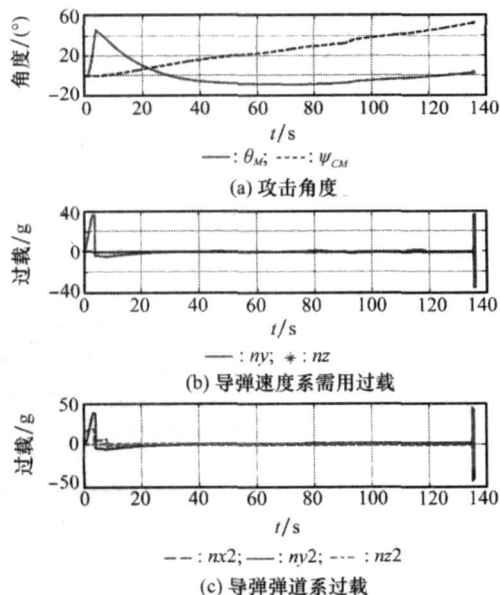


图 8 目标等过载爬升飞行攻击角度与过载关系图

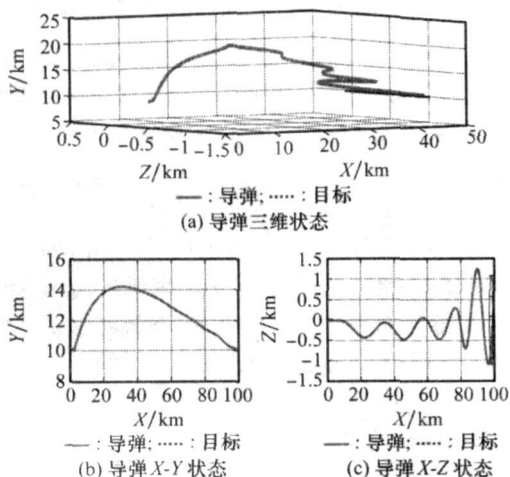


图 9 目标等过载转弯攻击弹道图

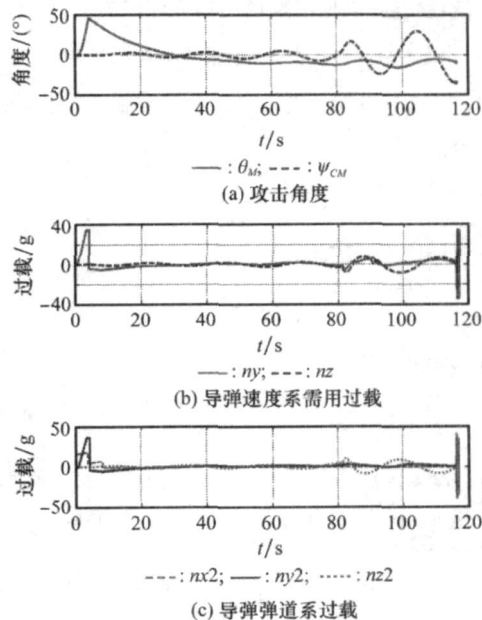


图 10 目标等过载转弯攻击角度与过载关系图

4 结 论

从仿真结果看, 本文得出的制导律能够完成目标机动情况下的目标攻击任务, 而且具有以下特点:

(1) 高抛弹道不仅实现了远距离目标攻击, 而且能够使得导弹远距离攻击时间较短, 攻击末速度较大, 有较好的攻击效果;

(2) 导弹飞行过程中, 初制导由于需要达到预置抛射角, 产生了较大的过载。中末制导阶段飞行过程中, 导弹过载均不大于 $10g$, 而且变化平稳, 满足了导弹对过载的要求;

(3) 在攻击水平机动目标, 导弹命中时具有负的弹道倾角, 表明导弹攻击为天顶攻击, 有利于增加导引头的目标捕获;

(4) 完成了远距离目标的攻击, 攻击点剩余速度较大, 能够对目标进行有效的打击;

(5) 制导律算法简单, 有利于工程实现。

高抛弹道复合制导律能够增加中近程空空导弹的射程, 有效的提高导弹攻击效率, 制导律与导弹现有制导系统相适应, 能够完成导弹的升级改造任务。由于导弹飞行时间增长, 研究目标机动预测与多测量手段(惯导装置+GPS+机载测量遥控指令)的信息融合与制导体制, 成为高抛弹道复合制导律能否实际应用于导弹型号的关键。本文研究的制导律为空空导弹更新升级提供了新的思路。

参考文献:

- [1] 王新林, 任森. AAAM(先进空空导弹)发展史[J]. 航空兵器, 2008(1): 53.
- [2] 万里, 李志刚. 空空空导弹[J]. 国防技术基础, 2003(3): 38-41.

- [3] 刘代军, 董秉印. 中远程复合制导空空导弹末制导方式综述[J]. 航空兵器, 2000(1): 34-36.
- [4] 韩应都. 超视距空空导弹数据链系统的故障模式分析[J]. 航空兵器, 2006(2): 27-29.
- [5] 王丽霞. 美国空空导弹研制新动向[J]. 飞航导弹, 2008(5): 2-4.
- [6] Kuroda T, Imado R. A mid-course guidance law for maneuverable thrust vector control missiles [C] // AIAA-97-3688, 1997.
- [7] Dinesh V M, David G H. Midcourse guidance for a short range attack missile using error compensation[C] // AIAA-95-3279-C, 1995.
- [8] Rabbath N L C, Tsourdos A, White B A, et al. Synthesis of Lyapunov-Based nonlinear missile guidance for a class of maneuvering targets[C] // 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Atlantis, Paradise Island, Bahamas, 2004: 2149-2154.
- [9] 徐鸣, 吴庆宪, 姜长生. 空空导弹攻击机动目标的三维最优制导律[J]. 航空兵器, 2005(6): 7-12.
- [10] 郑守军, 姜长生. 空空导弹三维自适应模糊滑模制导律设计[J]. 电光与控制, 2008, 15(1): 12-16.
- [11] Zhang H, Zhang G. Robust guidance design based on guaranteed cost control[C] // Proc. of the IEEE International Conference on Automation and Logistics, 2007: 2456-2461.
- [12] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990, 157: 1-441.
- [13] Nesline F W, Zarchan P. A new look at classical versus modern homing guidance[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1981, 4(1): 78-85.
- [14] Siouris G M. Missile guidance and control systems[M]. Springer-Verlag, New York, 2004: 194-225.
- [15] Guelman M. A qualitative study of proportional navigation[J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1971, 7(4): 637-643.
- [16] Murtaugh S A, Criel H E. Fundamentals of proportional navigation[J]. IEEE Spectrum, 1966, 3: 75-85.
- [17] Guelman M. The closed-form solution of true proportional navigation[J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1976, 12(4): 472-482.
- [18] Becker K. Closed-form solution of pure proportional navigation[J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(3): 526-533.
- [19] 段朝阳, 姜殿民. 远距空空导弹最优中制导律研究[J]. 战术导弹控制技术, 2005(3): 45-47.
- [20] 鞠传文, 杨秀珍. 空空导弹攻击超视距空中目标仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(9): 2048-2051.
- [21] Williams D E, Friedland B. Target maneuver detection and estimation[C] // Proc. of the 27th Conference on Decision and Control Austin, 1988: 851-855.
- [22] Oshman Y. An information fusion approach to missile guidance[C] // International Conference on Control, Automation and Systems, 2007.
- [23] Hexner G, Weiss H. A stochastic approach to optimal guidance with uncertain time-to-go[C] // Proc. of the 45th IEEE Conference on Decision & Control Manchester Grand Hyatt Hotel San Diego, CA, USA, 2006: 1972-1977.
- [24] Tahk M J, Ryoo C K, Cho C. Recursive time-to-go estimation for homing guidance missiles[J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(1): 13-24.
- [25] 程国采. 战术导弹导引方法[M]. 国防工业出版社, 1996: 251-259.
- [26] 张有济. 战术导弹飞行力学设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1998: 72-116.