

## 241. ЭКСПЕДИЦИЯ НА РАССТОЯНИЕ В ТЫСЯЧУ АСТРОНОМИЧЕСКИХ ЕДИНИЦ - ПРОЕКТ TAU

TAU-a mission to a thousand astronomical units. Nock K.T. "AIAA Pap.", 1987, № 1049, 7 pp.

В течение последних двух десятилетий был опубликован ряд исследований [1, 2, 3], относящихся к экспедициям в "ближнее" межзвездное пространство. Целью таких экспедиций является изучение среды: магнитные поля, энергетические частицы и пыль. В работе [4] впервые было предложено осуществить одновременные наблюдения звезд с Земли и с борта КА, находящегося на геоцентрическом расстоянии 500-1000 а.е. В этом случае величины параллактических смещений позволят определить расстояния до звезд в нашей Галактике. Кроме этого планировалось получить характеристики гелиопаузы, низкоэнергетических космических лучей, распределения межзвездного газа и оценить массу Солнечной системы. Последующее развитие эти идеи получили в [5, 6].

Основная научная задача проекта TAU (Thousand Astronomical Units) определение масштаба для расстояний в пределах нашей Галактики и, возможно, вне ее. В рамках базиса в 2 а.е. (диаметр земной орбиты) возможно точное оценивание расстояний не свыше 100 парсек. При том же уровне инструментальной точности проект TAU позволит поднять эту границу до 50000 парсек, то есть "дотянуться" до звезд и, быть может, оценить расстояние до Магеллановых Облаков. Далее, можно уточнить скорость расширения Вселенной, возраст нашей Галактики и ее структуру. Впервые удастся провести непосредственные исследования галактических магнитных полей, высокоэнергетических частиц, газа, пыли и плазмы в межзвездном пространстве. Кроме того, за пределами гелиосферы становится возможным детектировать сверхнизкочастотные галактические и внегалактические радиоизлучения, ненаблюдаемые на меньших гелиоцентрических расстояниях вследствие шумового фона от солнечного ветра и планетных магнитосфер.

Если снабдить КА TAU высококачественным лазерным передатчиком, можно будет рассматривать Землю и аппарат как концевые массы сверхдлинного детектора гравитационных волн. С помощью такого детектора можно будет попытаться выделить гравитационные волны, возникшие на заре космологического процесса при Большом Взрыве,

Основным требованием проекта TAU является достижение гелиоцентрического расстояния 1000 а.е. за 50 лет. Для обеспечения соответствующей потребной скорости ухода из Солнечной системы предусмотрен ЭРД NEP (Nuclear Electrical Power). Силовая установка аппарата включает в себя ядерный реактор мощностью 1 МВт и ксеноновый ионный движитель. Предполагается, что продолжительность активного участка составляет до 10 лет. Сборка аппарата будет производиться на орбите Космической станции, куда элементы конструкции должны доставляться с помощью мощных носителей. После завершения сборки КА переводится на безопасную орбиту, где можно будет включать бортовую ядерную установку. Высота этой орбиты выбрана равной 700 км, что гарантирует пребывание аппарата на орбите ИСЗ в течение по крайней мере 300 лет.

Масса аппарата без силовой установки составляет 5000 кг. Поскольку NEP после завершения активного участка отделяется от КА, необходимо предусмотреть для остающегося модуля полный комплекс служебных систем и источников питания. На рис. 1 представлена типовая траектория выведения TAU в проекции на плоскость эклиптики, где: 1 - выведение; 2 - орбита Земли; 3 - выход из сферы действия Земли (приблизительно через 250 сут. после выведения); 4 — достижение требуемого значения скорости ухода из Солнечной системы (приблизительно через 950 сут. после выведения); 5 - направление вектора скорости покидания Солнечной системы.

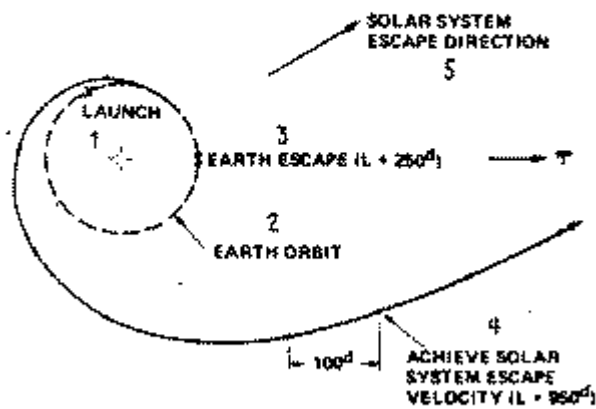


Рис. 1

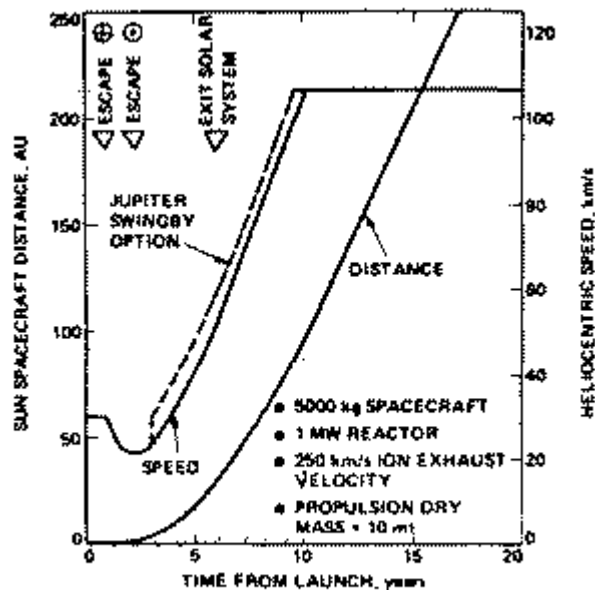


Рис. 2

Динамика разгона на активном участке продемонстрирована на рис. 2, где в зависимости от времени (отсчитываемому в годах с момента выведения) представлены графики гелиоцентрического расстояния (нижняя кривая; отсчеты в а.е. слева) и гелиоцентрической скорости (верхняя кривая; отсчеты в км/с справа). Треугольные указатели отмечают моменты покидания сфер действия Земли и Солнца и момент покидания Солнечной системы. Пунктирная кривая для скорости соответствует варианту использования облета Юпитера, ускоряющему процесс разгона на 8 месяцев. Приведенные данные соответствуют диапазону времени в 20 лет с момента выведения. На рис. 3 показано изменение гелиоцентрической дальности (в а.е.) от времени для интервала в 50 лет. Пунктиром вновь помечен вариант облета Юпитера.

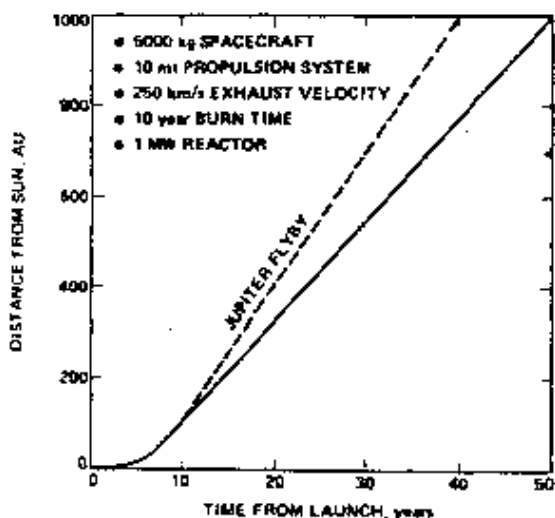


Рис. 3

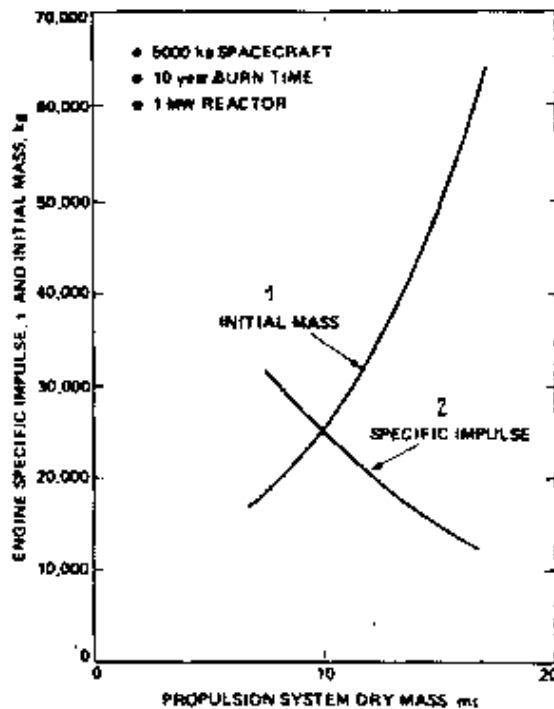


Рис. 4

Перспективный ЭРД NEP будет, очевидно, базироваться на SP-100 - единственной программе США по созданию бортового реактора. Разработка ведется силами JPL и Национальной Лабораторией в Лос-Аламосе. На летные испытания планируется выйти к 1995 году с бортовой системой мощностью 100 кВт. Задачей является снизить массовые затраты с 40 кг/кВт (существующая оценка) до 25 кг/кВт. Система SP-100 строится на базе реактора на нитриде урана и теплоносителе - жидкого металла, циркулирующего по замкнутому контуру. Термоэлектропреобразование реализуется с помощью вторичного контура с жидким металлическим наполнителем, захлаживаемым при прохождении через панели радиатора.

В процессе исследований стало ясно, что вряд ли можно добиться эффективности энергосистемы, лучшей чем 12,5 кг/кВт, что при требуемой мощности 1 МВт отвечает массе установки 12,5 т. Однако и это потребует качественных скачков в существующих технологиях.

Что касается ионного двигателя, необходимо решить проблему хранения ксенонного топлива в сжиженном виде. Планируется использовать для захлаживания избыточное тепло реактора. При массе топлива 40 т масса баков составит 590 кг, а масса холодильной системы - около 450 кг. Таким образом, баковый коэффициент составляет приблизительно 2,5%. Наиболее критичным параметром в данном случае является ресурс двигателя. Вследствие эрозии ускоряющей сетки ресурс двигателя по существующим оценкам составляет около 2 лет (18000 ч). В соответствии с требованиями 20%-го резервирования необходимо иметь на борту 12 двигателей. Ресурс преобразователя мощности существенно выше - 10 лет, так что достаточно располагать на борту четырьмя комплектами преобразователей. Два преобразователя скоммутированы с шестью двигателями каждый, а еще два находятся в резерве. Параметры двигательной системы сведены в таблицу.

<b>Ионный движитель</b>	
Потребляемая мощность, кВт	490
Удельный импульс, Н • с/кг	122500
Тяга, Н	6,8
Ток в струе, А	25,3
КПД движителя, %	85
Потери на разряд эВ/ион	150
Коэффициент использования топлива	0,95
Ток разряда, А	119
Диаметр струи, м	0,85
Диаметр движителя, м	1,1
Масса движителя, кг	41
Ресурс движителя, лет	2
<b>Преобразователь мощности</b>	
Входная мощность, кВт	500
КПД преобразователя мощности, %	98
Масса преобразователя, кг	490
Удельная масса, кг/кВт	0,98
Ресурс преобразователя мощности, лет	10
<b>Масса двигательной системы, кг</b>	
Движители (12 по 41 кг)	492
Преобразователи мощности (4 по 490 кг)	1960
Механизмы подвеса движителей (12 по 14 кг)	168
Конструкция	500
Баки и холодильная система (на 40 т ксенона)	1040
Общая сухая масса системы	4160
КПД двигательной системы, %	83

На рис. 4 представлена зависимость начальной массы в кг (кривая 1) и удельного импульса в секундах (кривая 2) от сухой массы двигательной системы. Если ориентироваться на технологию, позволяющую снизить массу ядерного реактора мощностью 1 МВт до 12,5 т, то приходим к сухой массе двигательной системы 16,5 т, что соответствует удельному импульсу 122500 Н•с/кг и начальной массе порядка 61500 кг.

Если варьировать величину удельного импульса ионного движителя и сухую массу двигательной системы, продолжительность перелета до дальности 1000 а.е. будет также изменяться. На рис.5 показана такая зависимость, где удельный импульс отложен по горизонтальной оси, время перелета отсчитывается по оси ординат в годах, а цифрами на различных кривых обозначена сухая масса двигательной системы [т].

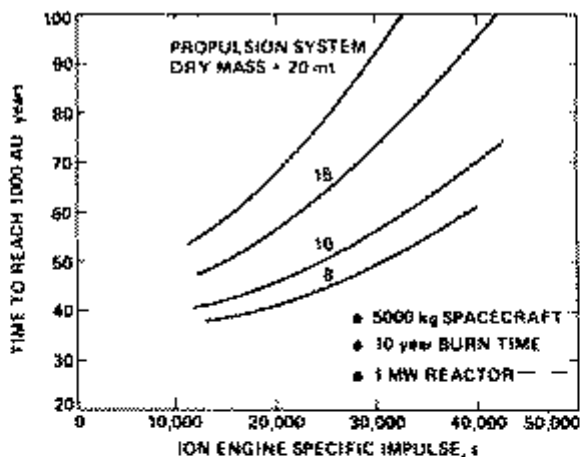


Рис. 5

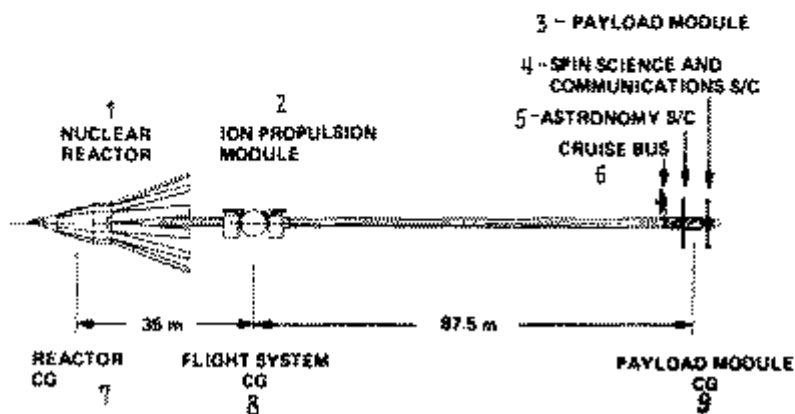


Рис. 6

На рис. 6 приведена схема КА в сложенном виде (справа) и в полностью развернутом (слева) положении, отвечающем активному участку, где: 1- ядерный реактор; 2- модуль с ионными двигателями; 3 - модуль с полезной нагрузкой; 4 - аппарат с научным оборудованием и ретрансляционной системой, стабилизированный вращением; 5 - аппарат с астрономическими приборами; 6 - корпус аппарата, реализующего перелетную ступень; 7 - центр тяжести реактора; 8 - центр тяжести КА в целом на участке перепета; 9 - центр тяжести полезной нагрузки; 10 - конфигурация КА в сложенном положении. КА состоит из трех укрупненных модулей: мегаваттного ядерного реактора, двигательной установки и собственно полезной нагрузки. Диаметр ядерного реактора составляет 8 м, что согласуется с возможностями проектируемого в настоящее время нового мощного носителя. Двигательный модуль, включающий в себя ионные двигатели, преобразователи мощности и баки с ксеноновым топливом, изображен на рис. 7, где: 1 - передняя штанга; 2 - ионные двигатели; 3 - микродвигатели и система питания для ориентации и стабилизации аппарата; 4 - задняя штанга; 5 - преобразователи мощности и радиаторы (4 комплекта); 6 - теплоизолированный бак с ксеноновым топливом. Модуль с полезной нагрузкой в свою очередь состоит из двух отдельных аппаратов ТАУ и из корпуса, несущего эти аппараты на протяжении всего участка перепета с работающим двигателем и реализующего на этом этапе все служебные функции, в том числе связь с Землей.

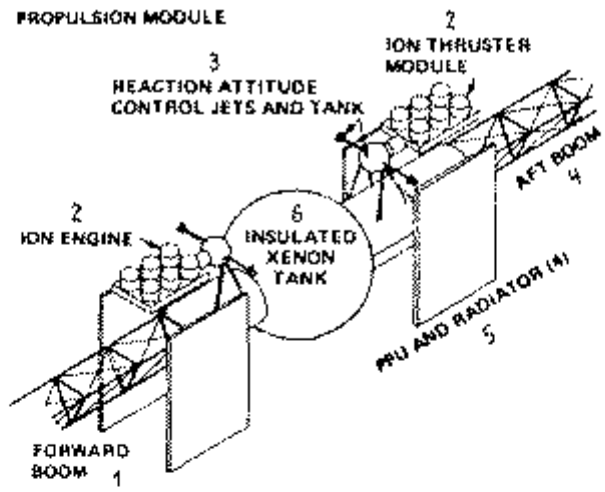


FIG. 7

ASTRONOMY SPACECRAFT

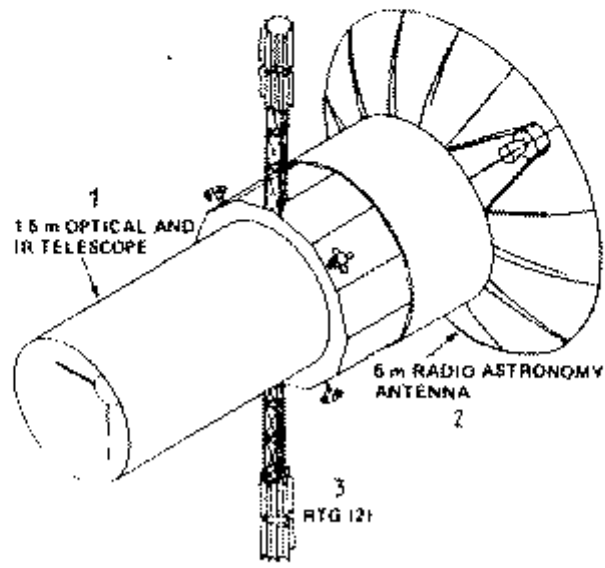


FIG. 8

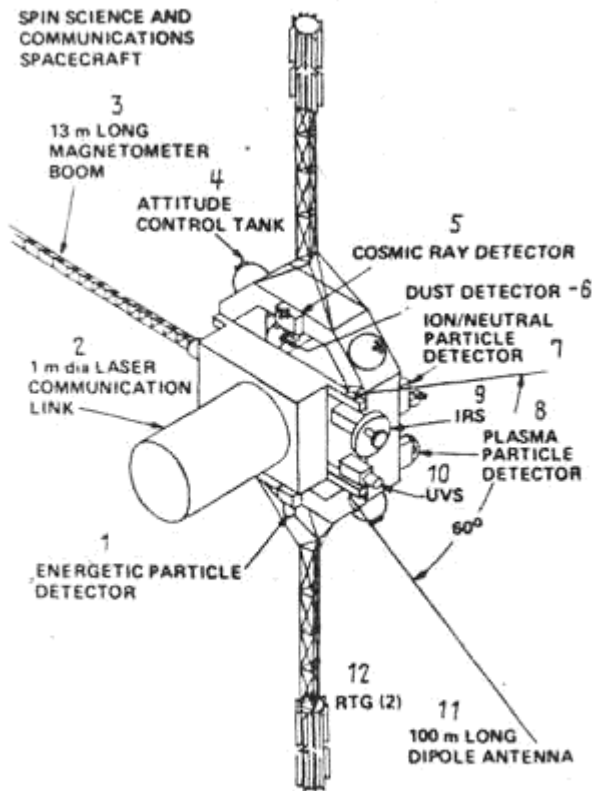


Рис. 9

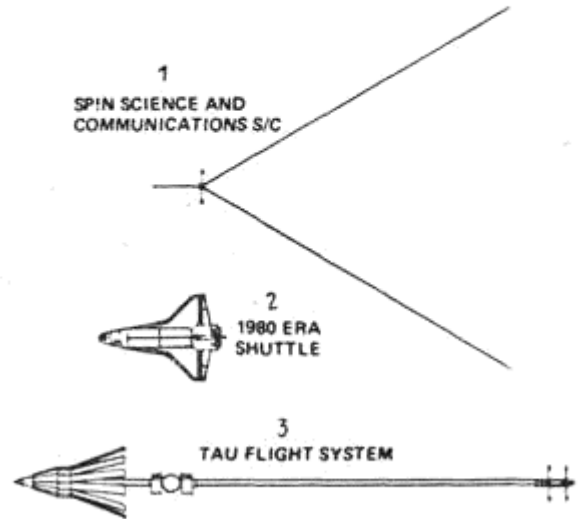


Рис. 10

После завершения активного участка производится отделение аппаратов ТАУ и разделение каждого из них на два объекта: "Астроном" и "Физик". Объект первого типа имеет на борту 1,5-метровый телескоп, работающий в видимом и ИК-диапазонах, предназначенный для наблюдения параллактических смещений. Кроме того, имеется 5-метровая радиоастрономическая антенна для изучения флюктуации межзвездной среды при бортовых наблюдениях квазаров. Модуль "Астроном" следует спроектировать возможно более компактным с тем, чтобы минимизировать возмущения для двух основных режимов наблюдений: сканирования и слежения за звездой. В течение 40-летнего периода функционирования питание обеспечивается радиоизотопными термоэлектрогенераторами. Полученные данные - изображения и радиоизмерения накапливаются в бортовом запоминающем устройстве и затем ретранслируются на Землю через модуль "Физик". Исходя из того, что скорость разделения объектов "Астроном" и "Физик" не превышает 1 м/с, имеем, что дальность между этими объектами в течение всего времени активного существования составит не более 106 км. На рис. 8 представлена схема модуля "Астроном", где: 1 - 1,5-метровый оптический и ИК-телескоп; 2 - 5-метровая радиоастрономическая антенна; 3 - радиоизотопные термоэлектрогенераторы (2 комплекта). Информация, полученная с "Астронома", пересылается с борта "Физика" на Землю с помощью лазерной установки диаметром 1 м и мощностью 10 Вт. Приемная аппаратура на Земле с апертурой 10 м обеспечивает информативность пинии связи 20 Кбит/с на дальности 1000 а.е. Модуль "Физик" стабилизируется вращением и несет на борту комплекс научных приборов, в том числе магнетометр на 13-метровой штанге и две дипольные низкочастотные радиоантенны длиной 100 м каждая. Ось закрутки, совпадающая с оптической осью лазерного телескопа, ориентирована на Землю. Питание обеспечивается, как и для модуля "Астроном", двумя радиоизотопными термоэлектрогенераторами. Общий вид модуля "Физик" представлен на рис. 9, где: 1 - детектор высокоэнергетических частиц; 2 - лазерная система связи диаметром 1 м; 3 - 13-метровая штанга магнетометра; 4 - бак топлива системы управления ориентацией; 5 - детектор космических лучей; 6 - детектор пылевых частиц; 7 - детектор ионизированных и нейтральных частиц; 8 - плазменный детектор; 9 - инфракрасный датчик; 10 -

ультрафиолетовый датчик; 11 - 100-метровая дипольная антенна; 12 - радиоизотопные термоэлектрогенераторы (.2 комплекта). Для более наглядного представления о габаритных размерах КА TAU на рис. 10 приводится схема, где: 1 - модуль "Физик" в развернутом положении; 2 - KC Space Shuttle; 3 — система TAU в конфигурации, соответствующей полету на активном участке.

### Литература

1. Ehrliche, K. A., The Ultraplanetar Probe, Paper AAS-71-164 presented at the American Astronautical Society Meeting, Seattle, Washington, June 1971.

2. Despain, L. G., J. P. Henries, J. L. Archer, Scientific Goais of Missions Beyond the Solar System, Paper AAS-71-163, American Astronautical Society Meeting, Seattle, Washington, June 1971.

3. Cesarone, R. J., A. B. Sergeyevsky and S. J. Kerridge, "Prospects for the Voyager Extra-Planetary and Interstellar Mission," AAS/AIAA Paper 83-308, presented at AAS/AIAA Astrodynamicia Specialist Conference, Lake Placid, NY, August, 1983.

4. Jaffe, L. D., et al, "An Interstellar Precursor Mission", Journal of the British Interplanetary Society, Vol 33, p. 3, 1980.

5. Meinel, A., and M. Meinel, "Briefing on a Proposed Thousand Astronomical Unit Mission," paper presented at the Advanced Astrometry Workshop at the American Astronomical Society meeting, Pasadena, CA, January 5, 1987.

6. Nock K. T., "Thousand Astronomical Unit (TAU)s A Proposed Deep-Space Mission," presented at the Advanced Astrometry Workshop at the American Astronomical Society meeting, Pasadena, CA, January 5, 1987.

7. Etchegaray, M. I., Preliminary Scientific Rationale for a Voyage to a Thousand Astronomical Units, JPL Publication 87-17, 15 May 1987.

8. Manvi, R. and T. Fujita, SP-100 Pro gram Users Handbook Basic Confiqurational Tradeoffs. JPLD-4154, Issue 3, to be published.

9. Jones, J.A., "Sorption Cryogenic Refrigeration Status and Future", Paper AA-3, to be presented at the Joint International Cryogenic Materials Conference and Cryogenic Engineering Conference, St. Charles, Illinois, June 1987.

10. Palaszevskt, B., pers. comm. April 1987.

11. W. Petrick, pers. comm. April 1987.

Астронавтика и ракетодинамика, №47, 1988. В.Н. Хейфец