

文章编号: 1000-8055(2007)05-0823-06

超燃冲压发动机二维热环境 数值模拟

郑力铭, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 对超燃冲压发动机热环境进行了研究和计算. 以二维 N-S 方程和一维瑞利加热规律为基础, 建立了超燃冲压发动机内流场的热环境计算模型; 用 MacCormark 预测-校正格式编写了数值计算程序; 对飞行马赫数 $Ma=6$ 和 $Ma=8$ 两种工况的超燃冲压发动机内部热环境进行了数值模拟, 得到了发动机内部流场的温度分布和壁面热流分布; 对计算结果进行了分析. 结果表明, 采用二维无反应流体计算和一维加热规律相结合的方法, 在超燃冲压发动机热环境研究中是可行且有效的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; 热环境; 热防护

中图分类号: V235. 21

文献标识码: A

2D thermal environment numerical simulation of scramjets

ZHENG Li-ming, SUN Bing

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The scramjet thermal environment was studied in this paper. The computational model for the scramjet thermal environment was established based on the two-dimensional N-S equation and one-dimensional Raleigh heating law. The simulation program was developed using MacCormark forecast-calibration scheme. Thermal environment of the scramjet with Mach 6 and Mach 8 was computed, the scramjet internal flow field temperature and wall heat flux distribution were gained. The analysis of the results shows that the combination of 2D no reaction flow field calculation and 1D heating law of the thermal environment research of scramjets are feasible and effective.

Key words: aerospace propulsion system; scramjet; thermal environment; thermal protection

超燃冲压发动机热环境的研究是超燃冲压发动机热防护技术研究的基础. 国外已有人对这部分内容进行了试验研究并得出一些相关数据. K. Kosaka 等人研究了飞行器以 4 到 12 个马赫数飞行时超燃冲压发动机燃烧室的压力和温度的大致情况^[1]. NASA 兰利研究中心进行的实验中, 则对燃烧室内和前缘的峰值热流进行了估测, 给出

了超燃冲压发动机典型的热流分布^[2]. 法国和俄罗斯进行的研究中也对发动机的热流分布进行了计算, 得到了发动机热流分布的结果^[3,4]. 国内也有单位进行热环境的试验研究, 并得到了相关的试验数据, 但尚未见到研究成果的公开报道.

采用计算流体力学的方法进行超燃冲压发动机热环境的研究是超燃冲压发动机热防护研究的

收稿日期: 2006-04-19; 修订日期: 2006-07-21

作者简介: 郑力铭(1978-), 男, 内蒙古赤峰人, 博士生, 主要从事冲压和火箭发动机热防护方面的研究.

一个重要内容,而目前超燃冲压发动机热环境数值模拟方面的研究尚未见到公开发表的文章.本文对超燃冲压发动机内流场数值模拟的方法进行了研究,并对发动机的热环境进行了计算.

1 计算模型

数值模拟采用二维无反应纯气体流场计算模型,在源项中加入一维加热规律,用这种方法来模拟发动机燃烧过程的放热.这样可以在一定程度上减小化学反应模型对热环境结果的影响,而把研究的重点集中在发动机壁面的换热上,并可以根据不同的工作情况方便地调整加热规律.

1.1 控制方程

二维纯气相 N-S 方程,其在物理域坐标系下的表达式为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) + S$$

其中:

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e + p)v \end{bmatrix}$$

$$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \dot{q}_x \end{bmatrix}$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{yr} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \dot{q}_y \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ q \end{bmatrix}$$

e 为单位容积的气体总能量

$$e = \frac{p}{(\gamma - 1)} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2)$$

粘性项:

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu\frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{rr} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu\frac{\partial v}{\partial y}$$

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3}\mu(\nabla \cdot \mathbf{V}) + 2\mu\frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{xr} = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}$$

传热项:

$$\dot{q}_x = k\frac{\partial T}{\partial x} \quad \dot{q}_y = k\frac{\partial T}{\partial y}$$

其中 k 为气体的导热系数

源项: $q = q(x)$

q 指沿发动机流向的加热规律,由后面的加热规律模型给出.

1.2 B-L 湍流模型

由于超燃冲压发动机的内部是一个超声速的流动过程,湍流度非常高,在传热过程中湍流的影响占了主要作用,所以在计算中必须考虑湍流的影响,加入湍流模型.

湍流模型有很多种,其中 B-L 湍流模型是一种被广泛使用的模型.在没有横向分离涡存在的流场, B-L 湍流模型可以取得与试验结果非常一致的计算结果.超燃冲压发动机内部流场是一个横向流动很小的流动过程,横向涡很少出现,符合 B-L 湍流模型的应用条件.

1.3 加热规律模型

不同的燃料、不同的工况和不同的发动机形状以及不同的余氧系数等都会影响到加热规律.通常可以通过一维反应流计算得到,也可以通过实验测量等方式总结得到.目前,关于超燃冲压发动机的一维加热规律主要是采用假设模型,再通过试验数据加以修正.

瑞利分布加热模型是基于概率密度的瑞利分布规律,它的图线与实际的超燃冲压发动机加热规律形状很相似,所以在超燃冲压发动机的计算中得到了一定程度的应用.加热规律公式如下所示^[5].

$$q(x) = -\frac{x - x_0}{\mu^2} e^{-\frac{(x - x_0)^2}{2\mu^2}} Q \quad x_0 < x < x_t$$

其中, Q 是燃料在超燃冲压发动机内燃烧总的放热量. μ 是瑞利分布的一个特征参量,在瑞利分布加热模型里,它是表征超燃冲压发动机燃油放热速率的参数.通过调整 μ 值的大小,可以调整加热区放热效率和流场的分布情况. x_0 是加热区起始位置, x_t 是加热区结束位置.在这里使用时,加热区长度 $x_t - x_0$ 一般可取为 μ 值的 4 倍,此时加热区的总放热效率可以超过 98 % 以上.

2 数值计算

根据上述控制方程和模型,利用 Mac-Cormack 预测-校正格式编写了计算程序,并进行了数值计算.

2.1 计算工况及边界条件

以往的研究表明,超燃冲压发动机进气道部分的热环境相对发动机其他部位并不恶劣,热防护相对容易,并且进气道部分的型面设计对发动机性能影响很大,而确定一个合理的发动机进气道型面也不是热环境计算的重点,所以计算中略去了进气道部分,只计算了隔离段以后的包括燃烧室和尾喷管部分的流场和壁面热环境。

算例以某模型发动机为例进行了计算,发动机除去进气道部分长度为 3m,发动机内型面见图 1 中所示。计算选择了 $Ma=6$ 和 $Ma=8$ 两种飞行工况,飞行高度分别为 24.5 km 和 30 km。两个飞行工况的燃油当量比都选为 0.6,模型发动机总长为 3 m,喷油点位置在 $x=0.8$ m 处,瑞利分布加热模型选取 $\mu=0.2$ 。

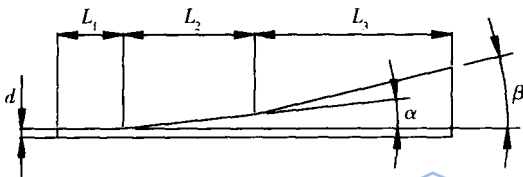


图 1 发动机内型面
Fig.1 Scramjet inner profile

2.2 边界条件:

入口:计算的入口是进气道和隔离段的结合处,来流经过进气道的压缩,气流参数如表 1 中所示。入口是超声速条件,由于来流马赫数很高,气流和发动机壁面间的相对速度很大,如果采用均一速度赋值,必然会造成流场入口处误差太大,并且对计算收敛很不利,所以在入口条件的赋给时,采用如下速度分布规律

$$\frac{V}{V_{\max}} = \left(\frac{y}{l_c} \right)^n$$

其中 l_c 是入口特征尺寸, n 是与雷诺数有关的值,此处 n 取值为 0.1。

壁面:采用无滑移条件,即 $u=0, v=0$ 。传热方面采用了绝热条件和定温条件两种情况。定温条件则选取了 $T_w=900$ K, $T_w=1\,200$ K, $T_w=1\,800$ K, $T_w=2\,200$ K 4 个壁面温度。其中 $T_w=900$ K 和 $T_w=1\,200$ K 是针对金属壁面结构的耐热情况, $T_w=1\,800$ K 和 $T_w=2\,200$ K 则是针对复合材料的耐热情况。

出口:超声速流场出口边界条件采用外推。

表 1 中, H 为飞行高度, p_2 为隔离段入口压力, T_2 为隔离段入口温度, Ma_2 为隔离段入口马

赫数。

表 1 超燃冲压发动机工作状态入口参数表
Table 1 Scramjet inlet condition

马赫数	H/km	p_2/MPa	T_2/K	Ma_2
6	24.5	0.061	650	2.99
8	30	0.058	1\,007	3.245

2.3 计算网格

超燃冲压发动机热环境计算的网格划分是一个需要特殊考虑的问题,它的着眼点有别于通常的内流场计算,通常的内流场计算关心的主要是流场宏观流动及燃烧特性等,由于不要求捕捉边界层传热过程,所以边界层上不需要特别细致的网格划分。而对于热环境计算来讲,由于需要捕捉边界层的换热过程,所以必须对边界层进行细致的网格划分。流场与固壁间的对流换热,实质上是流场通过边界层层流底层与固壁之间的热传导过程。

$$q = k \frac{\partial T}{\partial y}$$

其中, q 是流场与固壁间交换的热流, k 是气体的导热系数。这就是说,要捕捉到流场的传热过程,就要求在网格划分的时候,边界网格垂直壁面方向相邻节点之间距离必须小于层流底层的厚度。层流底层厚度可以通过如下方式获得

$$\delta_i = \frac{32.8d}{Re\sqrt{\lambda}} \quad \text{其中, } \lambda = \frac{8\tau_w}{\rho V}$$

d 是特征尺寸, τ_w 为壁面摩擦应力。由于划分网格之前并不能确切的知道层流底层的厚度分布,只能预先估计一个边界网格的尺寸进行网格划分,然后在程序中通过数值计算获得层流底层的厚度分布,再根据这个层流底层的厚度分布进行网格疏密的调整,得到合适的边界网格尺寸。重新进行计算,最终得到一个边界网格垂直壁面方向相邻节点之间距离都小于层流底层厚度的计算结果。经过计算中多次的调整和校验,计算最终选取的入口边界网格的 Δy 为 8×10^{-5} m,出口上壁面边界网格的 Δy 为 1.5×10^{-4} m。

把超燃冲压发动机内部流场区域划分为 170×41 的网格,网格划分如图 2 所示。

2.4 计算结果

算例中计算了发动机绝热壁面情况和设定壁面温度两种情况,计算结果包括壁面参数和流场

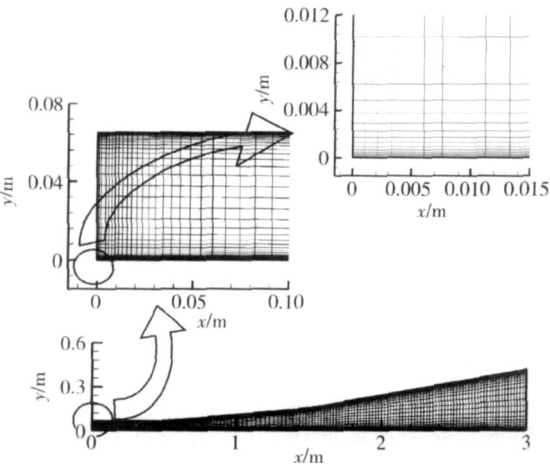


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

参数两部分,壁面参数主要是绝热壁面温度分布和壁面定温条件下的热流分布情况,流场参数包括各个工况下的流场压力、密度、马赫数、温度和湍流粘性等分布情况。

2.5 结果分析

图 3~图 8 是对超燃冲压发动机不同工况及不同壁面状况的热环境的计算结果. 图 4 是计算得到的 $Ma=6$ 工况下发动机壁面附近粘性底层的厚度分布,这个参数是超燃冲压发动机热环境计算中网格划分是否合理的重要判据. 图 2 中计算网格的边界网格尺寸与粘性底层分布进行对比可以知道,边界网格的尺寸都是小于粘性底层的厚度,从而保证了计算结果的可信度。

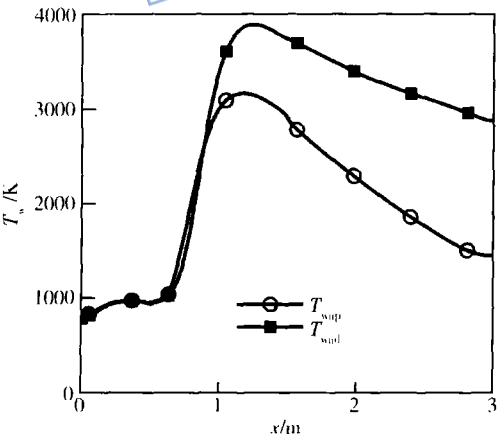


图 3 绝热壁面温度

Fig. 3 Wall temperature

图 5 和图 6 是发动机内部流场的温度分布,可以看出,流场的温度在喷油点后面开始逐渐上升,在 $x=1.4\text{ m}$ 的位置达到最大,这个位置在喷

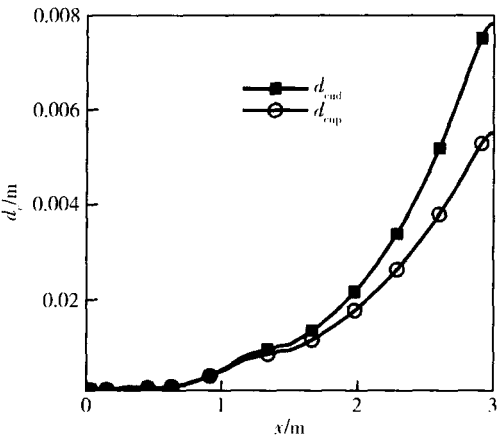


图 4 粘性底层分布

Fig. 4 Viscous sublayer thickness

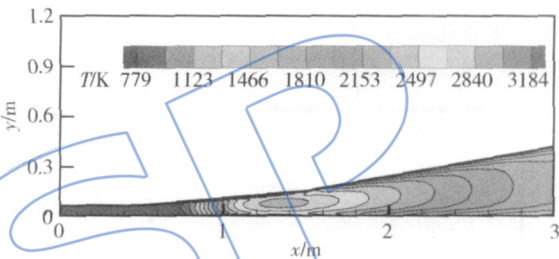


图 5 $Ma=6$ 时流场内温度分布

Fig. 5 Flow field temperature when $Ma=6$

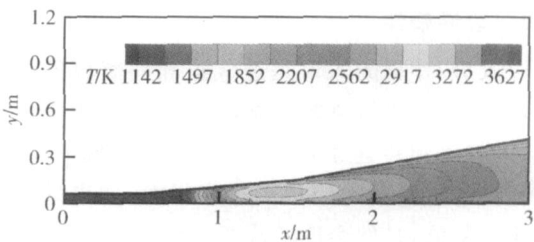


图 6 $Ma=8$ 时流场内温度分布

Fig. 6 Flow field temperature when $Ma=8$

油点后的距离大约是瑞利加热规律 μ 值的 3 倍,然后由于气流的加速,温度逐渐下降. 图 7 和图 8 是超燃冲压发动机在 $Ma=6$ 和 $Ma=8$ 两种工况下的热流分布情况,这两组曲线与国外文献中所得到的数据进行分析比较,由于飞行马赫数的差别,很难做完全的比较,但热流的分布趋势^[2]和分析得到热流的量级^[6]仍具有很好的可比性。

国外所能见到的关于热环境的研究还都是一维的,并没有考虑到型面对热流密度分布的影响,而在本文的研究中发现发动机上壁面和下壁面因为型面的差异,热流分布的规律和特点有很大的不同. 在较低壁面温度的情况下,上壁面的热流峰值要高于下壁面的热流峰值,随着壁面温度的上

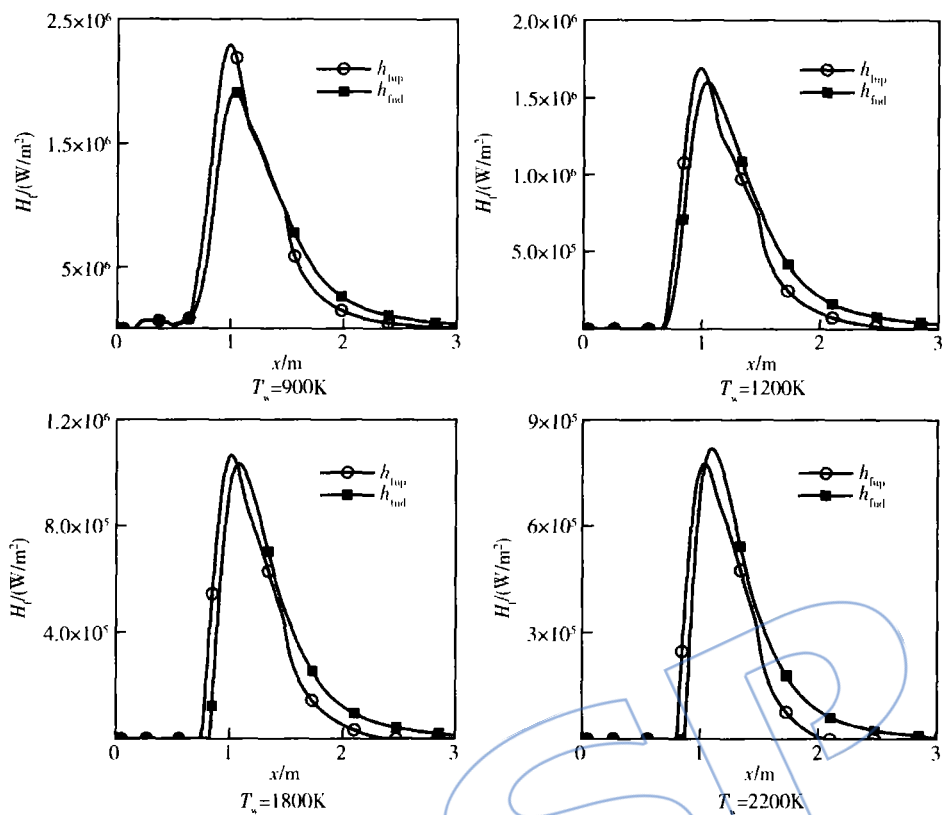


图 7 $Ma=6$ 时 4 种壁面温度下的热流分布

Fig. 7 Heat flow under four wall temperature when $Ma=6$

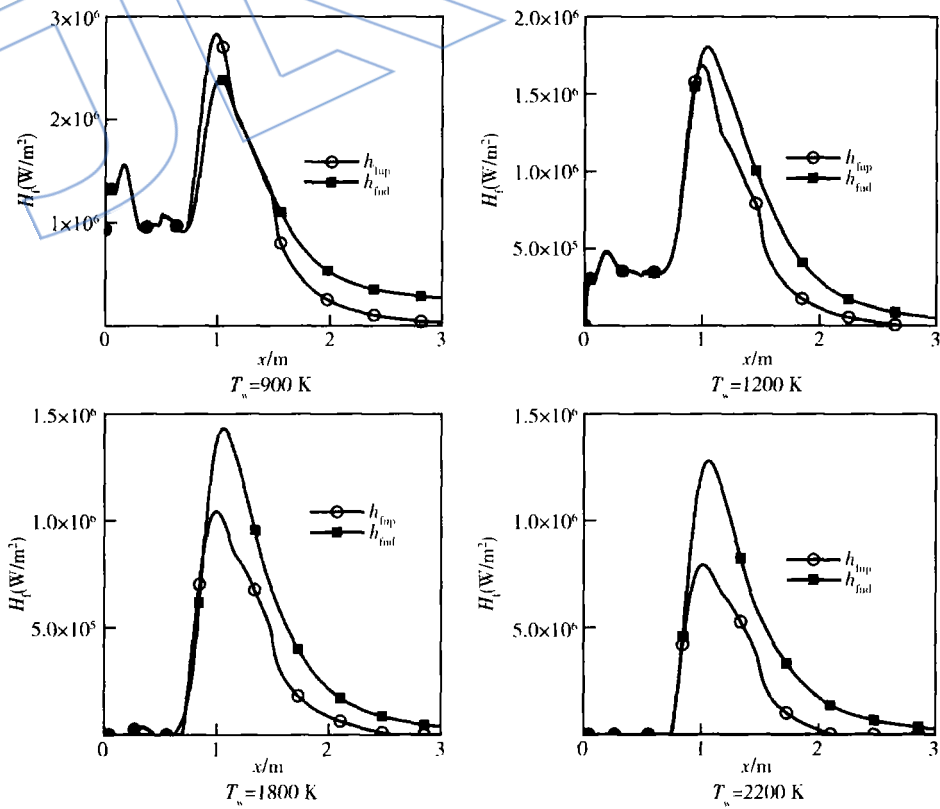


图 8 $Ma=8$ 时 4 种壁面温度下的热流分布

Fig. 8 Heat flow under four wall temperature when $Ma=8$

升,上壁面的热流峰值开始渐渐低于下壁面的热流峰值.这种情况在 $Ma=8$ 的飞行工况下变得非常明显.其原因在于上下两个壁面附近的恢复温度和湍流度的分布不同.图3是 $Ma=6$ 工况绝热壁面温度的计算结果,可以看出上壁面的绝热温度要低于下壁面的绝热温度.相应的上壁面的恢复温度要低于下壁面的恢复温度.由于上壁面存在型面变化,在高速流场上壁面附近的湍流度也很大,因而上壁面附近的对流换热系数较大.壁面温度较低时,换热温差大,恢复温度的差异表现不明显,湍流换热的影响占据了主要部分,使得上壁面热流大于下壁面热流.而当壁面温度很高时,换热温差小,恢复温度的差异影响则逐渐增大,当恢复温度的影响超过湍流度的影响时,上壁面热流将小于下壁面的热流.

3 结 论

采用二维无反应流场计算和一维加热规律相结合的方法,可以快速有效的对超燃冲压发动机热环境进行模拟,计算结果与国外研究结果对比,

从热流的趋势上和量级上具有很好的可比性.因而这种方法对超燃冲压发动机热环境的进一步研究具有一定的指导意义,对超燃冲压发动机热防护技术研究具有很好的实用价值.

参考文献:

- [1] Kosaka K, Kuwahara T, Okamoto H, et al. Application of carbon-carbon composite to scramjet engines [R]. ISABE 89-7036.
- [2] Choi S H, Scotti S J, Song K D, et al. Transpiring cooling of scramjet engine combustion chamber [R]. AIAA 97-2576.
- [3] Bouchez M, Falempin F, Cahuzac G, et al. PTAH-SOCAR fuel-cooled composite materials structure [R]. AIAA 2002-5135.
- [4] Bouchez M, Chauzac G, Beyer S. PTAH-SOCAR fuel-cooled composite materials structure in 2003 [R]. AIAA 2003-6919.
- [5] 张文选. 超燃冲压发动机燃烧室设计及性能计算[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
- [6] Chen F F, Tam W F, Shimp N R, et al. An innovative thermal management system for a Mach 4 to Mach 8 hypersonic scramjet engine [R]. AIAA-98-3734.