



Полимерные композиционные материалы в ракетно-космической технике

Малышева Галина Владленовна

д.т.н., профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана

Денисов Олег Валерьевич,

к.т.н., доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана

Основные области применения ПКМ



Ракетно-космическое
производство



Судостроение



Авиастроение



Железнодорожный транспорт



Строительство

- атомная промышленность
- , - ветроэнергетика;
- автостроение;
- спортивные товары;
- мебель;
- товары широкого потребления

Преимущества ПКМ

Для металлов предел выносливости составляет 0,2-0,3 от кратковременной прочности;

для углепластиков (высокомодульных) **предел выносливости достигает 0,5-0,7.**

По параметрам **удельная прочность** углепластики в 2-4 раза превосходят металлы.

Углепластики имеют самый **низкий коэффициент линейного термического расширения** и в результате термические напряжения в деталях из углепластиков 10-20 раз меньше чем в деталях их других материалах

По показателям **плотности** γ , модулю упругости E , кратковременной прочности при растяжении σ^+ и сжатии σ^- , усталости σ_{-1} , ползучести, демпфирующей способности и коррозионной стойкости углепластики в диапазоне температур

до 250°С	превосходят	алюминиевые сплавы,	титановые сплавы	и стали.	$\frac{E}{\gamma}$	$\frac{\sigma}{\gamma}$	
Углепластик (анизотропная структура)	1700	1400	1100	145	1600	90,6	1062
Углепластик (псевдоизотропная структура)	550	520	230	51	1570	34	350
Al сплав (АК4-1)	450	450	130	72	2700	27	170
Ti сплав (BT-8)	1100	1000	500	120	4500	26	220

Преимущества ПКМ

Стойкость углепластиков к действию высоких температур основана на абляции. **Абляция** – процесс массо- и теплопереноса, обеспечивающий отвод большого количества теплоты с поверхностных слоев.

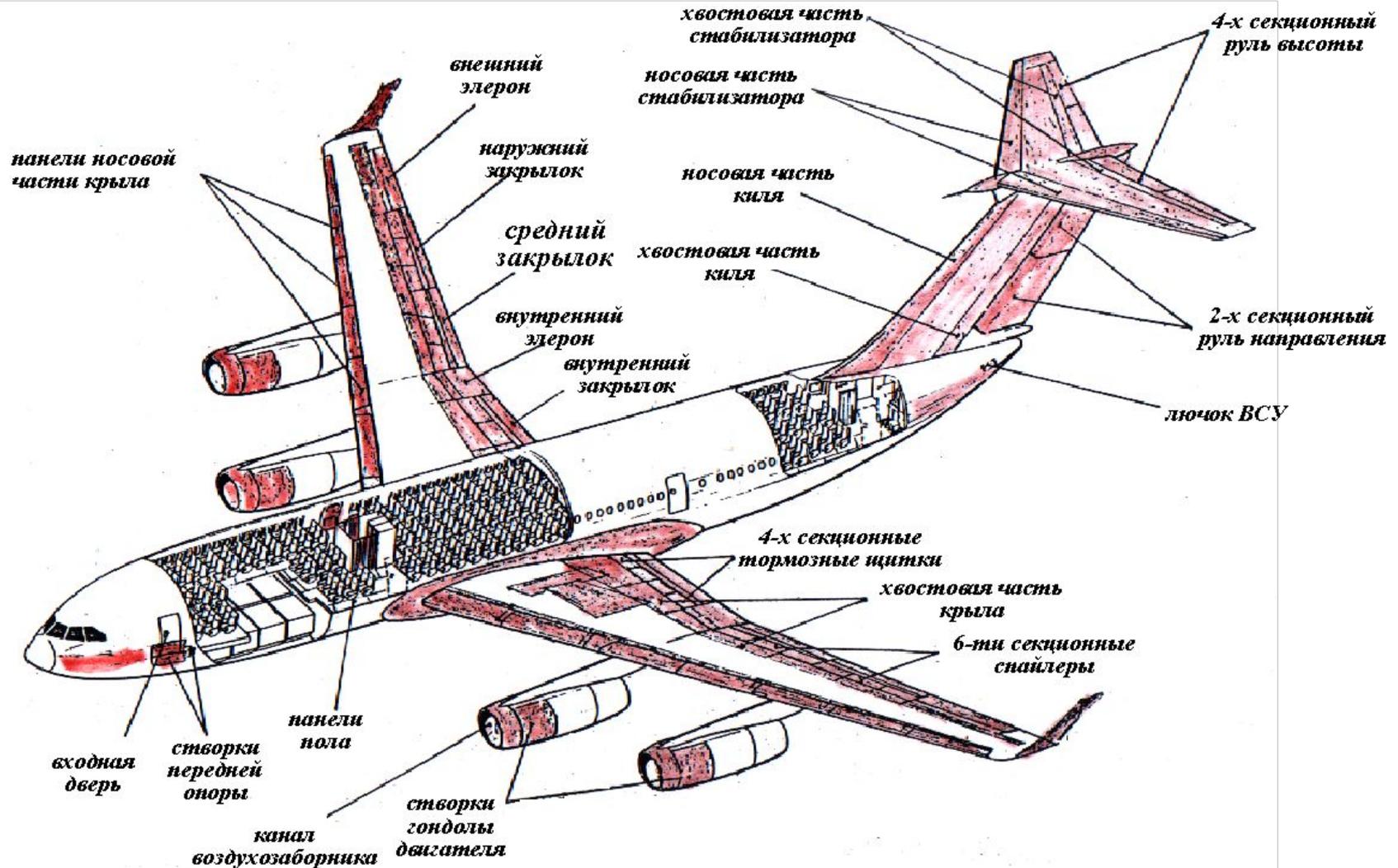
Теплозащитные свойства углепластиков обусловлены уменьшением теплового потока вследствие поглощения энергии. Эти свойства оцениваются по величине линейного уноса ($\Delta\delta$).

Высокие **электроизоляционные свойства** (низкая диэлектрическая проницаемость и высокое удельное электрическое сопротивление). Возможно регулировать электропроводность от полупроводников до проводников. Для углепластиков характерна высокая анизотропия электропроводности.

Высокие **антифрикционные характеристики**. При введении УВ в термопласты их устойчивость к истиранию увеличивается в 2-4 раза. Наименьший коэффициент трения имеют композиты в которых УВ ориентированы в направлении действия силы трения. Коэффициент трения может достигать 0,08.

Авиастроение

Применение ПКМ в конструкции самолета ИЛ-96-300



Ракетно-космическое производства



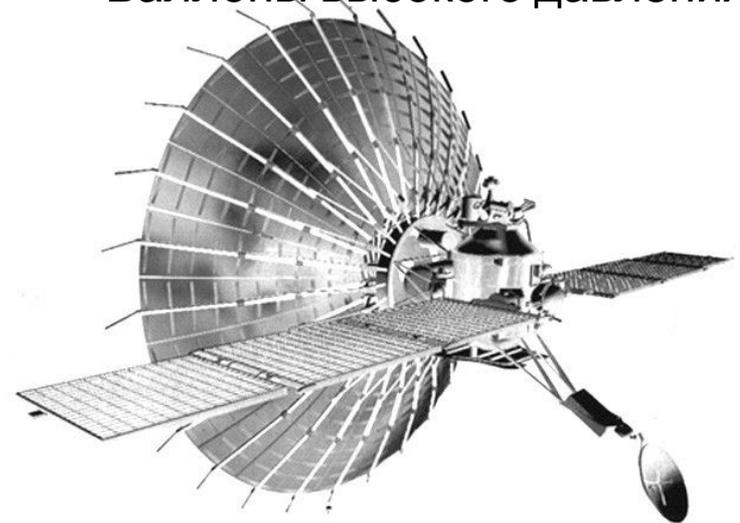
Корпуса ракетных двигателей и др.
несущие конструкции



Баллоны высокого давления



Криогенные трубопроводы

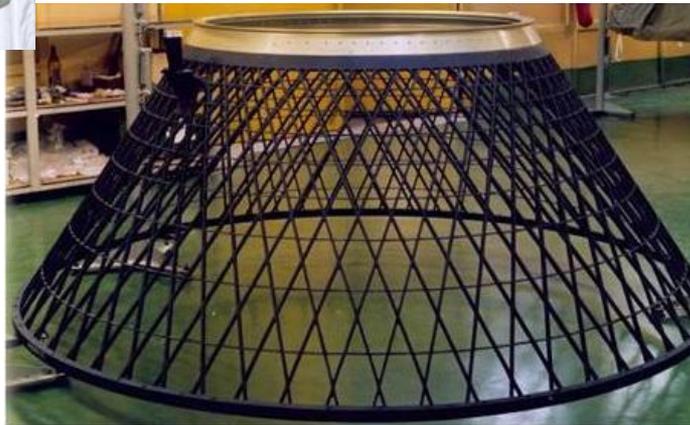


Размеростабильные конструкции

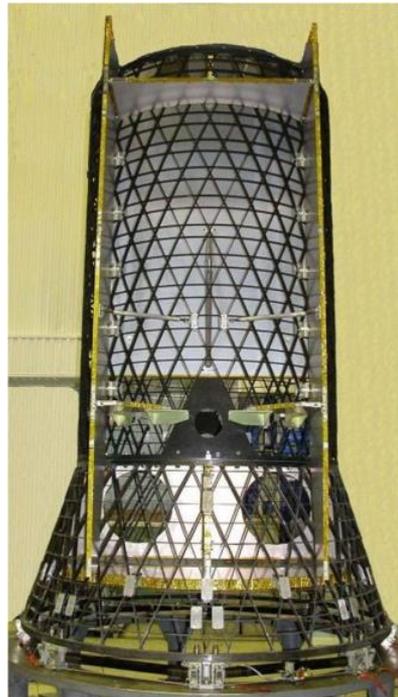
Корпуса ракетных двигателей и др. несущие конструкции



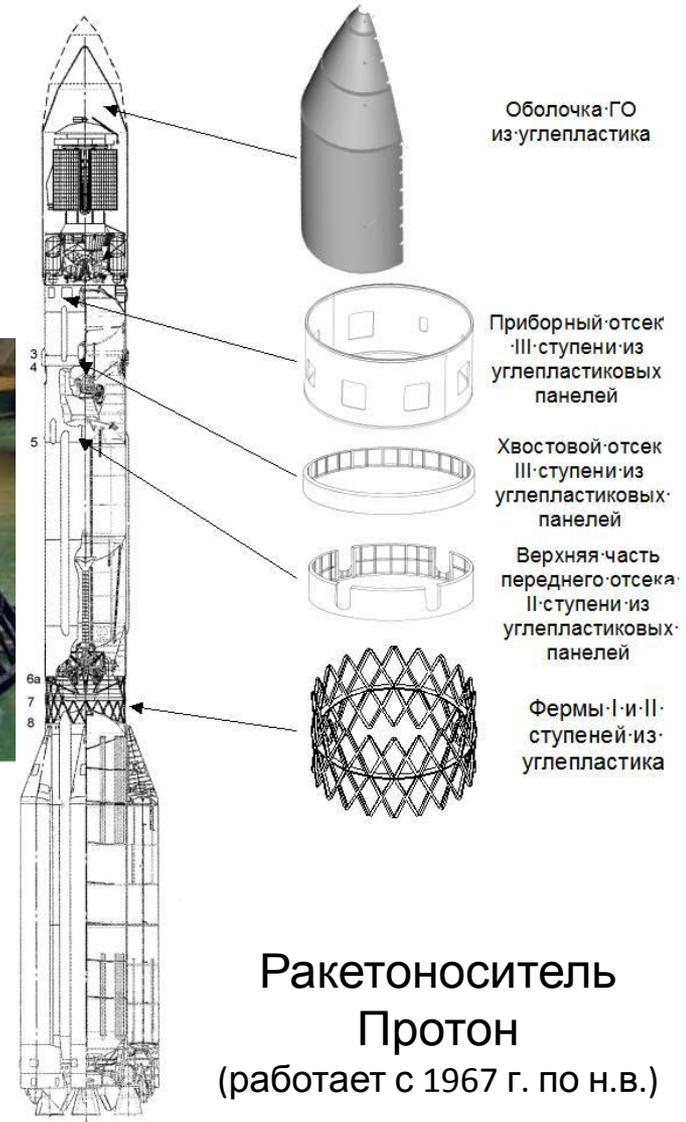
Корпуса ракетных двигателей твердого топлива



Адаптер ракетносителя Протон-М (обеспечивает стыковку космического аппарата с ракетой)



Геодезическая платформа



Ракетноситель Протон (работает с 1967 г. по н.в.)

Корпуса ракетных двигателей и др. несущие конструкции

Конструкции **стратегических ракетных комплексов наземного** (грунтового, шахтного, железнодорожного) и морского базирования:

- «Темп 2С»;
- «Пионер» (с 1964 г., стеклопластик, дальность 5500 км);
- «Тополь» (с 1970 г., углепластик);
- «Тополь М»;
- «Тайфун» и др.

Оперативно-тактические ракеты:

- «Точка»;
- «Ока»;
- «Искандер» и др.

Малогобаритная ракетная техника:

- «Вампир»;
- «Веер»;
- «Метис»;
- «Штурм»;
- «Конкурс» и др.

Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения
(ЦНИИСМ г. Хотьково)

Головные обтекатели и отсеки
(приборные, переходные, межбаковые,
хвостовые) ракет-носителей и разгонных
блоков

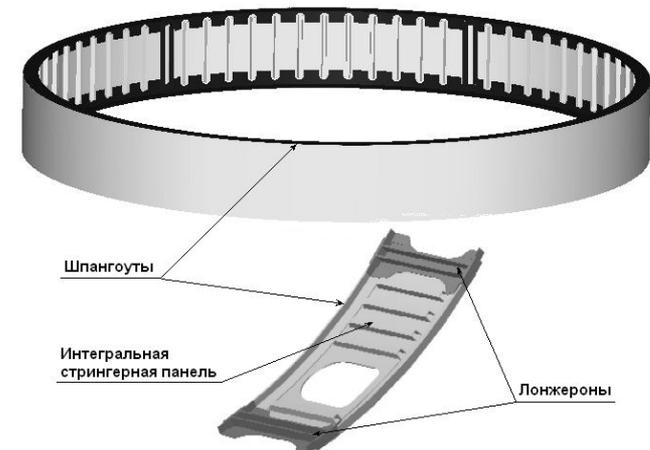
Основные конструктивные схемы применения ПКМ в несущих конструкциях

1. Основной схемой является **трехслойная несущая оболочка с многослойными углепластиковыми обшивками и сотовым наполнителем.**

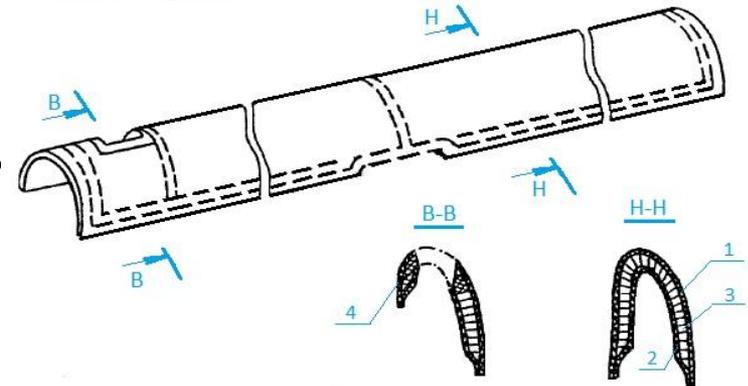
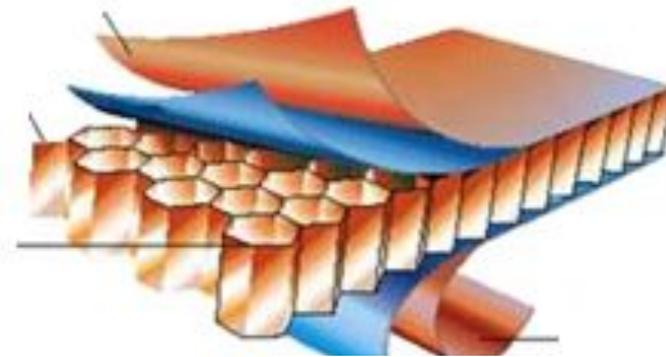
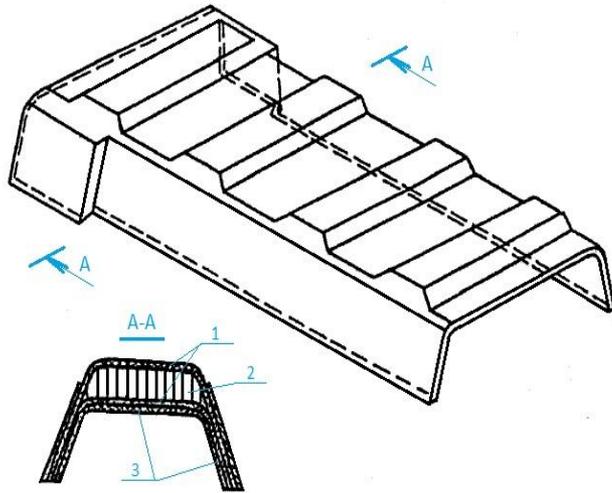
2. **Сетчатые намоточные оболочки**



3. **Интегральные панели с ребрами жесткости различных направлений**



Сотовые конструкции

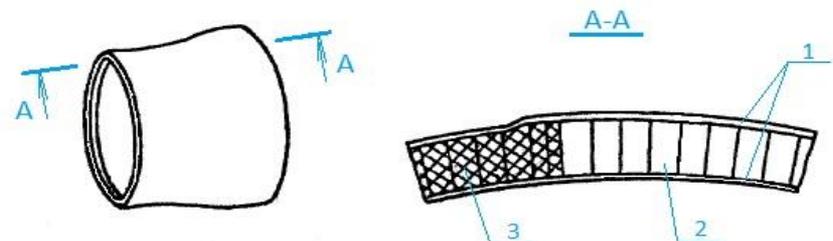


В ракетостроении применяются при изготовлении

- головных частей ракет
- лобовых экранов спускаемых аппаратов
- оболочек отсеков,
- каркасов солнечных батарей

В авиационной промышленности применяются при изготовлении:

- обтекателей самолетов и вертолетов
- панелей фюзеляжа, крыла
- лонжеронов
- шпангоутов
- деталей интерьера



Корпуса ракетных двигателей и др. несущие конструкции (сетчатые конструкции)



Корпус космического аппарата «Экспрес-МД»



Несущая конструкция космического аппарата



Не несущие конструкции космических аппаратов

Сетчатые конструкции



Отсек ракеты «Тополь-М»



Металлический
прототип отсека
ракеты «Тополь-М»



Металлический
прототип
адаптера

Сетчатые конструкции

Сетчатые конструкции из ПКМ начали производиться в нашей стране с конца 70-х гг.

Основными несущими элементами сетчатой конструкции являются ребра из однонаправленного углепластика.

Сетчатые конструкции отличаются существенно меньшей массой (до 60%) по сравнению с металлическими прототипами. Масса сетчатой конструкции может быть сделана сколь угодно малой с увеличением расстояний между ребрами и снижением (естественно, до разумного предела) площади сечения ребра. Подбирая материалы спиральных и кольцевых ребер и изменяя соответствующим образом угол наклона спиральных ребер, можно обеспечить **нулевую температурную деформацию стержня в осевом направлении.**

Высокие механические характеристики ПКМ проявляются только в слоях **армированных в направлении нагружения.**

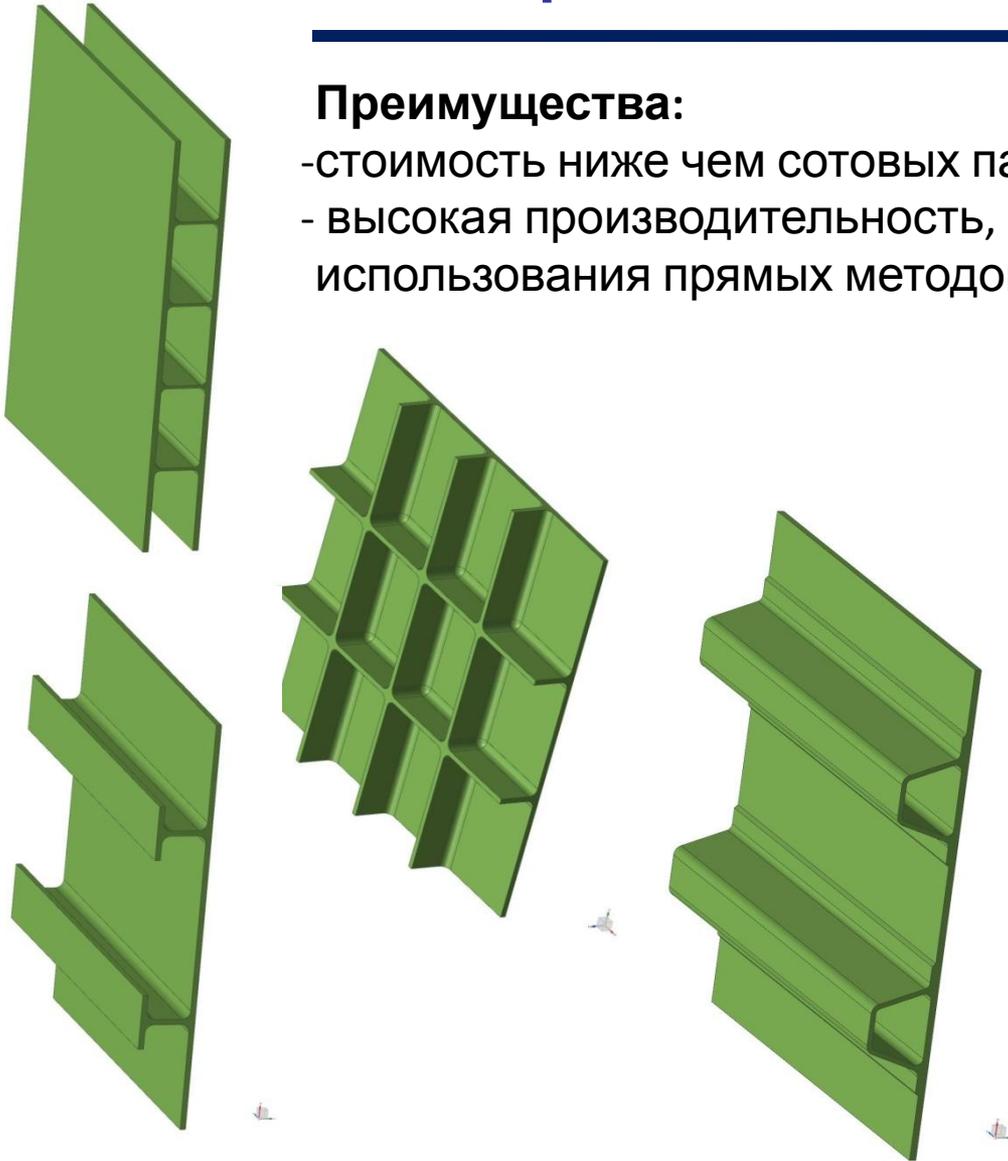
Масса сетчатой конструкции составляет 0.25 кг/м

Простейшая структура должна состоять не менее чем из трех слоев с различными углами армирования.

Интегральные панели со стрингерами открытого и замкнутого профиля

Преимущества:

- стоимость ниже чем сотовых панелей;
- высокая производительность, за счет использования прямых методов формования.



Орбитальный комплекс «Мир»

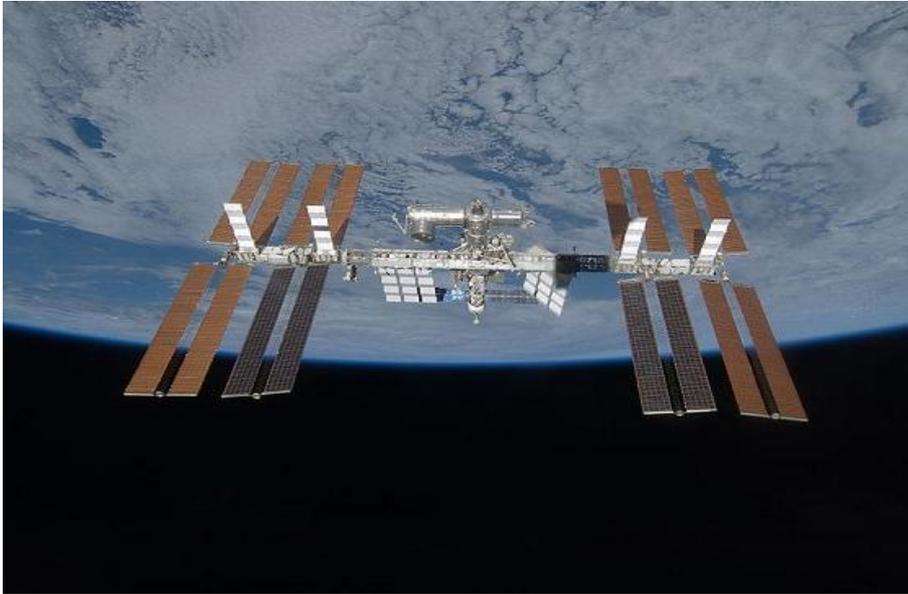
Баллоны высокого давления (лейнеры) и криогенные трубопроводы



В конце 1979 года в НТК им. Туполева началось создание самолета на базе ТУ-204 с топливом из жидкого водорода.

2 варианта трубопроводов:

- с металлическим лейнером (внутренняя оболочка из нержавеющей фольги толщиной не более 0,1 мм) и внешней обмоткой из однонаправленного углепластика (в настоящее время не используется);
- без лейнера, т.е. оболочка состояла из тонкой полиимидной пленки толщиной 60 мкм со фторопластовым покрытием.

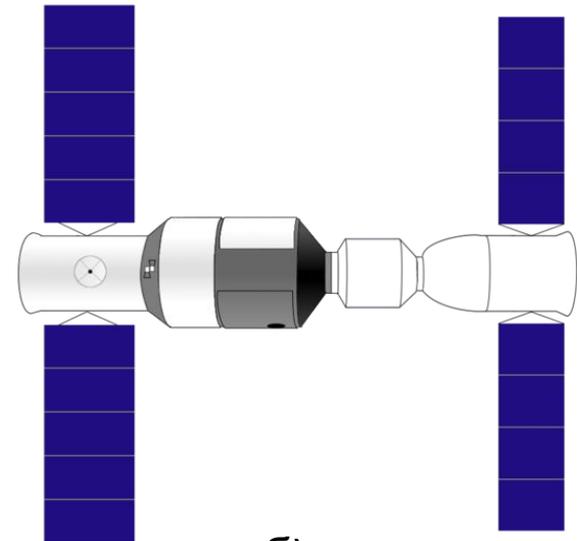


а)

а) Действующая орбитальная станция МКС.

б) Действующая орбитальная станция Тяньгун.

в) Надувной космический модуль Genesis.



б)



в)

Перспективные космические конструкции

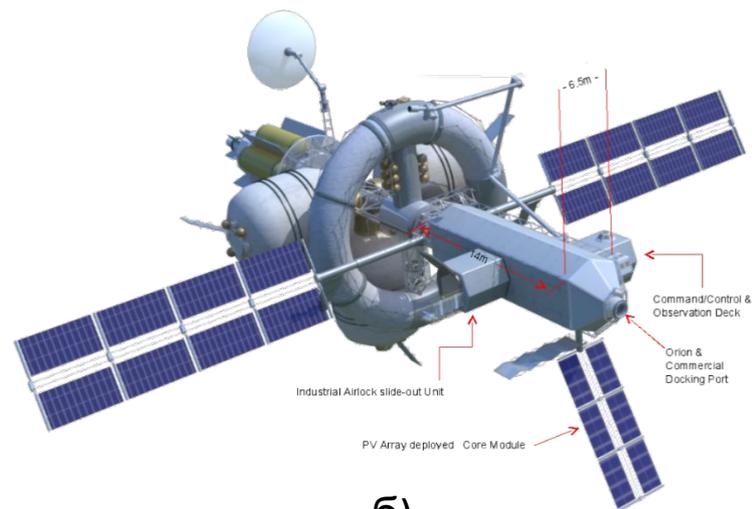


а)

а) Проект «Orbital Technologies» строительства первого коммерческого отеля в космосе.

б) Многофункциональный исследовательский космический корабль Nautilus-X.

в) Надувной космический модуль BEAM.

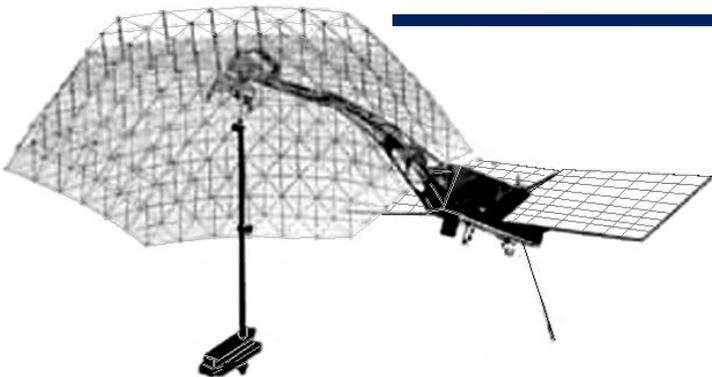


б)

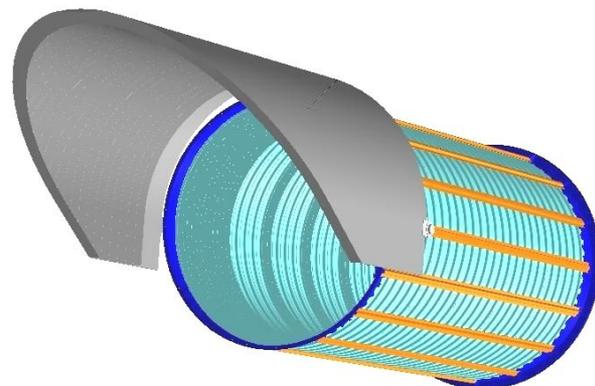


в)

Примеры углепластиковых размеростабильных конструкций



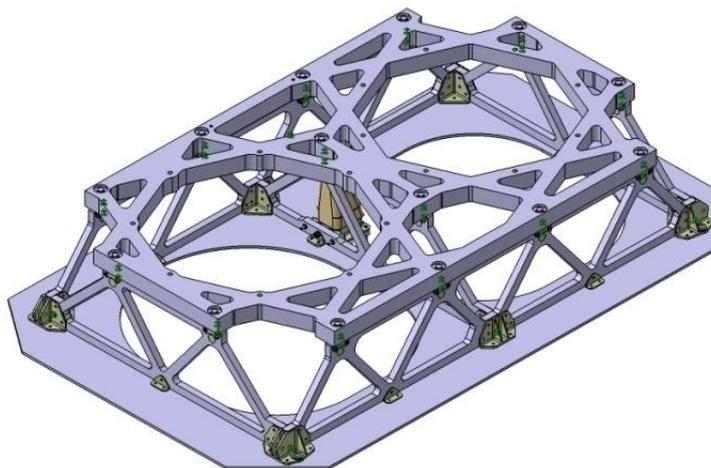
Штанга поворотного устройства космического аппарата «Кондор»;



Корпус ультрафиолетового телескопа Т-170М с гофрированной обечайкой



Рама детектора переходного излучения



Прецизионная платформа для размещения высокоточной оптической аппаратуры спутника дистанционного зондирования Земли

Коэффициенты линейного термического расширения углеродных волокон и лент при последовательных нагревах

Марка волокна	Температура испытания, ° С	КЛТР в зависимости от количества последовательных нагреваний образцов, $10^{-7}, \text{K}^{-1}$				
		1	2	3	4	5
Кулон (лента)	30	-20,7	-3,6	-3,4	-3,2	-3,2
	100	-13,2	-5,5	-5,5	-5,3	-5,2
УКН-П (волокно)	30	-10,5	-7,3	-7,2	-7,1	-7,0
	100	-9,81	-8,80	-8,79	-8,78	-8,78
ЛЖУ-35 (лента)	30	-16,3	-5,8	-5,7	-5,6	-5,5
	100	-9,5	-7,8	-7,6	-7,6	-7,5

КЛТР \approx const только после первичного
нагрева

Зонтичные космические антенны



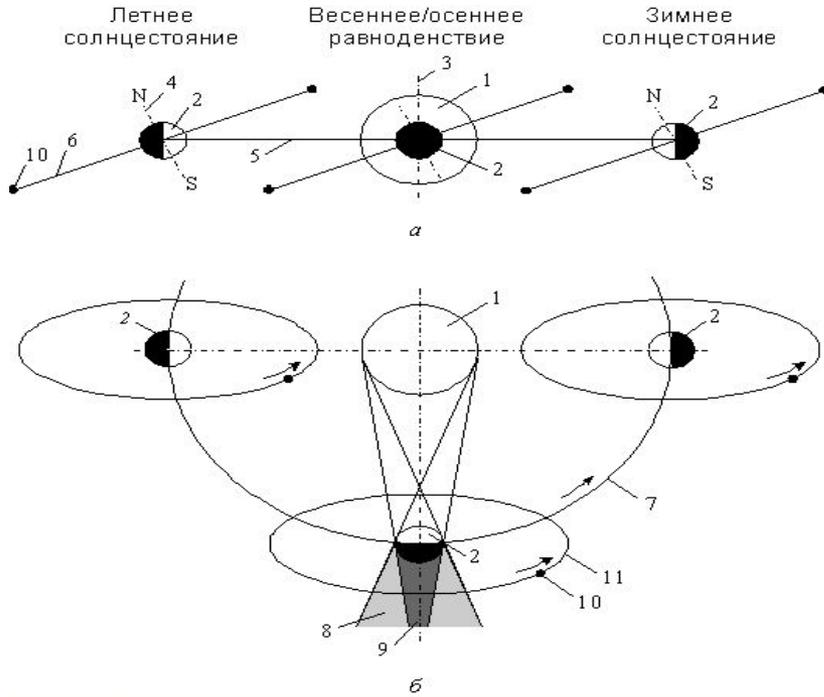
а) спутника TDRS («Harris» corp.), (диаметр рефлектора $D=4,8$ м);

б) спутника Garuda-1 («Harris» corp.), ($D=12,0$ м);

в) орбитальная станция «МИР» ЗАО «НПО «ЭГС»), ($D=6,4$ м);

г) спутника Луч-5А (ОАО «Информационные спутниковые системы им. акад. М.Ф. Решетнева»), ($D=4,2$ м)

Условия работы космических антенн



- Глубокий вакуум;
- переменные потоки излучения;
- продолжительность работы – до 15 лет.

Геостационарная орбита ($H=35743$ км)	q_s , Вт/м ²	q_R , Вт/м ²	q_E , Вт/м ²
Освещенный участок	1368	0	5,5
Теневой участок	0	0	5,5

Низкая орбита ($H = 350$ км)	q_s , Вт/м ²	q_R , Вт/м ²	q_E , Вт/м ²
Освещенный участок	1368	265	220
Теневой участок	0	0	220

Относительно положение Солнца, Земли и орбиты космического аппарата:

- а – вид из плоскости эклиптики; б – проекция на плоскость эклиптики; 1 – Солнце; 2 – Земля; 3 – ось вращения Солнца; 4 – ось вращения Земли; 5 – плоскость эклиптики; 6 – плоскость земного экватора; 7 – орбита Земли; 8 – полутень; 9 – тень; 10 – космический аппарат; 11 – геостационарная орбита космического аппарата

- q_s – прямое солнечное излучение;
 q_R – отраженное Землей излучение Солнца;
 q_E – собственное излучение Земли

Требования к развёртываемым космическим антеннам

- Жёсткость конструкции в рабочем положении
- Малый объём и масса в свёрнутом положении
- Сохранение стабильности формы и размеров в процессе эксплуатации
- Механизмы развёртывания должны быть очень надёжны
- Низкая стоимость и простота изготовления

$$\Lambda = c/\vartheta, \quad \Lambda = 3 \cdot 10^8 / 3 \cdot 10^{10} = 10^{-2} \text{ м.}$$

$$\Delta < \Lambda/50, \quad \Delta < 2 \cdot 10^{-4} \text{ м.}$$

Λ – длина радиоволны, на которой работает антенна;

$c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость радиоволны;

$\vartheta = 30$ ГГц = $3 \cdot 10^{10}$ с⁻¹ – рабочая частота антенны;

Δ – предельное отклонение профиля поверхности антенны от идеальной.

Материалы рефлекторов космических антенн

1. Углепластики

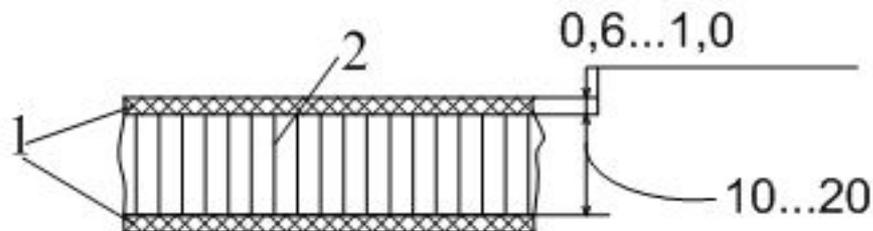


Схема панели с сотовым наполнителем:

1 – слои из полимерного композиционного материала (углепластик);

2 – соты из металлической (алюминиевой) фольги

физические свойства эпоксидной смолы и углеродных волокон

Материал	$\alpha \cdot 10^{-6}, \text{K}^{-1}$	$\lambda, \text{Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$	$c_p, \text{Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$
Эпоксидная смола	66	0,17 – 0,19	650 – 1200
Углеродное волокно	-0,5 – 2	70 – 125	560 – 925

Сравнение свойств углепластика и алюминиево-магниевого сплава

Материал	$\alpha \cdot 10^{-6}, \text{K}^{-1}$	$\lambda, \text{Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$	$\rho, \text{кг}/\text{м}^3$
Углепластик	1,0	0,5 – 12,0	1500
Алюминиево-магниевый сплав	20,0	100 – 120	2800

α - температурный коэффициент линейного расширения (ТКЛР);

λ - коэффициент теплопроводности; c_p - удельная теплоемкость; ρ - плотность

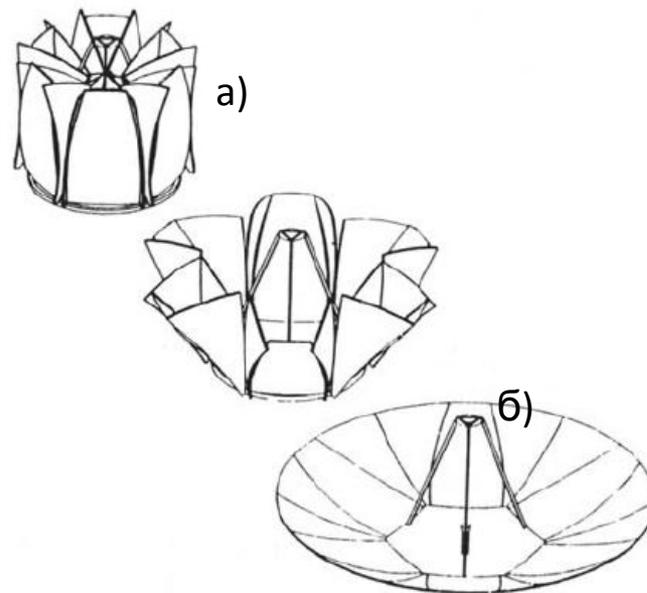
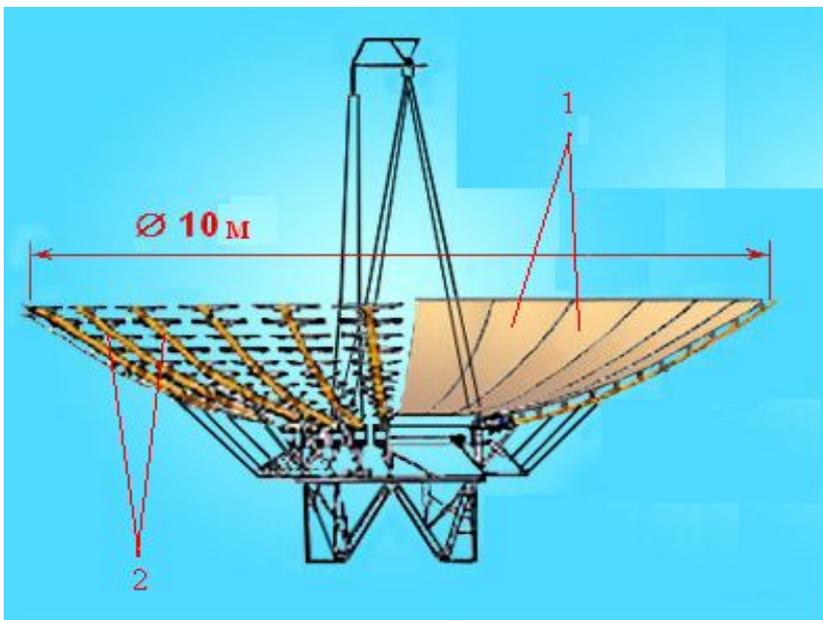


Схема рефлектора космического аппарата «Астрон»:

- 1 – трёхслойные панели из углепластика и сотового наполнителя (2800x7800 мм², толщина - до 50 мм);
- 2 – стержни из углепластика (длина – до 1300 мм)

Предельное отклонение параболической поверхности антенны от номинальной $\Delta < 0,4$ мм

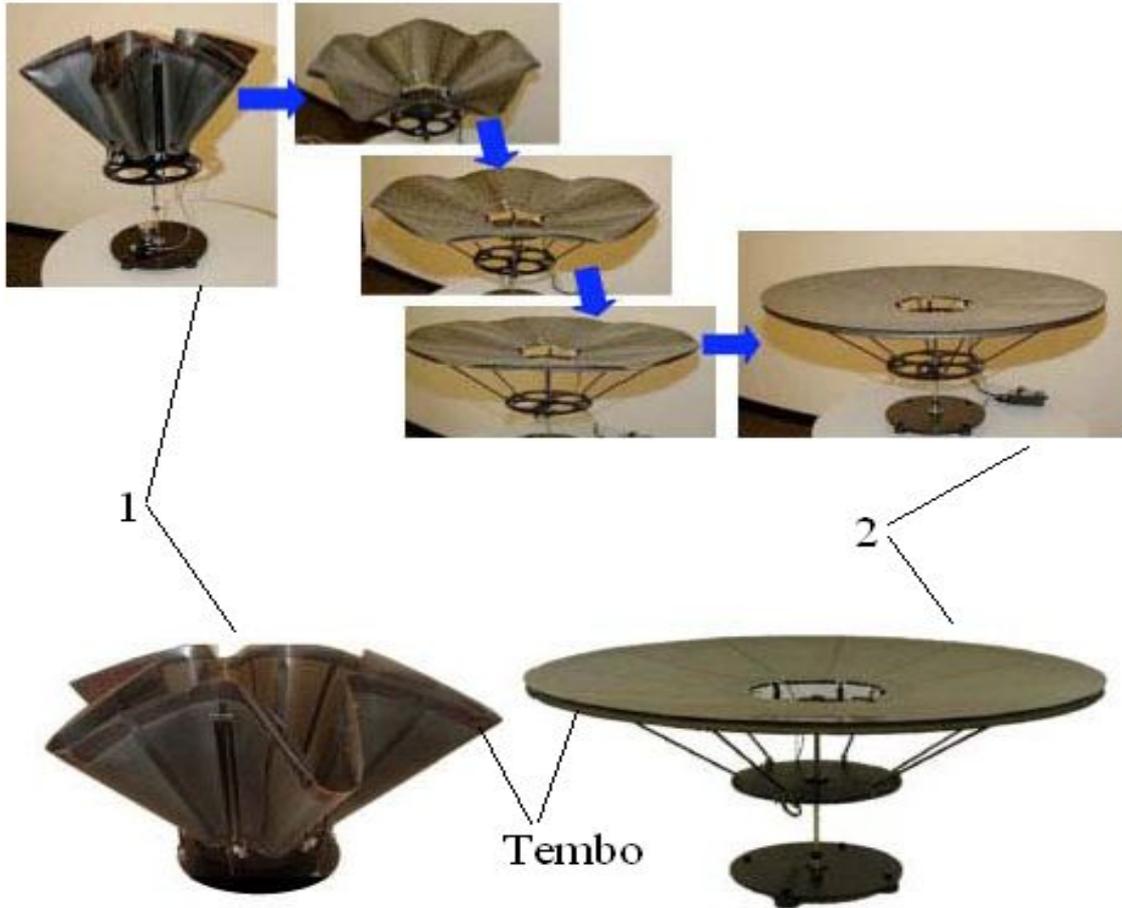
Антенна Sunflower

а – в сложенном состоянии (диаметр 4,4 м, высота 6,6 м);

б – в раскрытом состоянии (диаметр 15,0 м)

$\Delta < 0,75$ мм

2. Материалы с памятью формы TEMBO



Процесс раскрытия модели Flexible Precision Reflector (FPR):

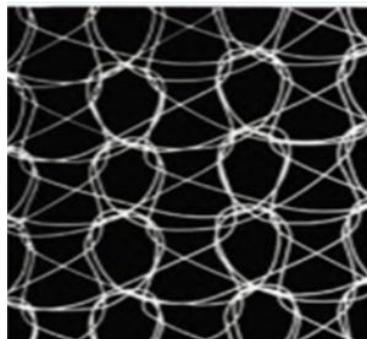
1 – рефлектор в сложенном состоянии;

2 – в раскрытом состоянии.

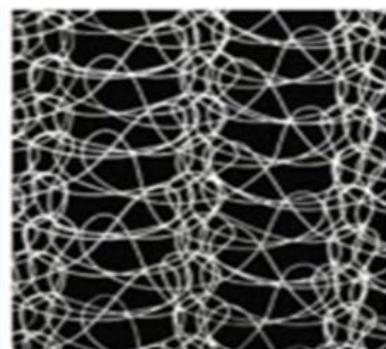
3. Металлические сетеполотна



а



б



в



г

Фотографии различных типов сетеполотен:

а – из стальной проволоки диаметром $d=20$ мкм;

б – из вольфрамовой проволоки $d= 5$ мкм;

в – из стальной проволоки $d= 20$ мкм;

г – из стальной проволоки $d= 50$ мкм

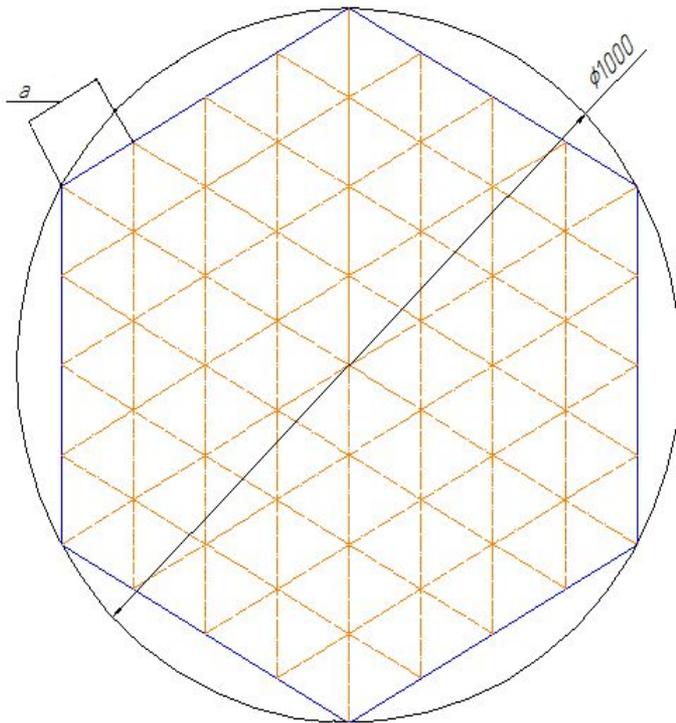
Разработка рефлектора космической антенны в МГТУ им. Н. Э. Баумана



Антенный рефлектор изготовлен из полимерного КМ с низкой плотностью, высокой жесткостью и размеростабильностью в условиях эксплуатации в диапазоне температур от минус 160°С до +140°С. Рабочая частота данной антенны должна составлять $\vartheta = 60$ ГГц ($\Delta < 10^{-4}$ м).

Исследование влияния оребрения рефлектора антенны на его температурное состояние

Высота ребра - 20мм
 Масса поверхности - 2,3 кг/м²
 Толщина обшивки около 0,9 - 1,0 мм
 а - длина одной секции ребра 125 мм



Допущения:

1. Рефлектор термически тонкий;
2. Кривизна поверхности рефлектора не учитывалась;
3. Взаимное влияние ребер не учитывалась.

Исходные данные: диаметр рефлектора $D=1000$ мм, высота ребра $H=20$ мм, $A=0,8$, $\epsilon = 0,86$.

1) Равновесная температура рефлектора с ребрами.

$$S_{над} = (\pi D^2)/4;$$

$$S_{изл} = (2\pi D^2)/4 + S_{реб.};$$

$$S_{реб} = \sum S_{ребi}, i=1 \dots 9;$$

$$S_{1 \text{ ребра}} = 2L \cdot H, L - \text{длина ребра.}$$

$$T = (Aq_s S_{над} / \epsilon \sigma_0 S_{изл})^{0,25}$$

$$T_{с \text{ ребр.}} = 294,2 \text{ К.}$$

2) Равновесная температура рефлектора без ребер.

$$S_{над} = (\pi D^2)/4;$$

$$S_{изл} = (2\pi D^2)/4;$$

$$T_{без \text{ ребер}} = 325,5 \text{ К.}$$

$$T_{без \text{ ребер}} - T_{с \text{ ребр.}} = 325,5 - 294,2 = 31,3 \text{ К.}$$

$S_{над}$ – площадь поверхности рефлектора, которая поглощает падающий солнечный поток.

$S_{изл}$ – площадь поверхности собственного излучения рефлектора.

Исследование температурного состояния рефлектора на геостационарной орбите

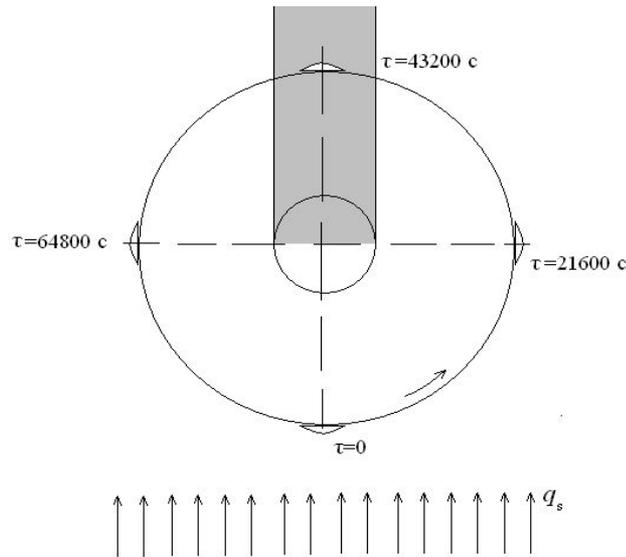


Схема движения рефлектора по геостационарной орбите во время весеннего равноденствия

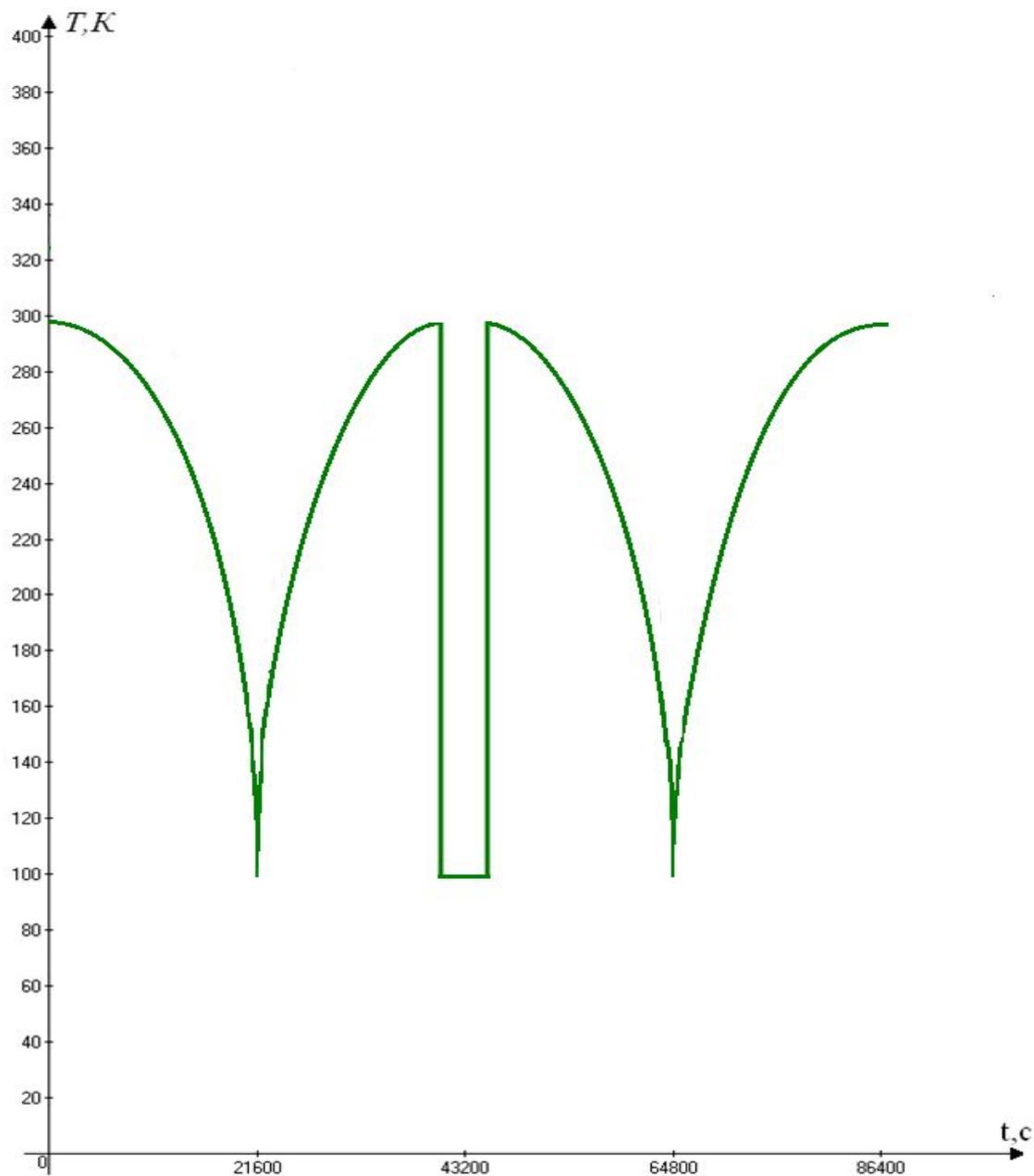
Допущения:

1. Рефлектор термически тонкий;
2. Кривизна поверхности рефлектора не учитывалась;
3. Поглощаемый рефлектором тепловой поток зависит от ориентации по отношению к солнечным лучам.

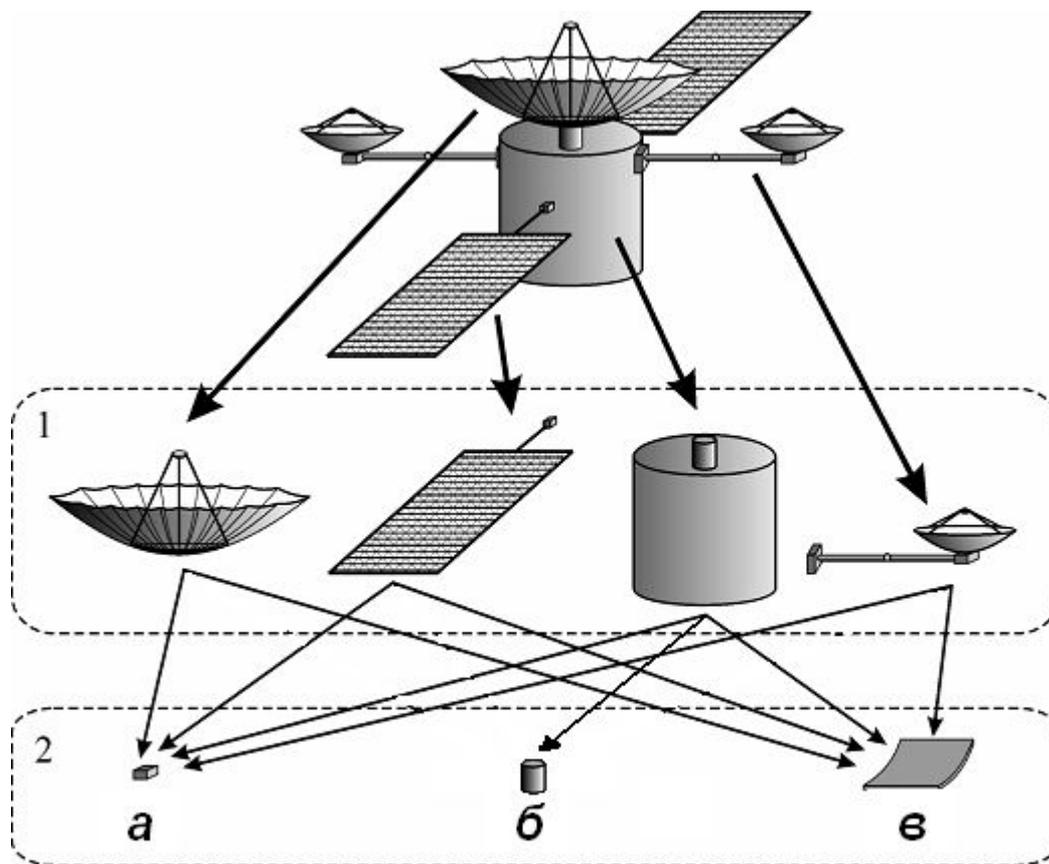
$$q_w = q_s \cos(23^\circ 27') |\cos(\omega t)| + q_E,$$

где $\omega = 7,27 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – угловая скорость движения аппарата вокруг Земли, t – текущее время, q_s – плотность потока солнечного излучения; q_E – плотность потока собственного излучения Земли.

$$T = \sqrt[4]{\frac{(Aq_s |\cos(\omega t)| \cos(23^\circ 27') \pi R + Aq_s D \cdot (h + \delta) \cos(23^\circ 27') |\sin(\omega t)| + Aq_E \pi R)}{\varepsilon \sigma \cdot 2\pi R + \varepsilon \sigma D \cdot (h + \delta)}}$$

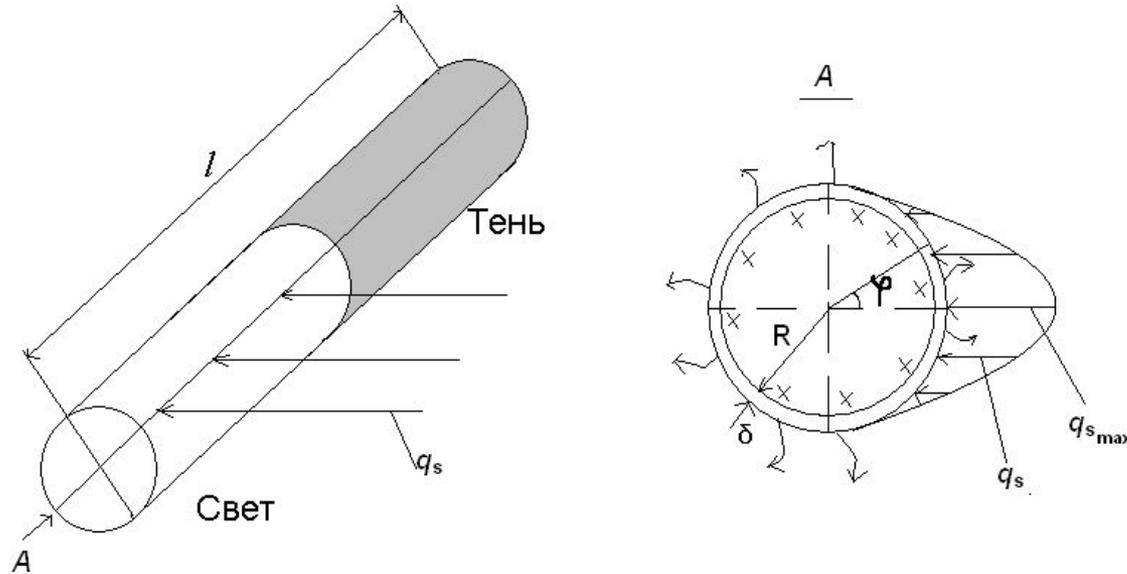


температурное состояние
эфлектора на геостационарной
орбите во время весеннего
равноденствия: $A = 0,8$, $\varepsilon = 0,86$.



Декомпозиция космической конструкции:
 1 – подконструкции; 2 – элементы;
a – сосредоточенный узел; *б* – оболочка; *в* – пластина

Неравномерно нагреваемая тонкостенная оболочка



Физическая модель

1. Оболочка термически тонкая (перепад температуры по толщине δ оболочки не учитывается); $\delta \ll R$, где R – радиус оболочки.
2. Задача нестационарная и нелинейная.
3. Температура T меняется в окружном и продольном направлениях.
4. Начальное распределение температуры T_0 известно.
5. Теплообмен в торцах не учитывается.
6. Оптические свойства – коэффициент поглощения A и излучательная способность ε наружной поверхности оболочки известны, внутренняя поверхность теплоизолирована.
7. Одна часть оболочки нагревается переменным по времени потоком солнечного излучения q_s , а другая находится в тени.

Математическая модель

$$(c\rho) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{R^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} (\lambda_x(T) \frac{\partial T}{\partial \varphi}) + \frac{\partial}{\partial y} (\lambda_y(T) \frac{\partial T}{\partial y}) + q_V; \quad (1)$$

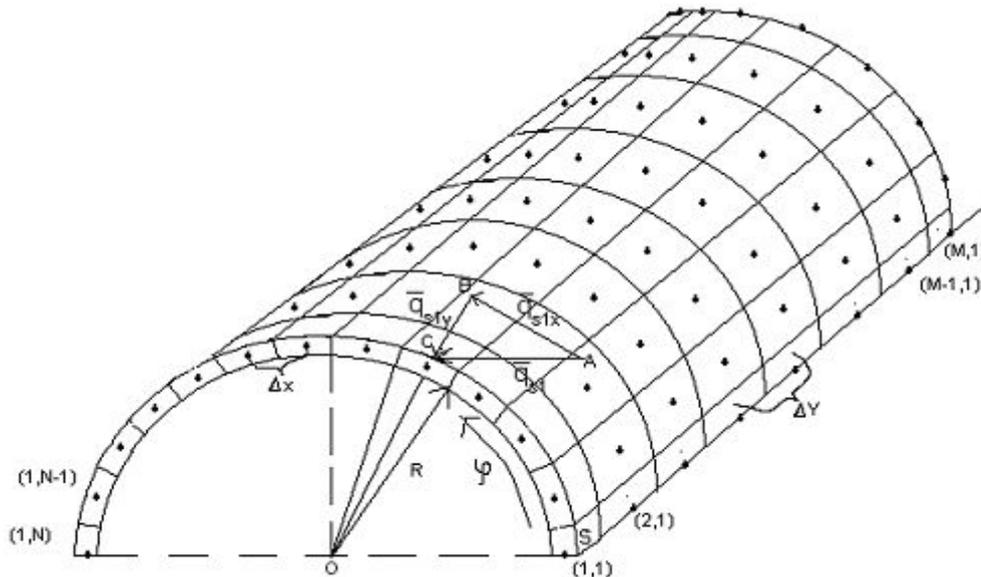
$$\tau = 0, T = T_0(x, y); \quad (2)$$

$$\varphi = 0, \pi, \frac{\partial T}{\partial \varphi} = 0; \quad (3)$$

$$y = 0, l, \frac{\partial T}{\partial y} = 0; \quad (4)$$

где $q_V = \frac{(q^n - q^u) S_n}{V} = \frac{q^n - q^u}{\delta}$, q^n , q^u – поглощенный и излученный потоки

наружной поверхностью S_n оболочки, V – объем материала оболочки.



Узлы пространственной сетки:
 (x_n, y_m) , $n=[1, N]$; $m=[1, M]$

$\Delta x = \pi R / (N-1)$, $\Delta y = l / (M-1)$ –
 шаги по координатам $x = \varphi R$, y ;
 $\Delta \tau$ – шаг по времени.

Схема разбиения оболочки на элементарные объемы

Система разностных уравнений

Для подсистемы относительно оси X:

$$T_{m,n+1}^{j-1} \frac{\lambda_{X_n+\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x^2} + T_{m,n}^{j-1} \left(\frac{-\lambda_{X_n+\Delta X/2, Y_m} - \lambda_{X_n-\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x^2} - \frac{(c\rho)_{m,n}}{\Delta \tau} \right) +$$

$$+ T_{m,n-1}^{j-1} \frac{\lambda_{X_n-\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x^2} + \left(\frac{q_{V,m,n}}{2} + \frac{(c\rho)_{m,n} T_{m,n}^{j-1}}{\Delta \tau} \right) = 0; \quad (5)$$

$$T_{m,1}^{j-1} \left(\frac{-\Delta x (c\rho)_{m,1}}{2\Delta \tau} - \frac{\lambda_{\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x} \right) + T_{m,2}^{j-1} \left(\frac{\lambda_{\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x} \right) + T_{m,1}^{j-1} \frac{\Delta x (c\rho)_{m,1}}{2\Delta \tau} + \frac{q_{V,m,1} \Delta x}{4} = 0; \quad (6)$$

$$T_{m,N}^{j-1} \left(\frac{-\Delta x (c\rho)_{m,N}}{2\Delta \tau} - \frac{\lambda_{X_N-\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x} \right) + T_{m,N-1}^{j-1} \frac{\lambda_{X_N-\Delta X/2, Y_m}}{\Delta x} +$$

$$+ T_{m,N}^{j-1} \frac{\Delta x (c\rho)_{m,N}}{2\Delta \tau} + \frac{q_{V,m,N} \Delta x}{4} = 0. \quad (7)$$

где $\lambda_{X_n-\Delta X/2, Y_m} = \frac{\lambda_{X_n Y_m} + \lambda_{X_{n-1} Y_m}}{2}$, $\lambda_{X_n+\Delta X/2, Y_m} = \frac{\lambda_{X_n Y_m} + \lambda_{X_{n+1} Y_m}}{2}$

$q_{m,n}^u = \varepsilon \sigma (T_{m,n}^{j-1})^4$, σ – постоянная Стефана-Больцмана;

$q_{m,n}^n = A q_{S_{\max}} \cos(\Delta x / R \cdot (n-1))$ для $n=[1, N/2]$;

$q_{m,n}^n = A q_{S_{\max}} \cos(\Delta x / R \cdot (N-n))$ для $n=[N/2, N]$.

для второй подсистемы относительно оси y :

$$T_{m+1,n}^j \frac{\lambda_{X_n, Y_m + \Delta Y / 2}}{\Delta y^2} + T_{m,n}^j \left(\frac{-\lambda_{X_n, Y_m + \Delta Y / 2} - \lambda_{X_n, Y_m - \Delta Y / 2}}{\Delta y^2} - \frac{(c\rho)_{m,n}}{\Delta \tau} \right) +$$

$$+ T_{m-1,n}^j \frac{\lambda_{X_n, Y_m - \Delta Y / 2}}{\Delta y^2} + \left(\frac{q_{V,m,n}}{2} + \frac{(c\rho)_{m,n} T_{m,n}^{j-1}}{\Delta \tau} \right) = 0; \quad (8)$$

$$T_{1,n}^j \left(\frac{-\Delta y (c\rho)_{1,n}}{2\Delta \tau} - \frac{\lambda_{X_n, \Delta Y / 2}}{\Delta y} \right) + T_{2,n}^j \frac{\lambda_{X_n, \Delta Y / 2}}{\Delta y} + T_{1,n}^{j-1} \frac{\Delta y (c\rho)_{1,n}}{2\Delta \tau} + \frac{q_{V,1,n} \Delta y}{4} = 0 \quad (9)$$

$$T_{M,n}^j \left(\frac{-\Delta y (c\rho)_{M,n}}{2\Delta \tau} - \frac{\lambda_{X_n, Y_M - \Delta Y / 2}}{\Delta y} \right) + T_{M-1,n}^j \frac{\lambda_{X_n, Y_M - \Delta Y / 2}}{\Delta y} +$$

$$+ T_{M,n}^{j-1} \frac{\Delta y (c\rho)_{M,n}}{2\Delta \tau} + \frac{q_{V,M,n} \Delta y}{4} = 0, \quad (10)$$

где $\lambda_{X_n, Y_m - \Delta Y / 2} = \frac{\lambda_{X_n Y_m} + \lambda_{X_n Y_{m-1}}}{2}$, $\lambda_{X_n, Y_m + \Delta Y / 2} = \frac{\lambda_{X_n Y_m} + \lambda_{X_n Y_{m+1}}}{2}$.

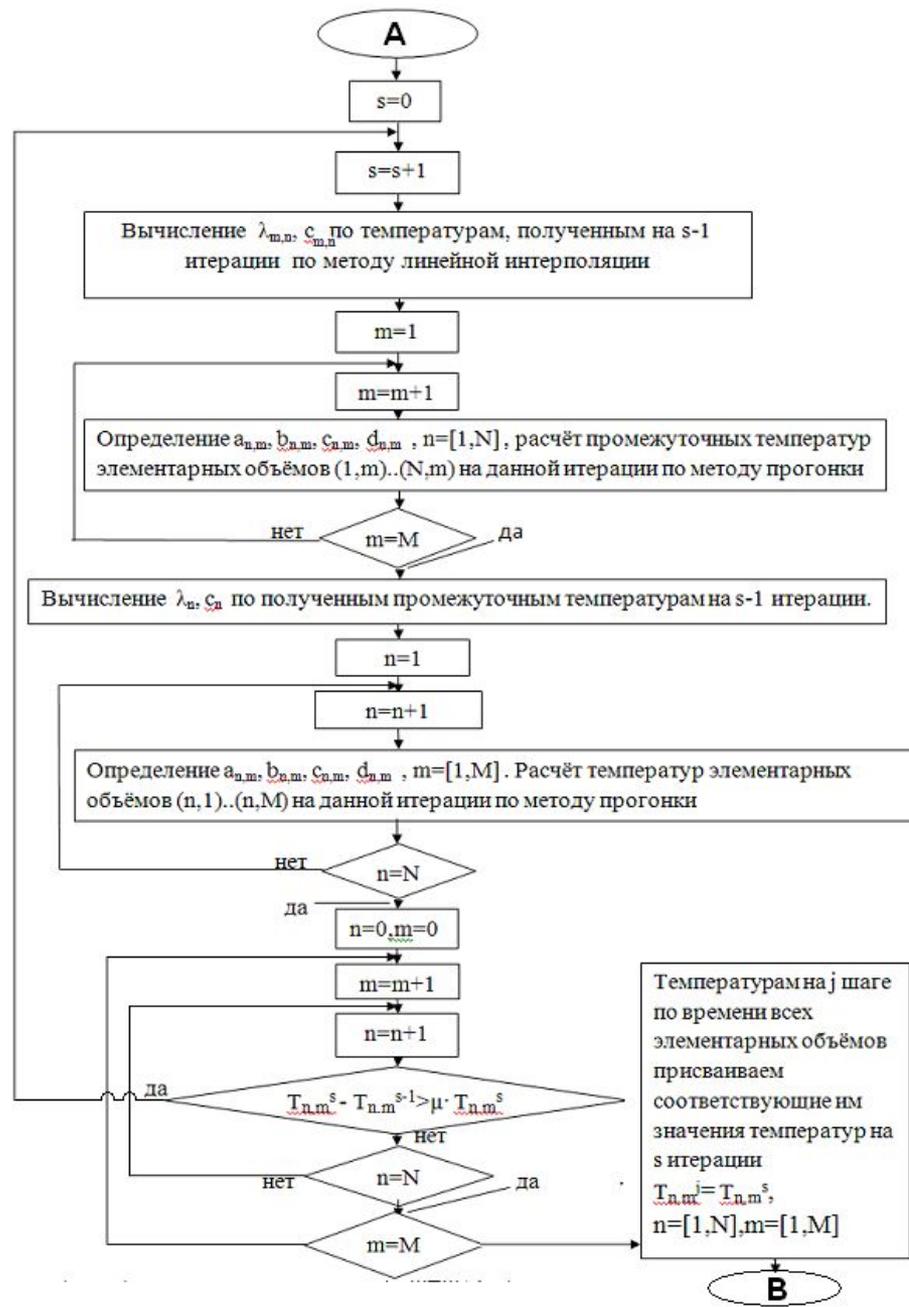
Система уравнений (5)-(10) приводится к виду:

$$a_1^{+j-1} T_2^{+j-1} + b_1^{+j-1} T_1^{+j-1} + d_1 = 0; \quad (11)$$

$$a_n^{+j-1} T_{n+1}^{+j-1} + b_n^{+j-1} T_n^{+j-1} + c_n^{+j-1} T_{n-1}^{+j-1} + d_n = 0, \quad n = [2, N-1]; \quad (12)$$

$$b_N^{+j-1} T_N^{+j-1} + c_N^{+j-1} T_{N-1}^{+j-1} + d_N = 0; \quad (13)$$

и решается методом прогонки.



(блок-схема 1)

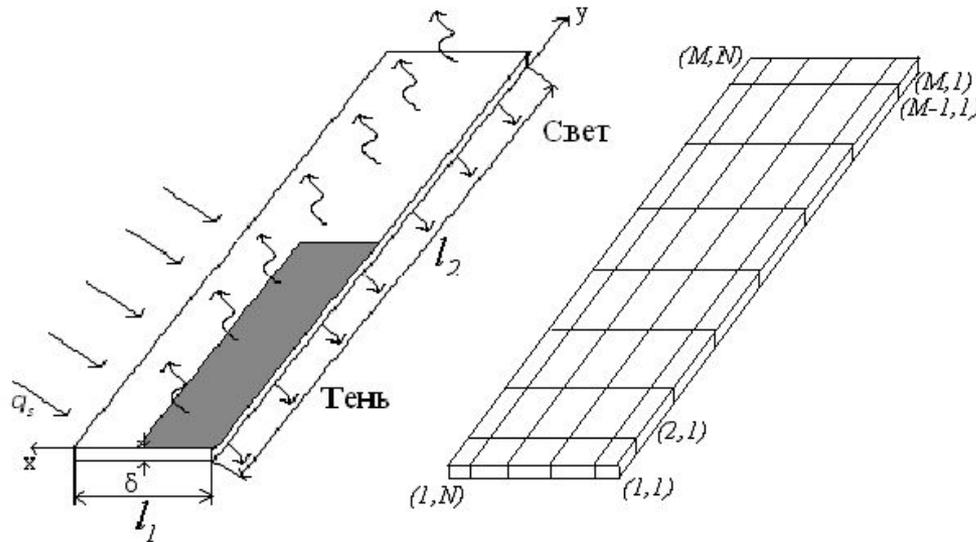
Алгоритм вычисления температуры узлов на текущем шаге по времени

Неравномерно нагреваемая тонкостенная пластина

10

Физическая модель:

1. Пластина термически тонкая $\delta \ll l_1$, $\delta \ll l_2$.
2. Задача нестационарная и нелинейная.
3. Одна часть пластины нагревается потоком солнечного излучения q_s , а другая находится в тени.
4. Начальное распределение температуры T_0 известно.
5. Торцы пластины теплоизолированы.



Математическая модель

$$(c, \rho) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y(T) \frac{\partial T}{\partial y} \right) + q_V; \quad (14)$$

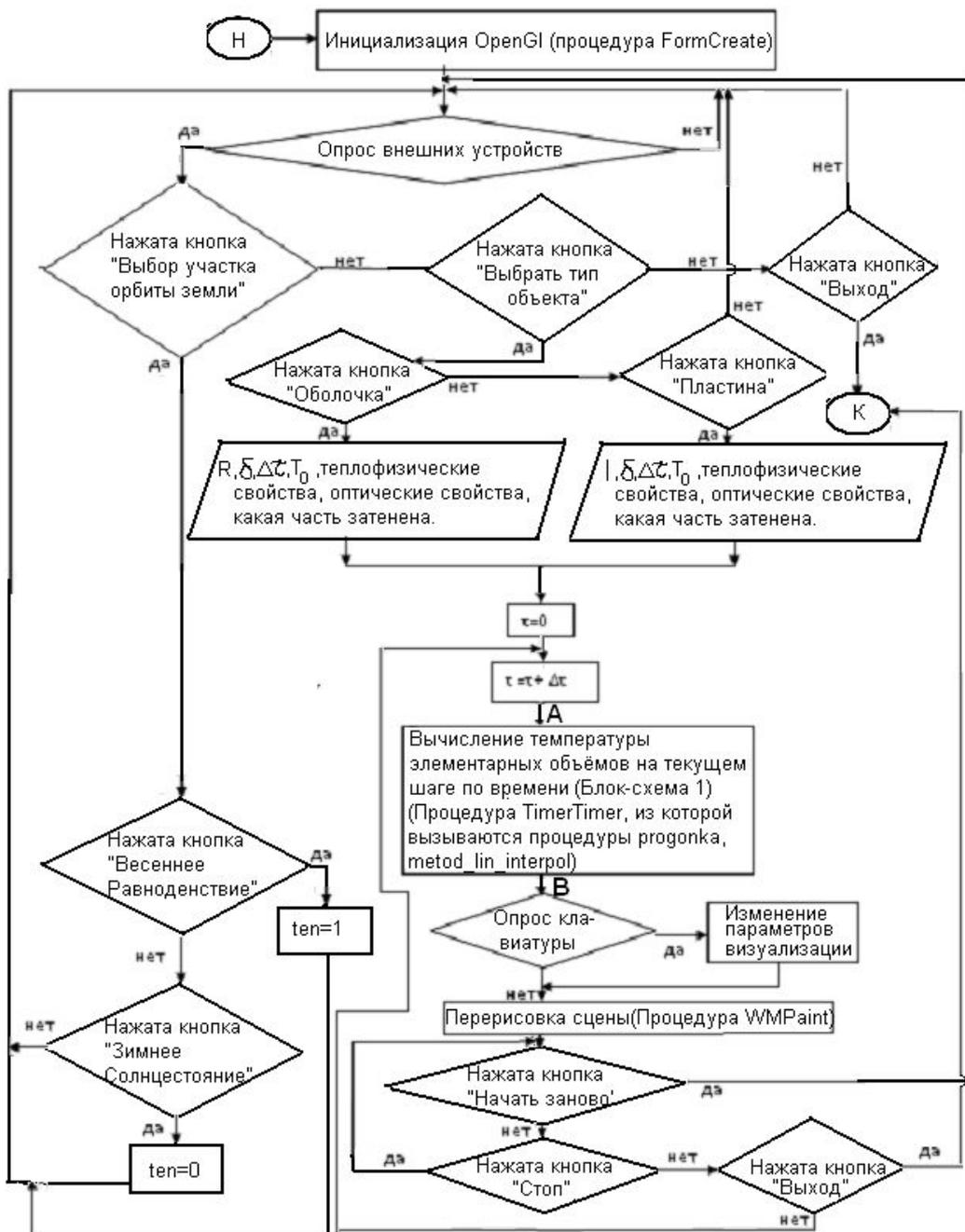
$$\tau = 0, T = T_0(x, y); \quad (15)$$

$$x = 0, l_1, \frac{\partial T}{\partial x} = 0; \quad (16)$$

$$y = 0, l_2, \frac{\partial T}{\partial y} = 0; \quad (17)$$

$$\text{где } q_V = \frac{(q^n - 2q^u) S_n}{V} = \frac{q^n - 2q^u}{\delta}.$$

Визуализация температурного состояния оболочки и пластины



Блок-схема структуры программы визуализации

Выводы:

1. Программа визуализации даёт наглядное представление о сложных процессах теплообмена в элементах космических конструкций (КК) с учётом их возможного затенения, анизотропии и зависимости от температуры теплофизических свойств материалов.
2. Результаты настоящей работы могут быть полезны в учебном процессе при изучении курса физики, а также дисциплин, связанных с изучением теплообмена КК.
3. В дальнейшем я планирую:
 - рассмотреть более сложные конструкции (например оболочки зеркальных антенн);
 - визуализировать температурное состояние элементов КК в нештатных ситуациях (например, маневрах при встрече с космическим мусором).

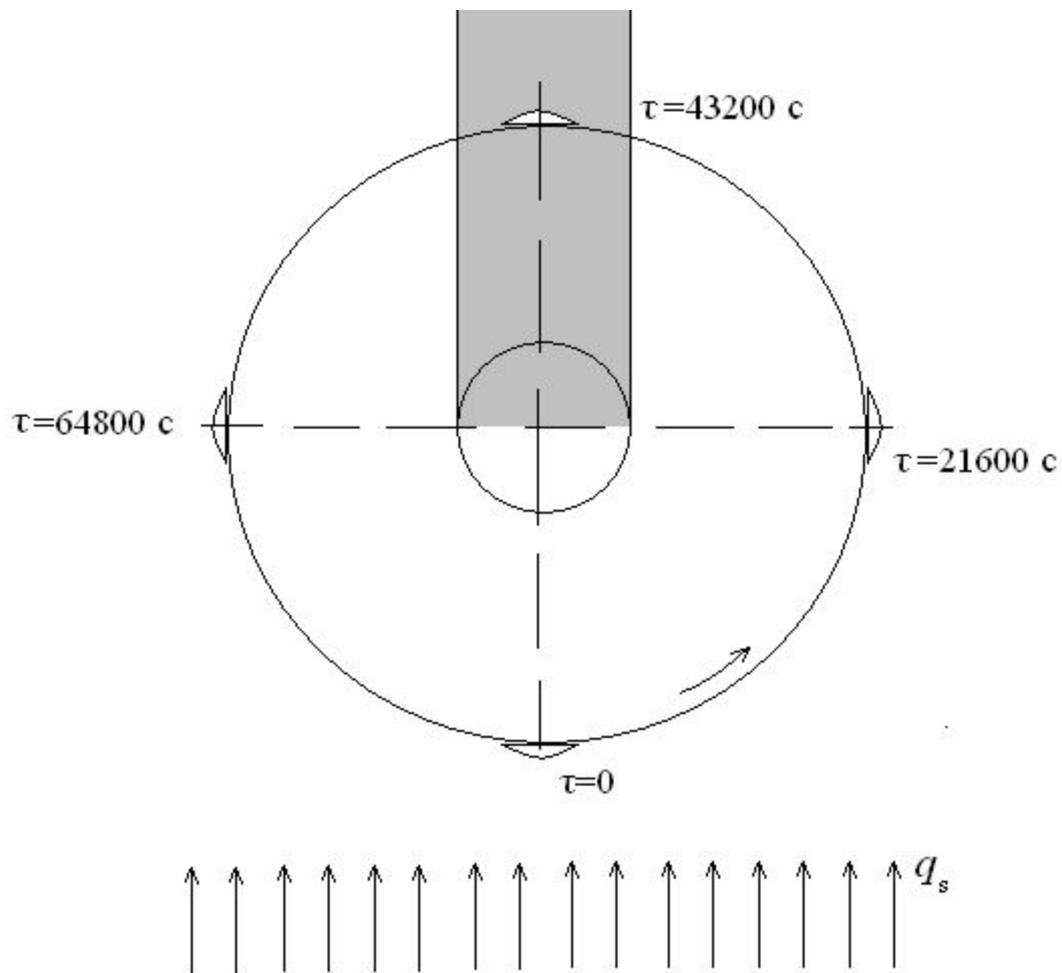
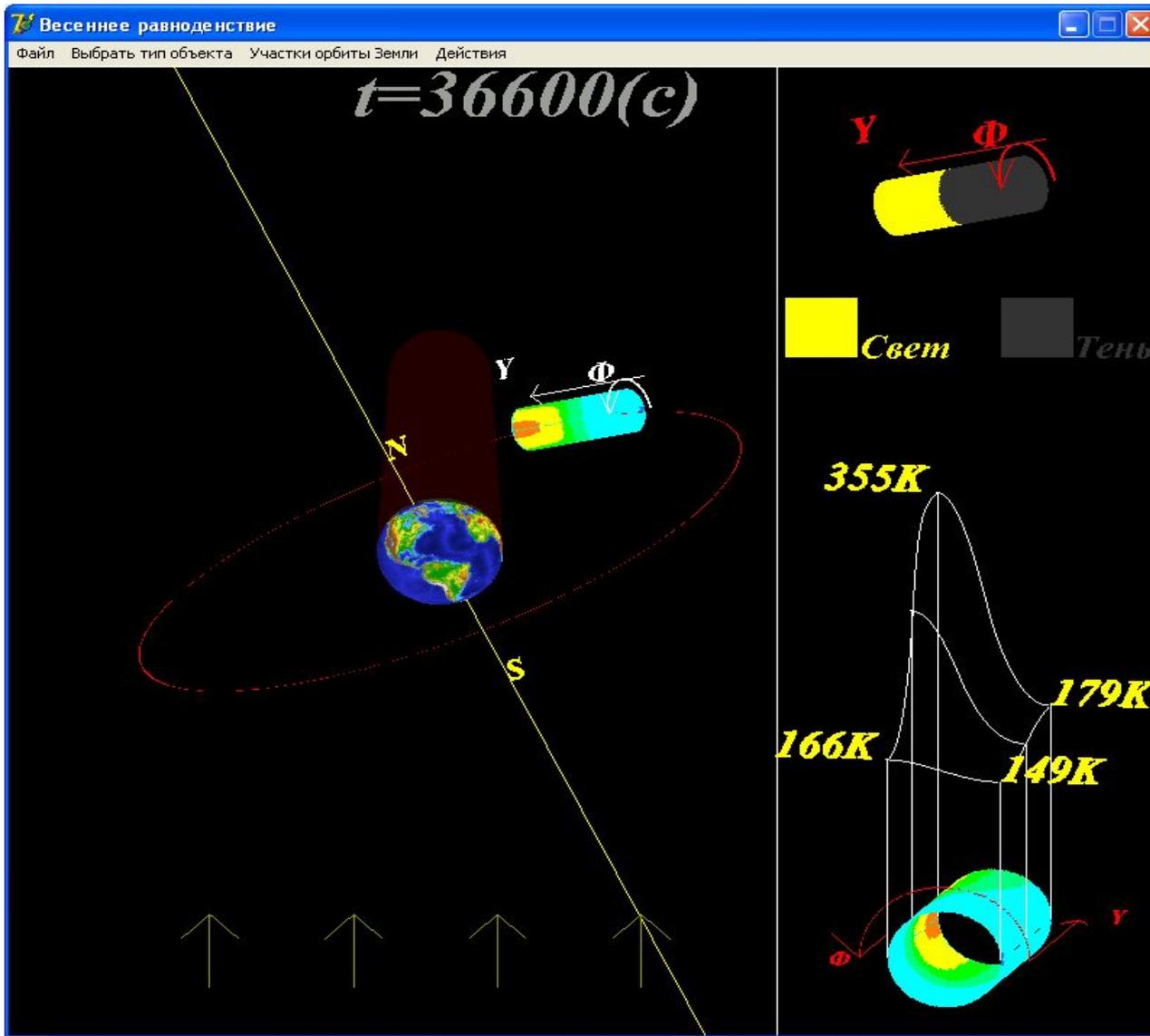


Схема движения КК по геостационарной орбите во время весеннего равноденствия



Кадр из программы визуализации температурного состояния тонкостенной оболочки в период весеннего равноденствия

Спасибо за внимание

malyin@mail.ru