

СЛЕЖЕНИЕ ЗА ЯДЕРНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ ЭНЕРГИИ В КОСМОСЕ В ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНЕ

Дэвид У. Хафемайстер

В этой статье проводится оценка степени достоверности проверки запрещения ядерных источников энергии на околоземной орбите на основе открытой информации с астрономической обсерватории, расположенной на острове Мауи (Гавайский архипелаг), и с самолета-обсерватории им. Койпера. Отмечается, что существующие военные и научные астрономические обсерватории способны обнаружить и отождествить действующие орбитальные ядерные реакторы, подобные советскому реактору RORSAT или американскому реактору SP-100, на расстояниях за геостационарной орбитой с очень высокой степенью достоверности. При определенных условиях и с меньшей степенью уверенности могут быть обнаружены более слабые радиоизотопные источники типа RTG или DIPS.

Автор статьи работает в Центре международной безопасности и контроля над вооружениями Стэнфордского университета и на физическом факультете политехнического университета штата Калифорния.

ВВЕДЕНИЕ

В данной статье анализируются возможности обнаружения и отождествления ядерных источников энергии на околоземной орбите при помощи инфракрасных систем слежения.

Использование ядерной энергии в космосе в США предусматривает применение трех типов систем: радиоизотопного теплового генератора RTG, динамической изотопной энергетической системы DIPS и ядерного реактора SP-100. Кроме того, в США рассматриваются проекты мультимегаваттных реакторов и ядерных энергетических систем импульсного действия. В Советском Союзе ядерные реакторы уже используются на спутниках морской радиолокационной разведки RORSAT.

Мощность тепловыделения указанных ядерных источников энергии довольно высока (см. табл.1). Поэтому, как будет показано ниже, сигнатуры современных ядерных реакторов в инфракрасном диапазоне на околоземной орбите вполне достаточны для их надежного обнаружения.

Мы рассмотрим, в частности, возможности оптической станции Мауи BBC США на горе Халеакала (остров Мауи Гавайского архипелага), расположенной на высоте в 3000 метров.

Ниже мы обсудим:

- характеристические особенности инфракрасных сигнатур,
- определение яркостной температуры инфракрасного излучения,
- инфракрасные сигнатуры различных источников ядерной энергии,
- наземные станции слежения в инфракрасном диапазоне,

- меры противодействия слежению в инфракрасном диапазоне,

- анализ результатов наблюдений за ядерными источниками энергии на околоземной орбите,

- выводы анализа.

В приложении мы рассмотрим инфракрасные системы слежения, которые могут располагаться на высотных самолетах, на спутниках с низкими орбитами, на геостационарных спутниках, на дешевых зондирующих ракетах (для наблюдений с близкого расстояния) и на космическом корабле "Space Shuttle".

ХАРАКТЕРНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ИНФРАКРАСНЫХ СИГНАТУР

При генерации электроэнергии в космосе при помощи термоэлектрического эффекта или при использовании традиционного термодинамического цикла тепловых машин необходимо сбрасывать избыточное тепло.

Для радиатора со спектром излучения черного тела зависимость спектра и интенсивности излучения от температуры описываются планковской функцией.

Согласно закону излучения Планка, спектральное распределение теплового излучения определяется выражением

$$W_{\lambda} = \frac{e_{\lambda} C_1}{\lambda^5 (\exp[C_2/\lambda T] - 1)} \quad (1)$$

где спектральная плотность W_{λ} выражается в Вт/см²мкм, λ - длина волны в микронах, T - температура в градусах Кельвина, $C_1 = 3,74 \cdot 10^4$, $C_2 = 1,44 \cdot 10^4$ и e_{λ} - излучатель

Таблица 1

Сбрасываемая тепловая мощность ядерных источников энергии

Реактор	Электрическая мощность (кВт)	Эффективность (%)	Сбрасываемая тепловая мощность (кВт)	Площадь радиатора (м ²)	Температура радиатора (°K)
RTG*	0,3	7	4,1	1,2	500
DIPS*	6,0	24	19,0	25 - 48	330
SP-100*	100,0	4	2400,0	90	800
RORSAT**	5 - 10	4 - 10	100		850

* SDI: Technology, Survivability, Software. Washington, DC, Office of Technology Assessment, 1988
 ** G.L. Bennett, A Look at the Soviet Nuclear Power Program. Washington, DC, NASA, 1989.

ная способность на длине волны λ для неидеальных радиаторов (для черного тела $\epsilon_\lambda = 1$ при любой длине волны).¹

Максимум спектра излучения черного тела, согласно закону Вина, соответствует длине волны (в микронах)

$$\lambda_{\max} = \frac{2,987}{T} \quad (2a)$$

или энергии фотона (в электронвольтах)

$$E_{\max} = \frac{1,24}{\lambda_{\max}} \quad (2b)$$

интегрируя по всем длинам волн, можно получить общую излучательную способность

$$W = \epsilon s T^4 \quad (3)$$

где W выражается в Вт/см², $s = 5,67 \cdot 10^{-12}$ Вт/см²К⁴ - постоянная Стефана-Больцмана и ϵ - усредненная излучательная способность неидеального радиатора.

Поток излучения на регистрирующей системе для сферического радиатора площадью A равен

$$F = \frac{WA}{4\pi R^2} \quad (4)$$

где R - расстояние до детектора. Эта величина в реальной ситуации будет меньше из-за поглощения в атмосфере.

Скорость счета фотонов N после учета атмосферного поглощения будет аппроксимироваться выражением (5), где Q - кванто-

$$N = \frac{FQA}{E} \quad (5)$$

вая эффективность детектора (как правило, находящаяся в пределах от 20 до 50 процентов), f - доля спектра излучения, попадающая в область регистрации детектора, Γ - пропускание атмосферы, A - площадь детектора и E - средняя энергия фотонов в полосе детектора. Для регистрации отдельных фотонов инфракрасного излучения можно использовать лавинные диоды, но при больших скоростях счета надо применять фотосопротивления или фотовольтаические детекторы с интегрированием заряда.

При наблюдениях через атмосферу или на фоне земной поверхности доминирует влияние фона инфракрасного излучения, и поэтому мы не делали попыток непосредственного определения соотношения сигнала к шуму, используя вместо этого измеренные функции чувствительности различных существующих инфракрасных телескопов для определения возможности обнаружения ядерных источников энергии в космосе.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЯРКОСТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Для определения температуры радиаторов на космических аппаратах можно использовать несколько методов. Можно, например, определить максимум спектрального распределения и по формуле Вина (см. (2)) определить соответствующую температуру. Если максимум распределения находится на длине волны в 10 мкм, то температура будет равна 290 К, а если максимум будет расположен на 4 мкм, то температура будет равна 725 К. Температуры радиаторов установок RTG, DIPS и SP-100 будут расположены примерно в этих пределах (см. табл.1). Температура других поверхностей космического аппарата примерно равна 300 К, и при пони-

жении температуры радиатора до этой величины его площадь должна быть существенно больше.

Можно провести измерения спектрального распределения в нескольких точках при помощи спектрометра и сравнить результаты измерений с планковской кривой для определения температуры. (Тем не менее, если тепловые радиаторы невелики, или если их температура близка к 300 К, то исключение вклада излучения самого космического аппарата должно проводиться достаточно аккуратно). В качестве примера рассмотрим узкополосные детекторы на длинах волн 4 и 10 мкм. Отношение сигналов в фиксированных интервалах длин волн при изменении температуры от 300 К до 800 К меняется в 77 раз: при 300 К оно составляет 0,072, а при 800 К оно увеличивается до 5,5 (см. рис.1).

Неудивительно, что из-за сильной зависимости отношения потоков от температуры наблюдения в инфракрасном диапазоне позволяют строить изображения температурных полей с точностью в 0,01 К - 0,1 К. Тем не менее, по двум причинам реальная ситуация является более сложной. Во-первых, для выделения собственного излучения объекта необходимо провести очень точное исключение фона. Во-вторых, конечная ширина полосы детектора уменьшает чувствительность к изменению температуры. Как показано на рис.2, тело с температурой 800 К излучает 32 процента энергии в полосе от 3 до 5 мкм и 17 процентов энергии в полосе от 8 до 13 мкм.² Отношение интенсивностей становится равным

$$\frac{I_{3\mu-5\mu}}{I_{8\mu-13\mu}} = \frac{32\%}{17\%} = 1.9 \quad (6)$$

вместо 5,5 при узкополосной регистрации. Тем не менее, инфракрасная термография из космоса позволяет определять температуру земной поверхности с точностью до одного градуса.

Третий метод определения температуры заключается в измерении полной мощности излучения системы с известной площадью поверхности и ориентацией и использования уравнения (3) для расчета температуры.

Наиболее точное определение температуры получается при использовании нескольких узкополосных детекторов с фильтрами для измерения отношений интенсивности. Для улучшения надежности анализа можно применять построение двумерных диаграмм "цвет-цвет" на базе измерений в

трех точках.

ЧИСЛЕННЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ИНФРАКРАСНЫХ СИГНАТУР

Исходя из площади тепловых радиаторов систем SP-100, DIPS и RTG и излучаемой мощности, при помощи уравнения (3) были рассчитаны температуры радиаторов. Мы рассмотрели также случай, соответствующий реактору SP-100 через двадцать часов после выключения, когда его излучаемая мощность снизилась до 27 киловатт (около 1 процента от начальной мощности). В этот момент температура радиаторов станет равной 270 К, примерно равной температуре космического аппарата, нагреваемого одним лишь солнечным излучением. Для сравнения мы рассчитали также вариант с излучением сферы с площадью поверхности в 1 м² при температуре 270 К для имитации собственного излучения космического аппарата. Этот случай примерно соответствует собственному излучению головных частей баллистических ракет. Для наших расчетов потока падающего излучения и скорости счета инфракрасных фотонов были выбраны два типичных расстояния: 300 километров для спутников на низких орбитах и 40 000 километров для спутников на геостационарных орбитах. Результаты, показанные в таблице 2, могут быть легко пересчитаны для других вариантов.³

СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Поскольку параметры военных систем слежения в инфракрасном диапазоне остаются засекреченными, мы использовали для наших расчетов и последующих выводов параметры различных инфракрасных астрономических обсерваторий. Это привело к тому, что наши оценки являются нижним пределом возможностей систем слежения, поскольку можно предположить, что параметры военных систем лучше, чем у систем гражданского назначения.

Системы слежения наземного базирования. На оптической станции Мауи ВВС США (AMOS) работают телескопы видимого и инфракрасного диапазонов для наблюдений как спутников так и головных частей баллистических ракет, так и астрономических объектов.⁴ Обсерватория расположена на высоте 3000 метров; это значительно уменьшает поглощение в водяном паре и облаках. Относительно устойчивый и сухой климат в районе станции AMOS обеспечивает малый уровень атмосферного дрожания (около одной секунды дуги или около 5 микрорадиан).

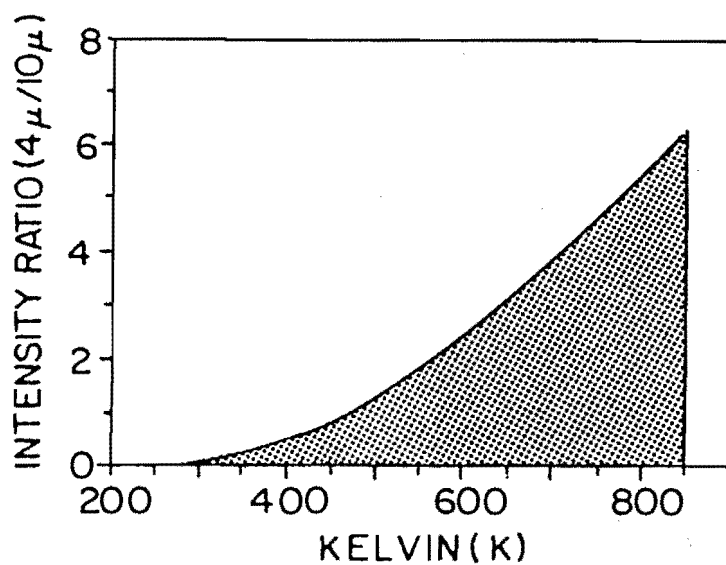


Рисунок 1

Значения интенсивности, определяемые температурами. Отношения интенсивностей при 4 мкм и при 10 мкм показаны в зависимости от температуры для инфракрасных детекторов очень высокого разрешения.

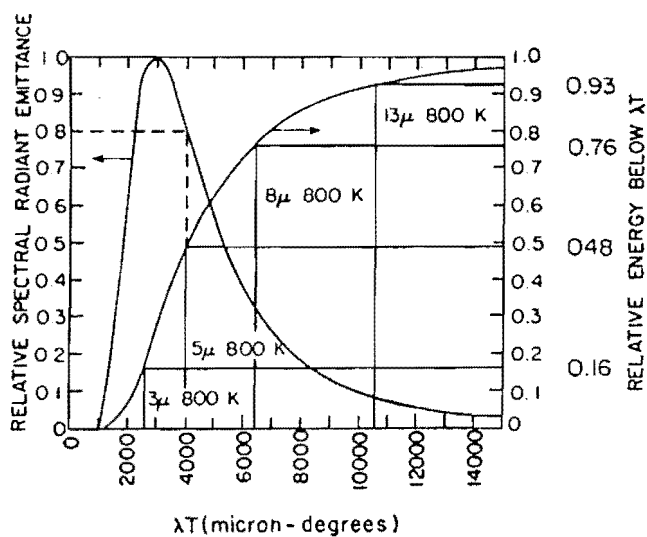


Рисунок 2

Широкополосные инфракрасные детекторы. Для излучения со спектром черного тела показаны кривые относительной спектральной интенсивности (слева) и доли энергии, излучаемой в области меньше λT (справа) в зависимости от произведения температуры на длину волны λT.

Таблица 2а

Инфракрасные сигнатуры реактора SP-100

	SP-100 (НОО)	SP-100 (ГЕО)	SP-100 (НОО, выкл.)	Типовой излучатель
Электрическая мощность, кВт	100	100	0	0
Излучаемая мощность, кВт	2400	2400	27	0,30
Площадь, м ²	90	90	90	1,00
Температура, К	827	827	269	270
Длина волны в максимуме, мкм	3.50	3.50	10.76	10,71
Расстояние, км	300	40000	300	300
Полный поток, Вт/м ²	2.12×10^{-10}	1.19×10^{-14}	2.39×10^{-12}	$2,70 \times 10^{-14}$
Доля потока от 8 до 13 мкм	0.15	0.15	0.29	0,29
Поток от 8 до 13 мкм, Вт/см ²	3.18×10^{-11}	1.79×10^{-16}	6.93×10^{-13}	$7,82 \times 10^{-15}$
Максимальная энергия, эВ	0.35	0.35	0.12	0,12
Скорость счета фотонов, сек ⁻¹	2.26×10^{13}	1.27×10^9	7.81×10^{11}	$8,78 \times 10^9$
Спектральная плотность на 4 мкм, Вт/см ² мкм	0.48	0.48	5.73×10^{-5}	$6,05 \times 10^{-5}$
Спектр мощности, Вт/мкм	4.29×10^5	4.29×10^5	51.54	0,61
Регистрируемый поток, Вт/см ² мкм	3.79×10^{-11}	2.13×10^{-15}	4.56×10^{-15}	$5,35 \times 10^{-17}$
Собираемая энергия, Вт/мкм	7.62×10^{-7}	4.29×10^{-11}	9.16×10^{-11}	$1,08 \times 10^{-17}$
Предположения: излучательная способность радиатора равна единице, диаметр зеркала телескопа равен 1,6 метра, квантовая эффективность детектора равна 0,3. Типовой излучатель представляет собой сферу диаметром 1 метр с температурой 270 К. Приведенные значения для выключенного реактора относятся к 20 часам после остановки. НОО - низкая околоземная орбита, ГЕО - геостационарная орбита.				

Таблица 26

Инфракрасные сигнатуры радиоизотопных генераторов

	DIPS (НОО)	DIPS (ГЕО)	RTG (НОО)	RTG (ГЕО)	Типовой излучатель
Электрическая мощность, кВт	6.00	6.00	0.30	0.30	0
Излучаемая мо- щность, кВт	18.60	18.60	4.10	4.10	0,30
Площадь, м ²	28.00	28.00	1.15	1.15	1,00
Температура, К	329	329	500	500	270
Длина волны в максимуме, мкм	8.82	8.82	5.79	5.79	10,71
Расстояние, км	300	40000	300	40000	300
Полный поток, Вт/м ²	1.65×10^{-12}	9.26×10^{-17}	3.63×10^{-13}	2.04×10^{-17}	$2,70 \times 10^{-14}$
Доля потока от 8 до 13 мкм	0.36	0.36	0.30	0.30	0,29
Поток от 8 до 13 мкм, Вт/см ²	5.92×10^{-13}	3.32×10^{-17}	1.09×10^{-13}	6.12×10^{-18}	$7,82 \times 10^{-15}$
Максимальная энергия, эВ	0.14	0.14	0.21	0.21	0,12
Скорость счета фотонов, сек ⁻¹	4.41×10^{11}	2.48×10^7	6.38×10^{10}	3.59×10^6	$8,78 \times 10^9$
Спектральная плотность на 4 мкм, Вт/см ² мкм	6.37×10^{-4}	6.37×10^{-4}	2.73×10^{-2}	2.73×10^{-2}	$6,05 \times 10^{-5}$
Спектр мощно- сти, Вт/мкм	178.35	178.35	314.26	314.26	0,61
Регистрируемый поток, Вт/см ² мкм	1.58×10^{-14}	8.87×10^{-19}	2.78×10^{-14}	1.56×10^{-18}	$5,35 \times 10^{-17}$
Собираемая эне- ргия, Вт/мкм	3.17×10^{-10}	1.78×10^{-14}	5.59×10^{-10}	3.14×10^{-14}	$1,08 \times 10^{-17}$
Предположения: излучательная способность радиатора равна единице, диаметр зеркала телескопа равен 1,6 метра, квантовая эффективность детектора равна 0,3. Типовой излучатель представляет собой сферу диаметром 1 метр с температурой 270 К. НОО - низкая околоземная орбита, ГЕО - геостационарная орбита.					

Станция AMOS расположена на двадцатом градусе северной широты, что позволяет наблюдать почти все орбиты искусственных спутников Земли.

Правительство США управляет секретной системой наземной электрооптической системой слежения за дальним космосом (GEODSS).⁵ Расположение радиолокационных и оптических станций слежения этой системы показано на рис.3.⁶

На станции AMOS расположены три кассегреновских телескопа (один диаметром 1,6 метра и два диаметром 1,2 метра), используемых для наблюдений в инфракрасном и оптическом диапазонах. Телескопы AMOS установлены на высокоточных платформах с тремя степенями свободы, приспособленных к быстрым поворотам для слежения за движущимися объектами. На станции имеется и система направления и слежения (BD/T), позволяющая расширять пучок лазерного излучения до 80 сантиметров, направлять его на спутник, и регистрировать отраженное излучение отдельным телескопом с диаметром 80 сантиметров. Эта система позволяет следить за объектами, движущимися с угловой скоростью до 5 градусов в секунду и с угловым ускорением до 4 градусов в секунду в квадрате. Поэтому слежение за спутниками на низкой околоземной орбите, движущимися со скоростью около 0,5 градуса в секунду, не представляет особых проблем для системы BD/T. Кроме того, слежение за спутниками может проводиться при помощи радиолокации, регистрации диффузно отраженного от спутника излучения Солнца или Земли, а также по инфракрасному тепловому излучению.

Министерство обороны США использует для слежения за спутниками несколько таких станций.

Визуальное отождествление.

На станции AMOS имеются системы адаптивной оптики, предназначенные для компенсации дрожания, связанного с атмосферной турбулентностью. В систему компенсированного построения изображений (CIS) с адаптивной оптикой входит кассегреновский телескоп диаметром 160 сантиметров, улучшающий угловое разрешение с примерно 1" (эта величина определяется атмосферным дрожанием) до 0,07" (или 0,4 микрорадиана, эта величина ограничена дифракцией в телескопе) в области видимого излучения на длине волны около 0,5 микрона. Эти возросшие возможности позволяют добиться разрешения в 20 сантиметров для спутника, находящегося на высоте в 500 километров, и, соответственно, в 10 сантиметров для спутника на высоте в 250 километров. Высокое качество изображений,

получаемых с этой системы, позволяют проводить определенное визуальное отождествление особенностей спутников. Возможности системы CIS существенно ухудшаются при переходе в область длинноволнового инфракрасного излучения (см. таблицу 3).

Фокусное расстояние кассегреновских телескопов станции AMOS весьма велико (около 25 метров) и масштаб изображения в фокальной плоскости составляет примерно 8" на миллиметр (или 40 микрорадиан на миллиметр).⁷ Размер элементов матриц в инфракрасном диапазоне составляет примерно 100 микрон, что соответствует угловому размеру в 0,8" (4 микрорадиана). В видимой области спектра размер элементов матриц равен примерно 10 микронам, что соответствует 0,08" (0,4 микрорадиана); уменьшение размеров элементов матриц не приведет поэтому к улучшению углового разрешения. Если использовать дифракционную решетку для разложения спектра, то можно получить мультиспектральное изображение протяженного тела достаточно больших размеров.

Спектральные измерения.

Фоновый сигнал может быть исключен двумя способами. Один из них заключается в качании вторичного зеркала кассегреновского телескопа таким образом, чтобы половину времени телескоп регистрировал излучение наблюдаемого объекта, а другую половину - фоновое излучение соседней области. Исключение фонового излучения может быть проведено достаточно эффективно - вполне возможно наблюдение сигнала с интенсивностью, в миллион раз меньшей интенсивности фона. Второй способ исключения фона связан с использованием системы инфракрасных телескопов, одновременного собирания излучения фона и сигнала, и непосредственного вычитания фона из суммарного сигнала. Нижний предел чувствительности установок на станции AMOS при отношении сигнала к флуктуациям шума, равном единице (одно стандартное отклонение) после вычитания фона при длительности экспозиции в одну секунду:⁸

в интервале от 3 до 4 мкм - $1 \cdot 10^{-17}$ Вт/см²
в интервале от 8 до 13 мкм - $5 \cdot 10^{-18}$ Вт/см²

Эти два интервала выбраны из-за того, что в них яркость неба минимальна (около 50 микроватт/см²).⁹

Большая длительность экспозиции должна привести к лучшим результатам. Например, увеличение экспозиции до 4 сек приведет к увеличению отношения сигнала

Таблица 3

Разрешение 1,6м-AMOS CIS как функция длины волны

λ μ	Угловое разрешение arcs(μ рад)	Линейность (500/250 км) м
0.5	0.07(0.4)	0.2/0.1
4.0	0.60(3.00)	1.6/0.8
10.0	1.50(7.50)	4.0/2.0

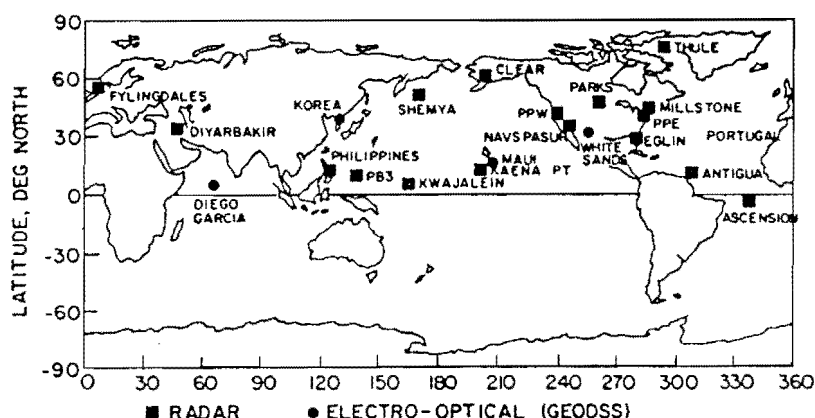


Рисунок 3

Положения радаров и электронооптических датчиков системы GEODSS.

к шуму в 2 раза. В принципе, спутник на низкой околоземной орбите может наблюдать около 4 минут (240 секунд), но реальное увеличение чувствительности будет меньше квадратного корня из 240 из-за вариаций фонового излучения атмосферы.

В течение 30 минут непрерывных наблюдений спутника на геостационарной орбите установки станции AMOS могут провести также спектрометрические наблюдения при помощи дифракционной решетки в 24 узких спектральных каналах шириной в 0,05 микрона в окрестностях 10 микрон с чувствительностью $5 \cdot 10^{-18}$ Вт/см² при отношении сигнала к шуму, равном единице. **Слежение со спутников и ракет в инфракрасном диапазоне.**

В приложении к этой статье будет рассмотрена возможность использования наблюдений спутников в инфракрасном диапазоне с самолетов, летящих на больших высотах, со спутников на низких и геостационарных орбитах, с высотных ракет и с космического корабля "Спейс Шаттл".

МЕРЫ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ

Направленные радиаторы.

В принципе возможно сконструировать такие теплообменники, которые будут сбрасывать основную долю теплового излучения в коническом пучке, направленном в сторону от инфракрасных телескопов наблюдателя. Такая идея "радиатора в мусорной корзине" рассматривалась в корпорации "Дженерал атомикс".¹⁰

"Контроль за тепловыми сигнатурами может быть осуществлен установкой теплового барьера рядом с реактором и концентрацией излучения в одном направлении."

Тем не менее, излучение направленных радиаторов может быть обнаружено одним из следующих способов (в анализе рассматривался проект направленного радиатора корпорации "Дженерал Атомикс" для реактора с электрической мощностью в 6 кВт при ширине конической диаграммы направленности излучения около 90 градусов):

- Инфракрасное излучение может быть обнаружено со спутников, находящихся на более высоких орбитах (таких, как американские разведывательные спутники, спутники "Лэндсат" или "СПОТ"), при прохождении через пучок излучения.

- Пониженная эффективность направленного радиатора приведет к значительному увеличению размеров спутника (примерно в 10 раз). Это может быть обнаружено при наблюдениях в видимой области спектра на телескопах станции AMOS или с пролетающих мимо американских разведывательных спутников.

- Гамма-излучение реактора не может быть сделано направленным, и оно может быть измерено при помощи гамма-телескопов.

- Инспекция спутника может быть проведена с близкого расстояния при помощи высотных ракет или космического корабля "Спейс Шаттл".

Импульсные реакторы.

Использование импульсных реакторов рассматривалось для нескольких проектов стратегической оборонной инициативы: для электромагнитных ускорителей массы (EML, или рельсовых пушек), лазеров на свободных электронах (FELs), ускорителей нейтральных пучков (NPB), используемых в системах оружия или в системах активной дискриминации, а также в проектах лазеров с ядерной накачкой (FALCON и "Центавр"). Электрическая мощность таких реакторов может достигать 5 гигаватт.

Рассмотрим, например, реактор с электрической мощностью в 100 мегаватт. Если он работает в течение 100 секунд, то вырабатываемая энергия составит 10^{10} джоулей. При эффективности импульсного реактора, равной 10%, количество сбрасываемого тепла составит около 10^{11} джоулей. Для поглощения таких больших количеств тепла простой нагрев вещества становится невыгодным, более целесообразно использовать фазовые переходы (например, расплавление). Для поглощения энергии в 10^{11} джоулей потребуется расплавить около 300 тонн льда.

Конечно, может быть использован импульсный реактор меньших размеров, работающий меньшее время, но проведение скрытых испытаний полноразмерного реактора в космосе будет осуществить довольно трудно из-за больших размеров тепловых систем.

ВЫВОДЫ

Подытоживая полученные результаты, проведем сравнение потоков от ядерных

энергетических установок в диапазонах 8-13 и 3-4 микрона, приведенных в табл.2, с возможностями телескопов станции AMOS.

SP-100

Поток инфракрасного излучения от реактора SP-100 с тепловой мощностью 2,4 мегаватта очень велик. В табл.4 показано, что при длительности измерений в 1 секунду этот поток может быть обнаружен на расстоянии до 700 тысяч километров, что в 20 раз больше расстояния до геостационарной орбиты. Реакторы с меньшей мощностью (50 - 100 киловатт) на спутниках RORSAT на низкой околоземной орбите регулярно наблюдаются и отождествляются телескопами станции AMOS.

Для реактора SP-100 расстояние обнаружения примерно совпадает с расстоянием отождествления, поскольку этот реактор излучает тепло при эффективной температуре около 800 К (максимум спектра при длине волны 3,5 микрона), значительно превышающей температуру теплового излучения обычных спутников. Можно сделать вывод, что реактор SP-100 может быть с большой надежностью отождествлен на расстояниях, намного больших расстояния до геостационарной орбиты.

Через 20 часов после выключения реактора SP-100 его тепловая мощность уменьшится с 2,4 мегаватта до 27 киловатт, а температура радиатора упадет до 270 К. Эта величина соответствует обычной температуре спутников и при этом реактор нельзя будет опознать только по его инфракрасному излучению. Для отождествления выключенного реактора потребуются либо визуальные наблюдения с высоким разрешением, либо облучение нейтронами с находящегося рядом космического аппарата для обнаружения расщепляющихся материалов в активной зоне реактора.

RTG

Из-за более слабого сигнала отождествление установки RTG с мощностью 5 киловатт на геостационарной орбите будет очень сложным. Для установки RTG на низкой околоземной орбите из-за сравнительно небольшой температуры (500 К) и умеренной мощности теплоотвода (4,1 киловатта, см. табл.1) потребуется анализ результатов измерений с целью исключения вклада теплового излучения самого спутника. Такая процедура возможна при наличии дополнительной информации о геометрических размерах космического аппарата. При температуре 270 К мощность излучения одного квадратного метра составляет 0,3 киловатта (см. табл.2). Площади космических аппаратов с установками RTG могут лежать в пре-

Таблица 4

Линии обнаружения для 8 μ -13 μ и 3 μ -4 μ волновых отрезков.

	F _{8μ-13μ} В/см ²	Линия км	F _{3μ-4μ} В/см ²	Линия км
SP-100	3.2 $\times 10^{-11}$	800,000	3.8 $\times 10^{-11}$	600,000
SP-100 off	6.9 $\times 10^{-13}$	100,000	4.6 $\times 10^{-15}$	6,400
DIPS	5.9 $\times 10^{-13}$	100,000	1.6 $\times 10^{-14}$	12,000
RTG	1.1 $\times 10^{-13}$	40,000	2.8 $\times 10^{-14}$	16,000
Benchmark	7.8 $\times 10^{-15}$	10,000	5.4 $\times 10^{-17}$	700
Поток для низкой орбиты и пределы дальности обнаружения системы AMOS для диапазонов 3-4 мкм и 8-13 мкм для реактора SP-100 (работающего через 20 часов после выключения), для установок DIPS и RTG, а также для сферического радиатора площадью 1 м ² и температурой 270 К (типичный объект без ядерной установки).				
Источник: автор				

делах от 20 до 450 квадратных метров. При площадях в 20 и 100 м² мощность собственного теплового излучения соответственно будет равна 6 и 31 кВт. Отношения вкладов ядерного и неядерного источников в этих случаях будут равны:

для площади в 20 м² - 0,68
для площади в 100 м² - 0,13

В рассматриваемых участках спектра эти отношения будут иными:

	3-4 мкм	8-13 мкм
для площади в 20 м ²	26,0	0,69
для площади в 100 м ²	5,2	0,14

Используя дополнительные "цветовые отношения" и метод подгонки параметров, можно разработать алгоритмы оценки температур установки RTG и его тепловой мощности, но, очевидно, что степень уверенности интерпретации результатов будет зависеть в этом случае от качества результатов измерений и знания общих теплофизических характеристик всего спутника.

Поскольку орбиты спутников предсказуемы, а на околоземных орбитах находится большое число спутников с аппаратурой для построения изображений (например, КН, "Лэндсат", "СПОТ"), рано или поздно эти спутники окажутся на близком расстоянии от проверяемого объекта. Для спутника с установкой RTG избежать обнаружения будет довольно трудно, потому что выключить радиоактивный распад плутония-238 невоз-

можно. В этом случае будет можно не только провести точные геометрические измерения спутника, необходимые для проведения расчетов, но и, что более важно, использовать систему наблюдений в инфракрасном диапазоне (мультиспектральный сканер или промышленный тепловой сканер) для построения тепловой картины спутника и поиска горячего радиатора RTG с температурой 500 К.

Такое отождествление может быть проведено с имеющейся аппаратурой и оно будет достаточно надежным, однако, его можно избежать, поворачивая спутник таким образом, чтобы установка RTG находилась на стороне, противоположной спутнику с регистрирующей аппаратурой. Можно будет также закрыть радиатор RTG подвижным экраном на время прохождения мимо инспектирующего спутника.

Можно считать, что степень надежности отождествления установки RTG будет удовлетворительной при приведении точных алгоритмов для хорошо изученных спутников и высокой при построении тепловых изображений не закрытых радиаторов RTG в течение длительного времени.

DIPS

Так же, как и в случае RTG, отождествление спутников с установками DIPS может быть надежно проведено только на низкой околоземной орбите. Ситуация еще более усложняется из-за того, что температура радиатора DIPS (330 К) будет очень близка к обычной температуре спутников без ядерных энергетических установок (270 - 300 К).

С другой стороны, мощность теплоотвода с установки DIPS (при электрической мощности 6 кВт) составляет 19 кВт (по сравнению с 4,1 кВт для установки RTG) и вклад в полное излучение спутника будет больше. Отношения вкладов интенсивности от радиатора установки и от самого спутника будут равны (для установки с электрической мощностью 6 кВт):

	полное	3 - 4 мкм	8 - 13 мкм
для площади в 20 м ²	3,2	15,0	3,8
для площади в 100 м ²	0,6	2,9	0,76

Выводы по возможности отождествления DIPS примерно соответствуют выводам по RTG, за исключением того, что радиатор RTG с более высокой температурой (500 К) проще обнаружить при близком прохождении инфракрасного сканера, чем радиатор установки DIPS (330 К). С другой стороны, более высокая мощность теплоотвода установки DIPS будет более заметна при измерениях инфракрасного спектра всего спутника в целом.

В заключение можно отметить, что существующие установки, размещаемые на поверхности Земли, на высотных самолетах, или на низкой околоземной орбите, способны легко обнаружить и отождествить инфракрасные сигнатуры реакторов класса SP-100, расположенных на советских или американских спутниках на расстояниях, больших высоты геостационарной орбиты, из-за большой мощности и высокой температуры радиатора.

При отождествлении установок RTG и DIPS, приведенные в табл. 4 дальности обнаружения в 40 и 100 тысяч километров должны быть уменьшены из-за необходимости компенсации собственного фона теплового излучения спутника. После вычитания фона отождествление установок RTG и DIPS на низкой околоземной орбите возможно, но степень надежности будет значительно меньше, чем в случае SP-100.

БЛАГОДАРНОСТИ

Мне хотелось бы поблагодарить Гленна Эшли, Лизу Энсман, Карла Джиллеспы, Джоэла Примака, Теда Постола, Фрэнка фон Хиппеля и Фреда Уиттеборна за полезные комментарии к этой работе.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Наблюдения инфракрасного излучения с высотных самолетов.

В течение двух последних десятилетий для наблюдений астрономических объектов использовались охлаждаемые инфракрасные детекторы, устанавливаемые на высотных самолетах (на высоте около 15 километров). На таких высотах практически исключено поглощение излучения в облаках и в водяном паре, а поглощение в углекислом газе значительно снижено.

Эймсский исследовательский центр НАСА (Моффет Филд, Калифорния) эксплуатирует самолетную обсерваторию имени Дж.Койпера (КАО). Летаящая обсерватория КАО выводит инфракрасный телескоп с диаметром зеркала в 0,9 метра на высоту около 14 километров. Стоимость наблюдений на обсерватории КАО сравнительно невелика - около 100 тысяч долларов за один полет. Поскольку обсерватория КАО может проводить полеты на любых широтах, с ее помощью можно наблюдать спутники на любых орбитах.

В первом приближении чувствительность метрового телескопа обсерватории КАО на длине волны 10 мкм примерно соответствует чувствительности телескопов станции AMOS ($5 \cdot 10^{-18}$ Вт/см²мкм при соотношении сигнала к шуму, равном 1). Однако, обсерватория КАО обладает значительными преимуществами перед наземными телескопами в области длин волн более 20 мкм из-за значительно меньшего поглощения излучения в атмосфере.

На обсерватории КАО были проведены впечатляющие измерения спектра инфракрасного излучения Сверхновой 1987 года.¹¹ В области длин волн от 3 до 13 мкм стандартное отклонение результатов измерения составляло $5 \cdot 10^{-18}$ Вт/см²мкм.

На телескопе КАО была установлена мозаика детекторов из 10x50 элементов (размеры каждого элемента - 75x75 микрон), работающая в диапазоне от 7 до 25 микрон. Имеются планы создания более крупной самолетной обсерватории SOFIA (стратосферная обсерватория для инфракрасной астрономии) с трехметровым телескопом. Это позволит повысить угловое разрешение наблюдений в три раза, а собирающую силу телескопа - в десять раз.

Обсерватория КАО не предназначена для слежения за спутниками, но она может наблюдать их при прохождении через поле зрения. Более целесообразно не переделывать КАО для слежения за спутниками, а использовать для этой цели существующие самолетные обсерватории Министерства обороны США, которые могут следить за быстро движущимися объектами. На таких обсерваториях можно проводить и спектрметрические наблюдения высокого разреше-

ния с $d\lambda/\lambda = 0,05$ процента.¹²

Кроме того, Министерство обороны США разрабатывает самолетную оптическую обсерваторию (АОА) для слежения за ракетными боеголовками на фоне холодного космического пространства.¹³ Поскольку мощность теплового излучения боеголовки составляет всего 0,01% от мощности излучения SP-100 и от 2 до 8% от мощности излучения установок RTG и DIPS, то очевидно, что следить за ядерными энергетическими установками в космосе намного проще, чем за ядерными боеголовками.

Наблюдения инфракрасного излучения со спутников на низких околоземных орбитах.

На таких спутниках, как "Лэндсат", "Космический телескоп", "СПОТ" или американские разведывательные спутники, можно получить очень высококачественные изображения пролетающих вблизи спутников в области видимого излучения.

Кроме того, на спутниках "Лэндсат" и "СПОТ" установлена мультиспектральная аппаратура, позволяющая определять инфракрасные сигнатуры спутников. При наблюдениях на фоне холодного космического пространства чувствительность их аппаратуры достаточно велика. Так, например, в приборе "Thematic Mapper" используются охлаждаемые до 95 К детекторы из Si, InSb, HgCdTe диапазона 0,45 - 12,5 микрон.¹⁴

Угловое разрешение прибора составляет 9" (43 микрорадиана) в области видимого и ближнего инфракрасного излучения и 35" (170 микрорадиан) в области теплового излучения (10,4 - 12,5 микрона). Такое разрешение вполне достаточно для наблюдений энергетических установок на холодном космическом фоне и, при некоторых условиях, на теплом фоне земной поверхности.

Наблюдения в длинноволновом инфракрасном диапазоне с низкой околоземной орбиты проводились также на спутнике IRAS (инфракрасный астрономический спутник) с угловым разрешением в 20" (100 микрорадиан) в области длин волн до 100 микрон и более, где сосредоточено излучение холодных объектов.¹⁵

На низких околоземных орбитах (и более высоких) находится несколько спутников министерства обороны США, которые также способны выполнять слежение за инфракрасными источниками. Например, министерство обороны США разрабатывает инфракрасный телескоп "Тил Руби", предназначенный для слежения на движущимися самолетами на фоне земной поверхности со спутника на низкой околоземной орбите.¹⁶

Если будет реализован второй этап программы организации стратегической оборонной инициативы, то в космосе будет

развернута система космического обнаружения и слежения (SSTS).¹⁷ На спутниках системы SSTS будут установлены датчики длинноволнового инфракрасного излучения, предназначенные для слежения за боеголовками и блоками разведения боеголовок на холодном космическом фоне над земным горизонтом. Поскольку интенсивность инфракрасного излучения боеголовок намного меньше, чем у ядерных энергетических установок, этот способ также может быть использован для обнаружения последних, но его стоимость будет довольно велика.

Наблюдения инфракрасного излучения с геостационарной орбиты.

Угловые размеры Земли при наблюдениях с геостационарной орбиты составляют около 20 градусов. Наблюдения ядерных энергетических установок на земном фоне довольно трудны из-за влияния теплового инфракрасного излучения Земли и отраженного солнечного излучения. Тем не менее, расположенные на геостационарной орбите спутники министерства обороны США обнаруживают и локализуют излучение факелов первых ступеней баллистических ракет (мощность излучения может достигать в этом случае 100 мегаватт). По оценкам исследовательской группы Американского физического общества по оружию направленной энергии, с геостационарной орбиты можно обнаружить и излучение факелов третьих ступеней с мощностью около 2 мегаватт.¹⁸ Однако, наблюдения факелов ракетных двигателей облегчаются тем обстоятельством, что значительная доля их излучения сосредоточена в линиях молекулярных переходов продуктов сгорания топлива, сосредоточенных между 2,5 и 4,5 микрона. Излучение реактора с мощностью 2,4 мегаватта и с непрерывным спектром может быть обнаружено и с геостационарной орбиты, но другие методы намного проще.

Наблюдения инфракрасного излучения с высотных ракет.

Если подозрения одной из сторон настолько велики, что она хочет проверить подозреваемый спутник с более близкого расстояния, то она может использовать для этой цели специально запускаемую высотную ракету. Если расстояние между источником инфракрасного и гамма-излучения уменьшится с тысячи километров до одного, то скорость счета фотонов возрастет в миллион раз. Если максимальная скорость счета фотонов равна N на минимальном расстоянии b , то за все время пролета будет зарегистрировано $\lambda bN/v$ фотонов (v - относительная скорость пролета на минимальном расстоянии). Подобные системы предполагалось использовать для слежения за боеголо-

сками в дополнение к системе SSTs.¹⁹ Поскольку требования к ракетной системе не такие жесткие, как к спутникам, то стоимость проекта будет не очень велика (около 1 миллиона долларов).

Наблюдения инфракрасного излучения с космического корабля "Спейс Шаттл".

Программа американского космического корабля "Спейс Шаттл" сталкивается с рядом проблем (в частности, с большим перерасходом средств). В настоящее время стоимость отдельного полета слишком велика, чтобы использовать этот объект для целей инспекции. Однако, в принципе этот космический корабль может быть использован для наблюдения за объектами на низкой околоземной орбите с очень малых расстояний. Во время совместного полета с инспектируемым объектом команда космического корабля может использовать набор детекторов нейтронов, гамма- и инфракрасного излучения для пассивного наблюдения объекта. Кроме того, команда может использовать источник нейтронов с энергией 14 МэВ для активного поиска расщепляющихся материалов. В 1982 году Министерство обороны США провело на космическом корабле "Колумбия" эксперимент CIRIS (криогенный прибор для измерения длинноволнового инфракрасного излучения).²⁰ Угловое разрешение этого прибора составляло 20" (100 микро радиан) при ширине поля зрения в 0,5°.

ССЫЛКИ И ПРИМЕЧАНИЯ.

1. R.Hudson. Infrared System Engineering. New York, Wiley, 1969.
2. См. ссылку 1.
3. Излучательная способность реальных тепловых радиаторов в инфракрасной области спектра близка к единице. Значение температуры не очень сильно зависит от выбранного варианта из-за того, что мощность излучения пропорциональна четвертой степени температуры, T^4 .
4. AMOS User's Manual, Maui, Hawaii, Air Force Maui Optical Station, 1988.
5. Antisatellite Weapons, Countermeasures, and Arms Control. Washington, DC, Office of Technology Assessment, 1985.
6. См. ссылку 5.
7. SDI, Technology, Survivability and Software. Washington, D.C., Office of Technology Assessment, 1988.
8. Частное сообщение Гленна Эшли (AMOS). Данные получены по наблюдениям калиброванных чернотельных излучателей и звезды Vega.
9. Результаты спектрометрических наблюдений спутников приведены в работах F.Witteborn, K. O'Brien, L.Caroff, Measurement of the Nighttime Luminescence of Spacelab 1 in the H- and K- Bands, NASA Technical Memorandum 859-72, March 1985, F.Witteborn, L.Caroff, D.Rank, G.Ashley, Nighttime Spectroscopic and Photometric Observations of Spacelab 2 and Other Satellites (в печати).
10. R.Dahlberg. Star-C: Nuclear Power Systems for Space Exploration. San-Diego, California, General Atomics.
11. D.Rank, P.Pinto, S.Woosley, J.Bregman, F.Witteborn, T.Axelrod, M.Cohen. Nature, 331, p.505 (1988).
12. R.Rubin, J.Simpson, E.Erickson, M.Hass. Astrophysical Journal, 327, p.377 (1988).
13. См. ссылку 7, стр. 78.
14. J.Frazer, in K.Tsipis, D.Hafemeister, P.Janeway, eds., Arms Control Verification, Washington, DC, Pergamon-Brassey, 1986.
15. G.Neugebauer et al., Science, 224, p.14 (1984). G.Rieke et al., Science, 231, p.807 (1986).
16. См. ссылку 7.
17. Там же.
18. Доклад Американского физического общества, 1987.
19. См. ссылку 7.
20. Aviation Week and Space Technology, 14 June 1982, p.20.