

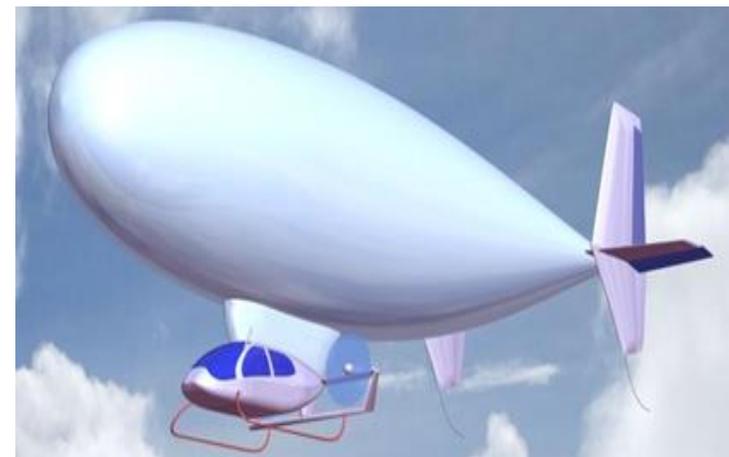


Беспилотный дирижабль
мягкого типа

Фонд
содействия развитию
авиации и космонавтики



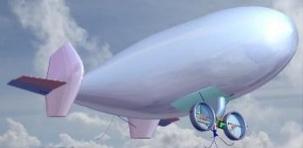
Научно-техническая конференция
XXI Научные чтения по авиации,
посвященные памяти Н. Е. Жуковского
Москва, МГТУГА, 18-19 апреля 2024 г.



**Тема доклада: «Беспилотный арктический дирижабль
с солнечными батареями»**

**Авторы: Гомберг Александр Аркадьевич, конструктор 1-ой категории.
Семенов Василий Васильевич, профессор, доктор технических наук**

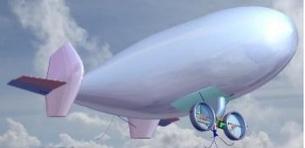
Москва, 2024 г.



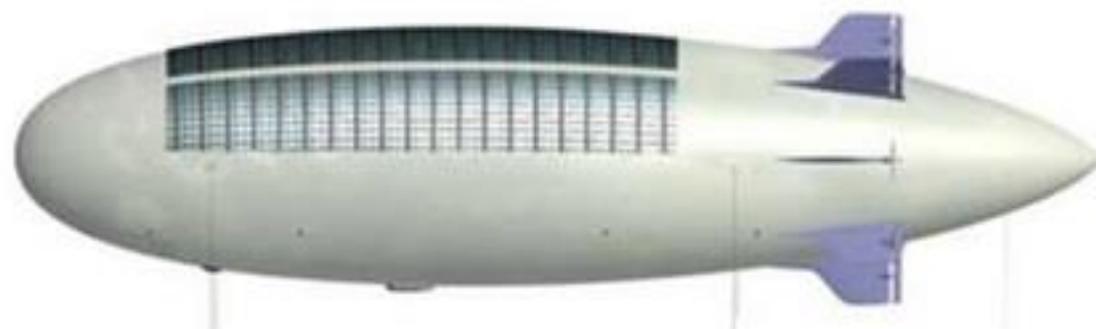
Цель: Разработка арктического дирижабля на солнечных батареях

Задачи:

- 1. Изучить историю создания дирижаблей, выявить их достоинства и недостатки.**
- 2. Рассчитать коэффициент лобового сопротивления и тягу винта на высоте 20 км**
- 3. Рассчитать необходимую площадь солнечных панелей.**
- 4. Произвести прочностной расчет пленки оболочки на высоте 20 км.**
- 5. Составить массовую сводку и 3D модель аппарата.**



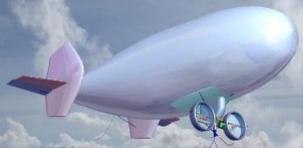
Стратосферный дирижабль «Беркут», фирма «Авгурь»



Характеристики дирижабля «БЕРКУТ»

Характеристика	Беркут ET	Беркут ML	Беркут HL
Объем оболочки:	192 000	256 000	320 000
Длина, м	150	200	250
Макс. диаметр, м	50	50	50
Расход энергии, кВт	100	165	230
Масса полезной нагрузки, кг	1000	1000	1000
Мощность, потребляемая полезной нагрузкой, кВт	15	15	15
Площадь элементов солнечной батареи, м ²	3 500	5 800	8 000
Мощность двигателя, кВт	50	50	50
Количество движителей	3	5	7
Высота базирования, км	20 -23	20 -23	20 -23
Продолжительность полета	6 месяцев	6 месяцев	6 месяцев
Общий вес, кг	13 500	18 000	22 500
Зона географической широты	0-30 град.	30-45 град.	45-60 град.
Количество секций ангара	12	14	18

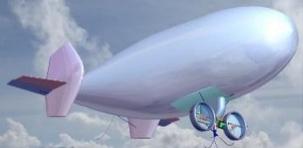
**Солнечные панели
расположены поверх
оболочки**



Арктический дирижабль, ЦАГИ



С 2008 г. ФГУП ЦАГИ разрабатывает свой вариант стратосферного дирижабля «ЦАГИ», но облик аппарата до конца не сформирован. За основу взят дирижабль с развитой килевой системой, на которой размещаются модули солнечных батарей, внешняя антенна и двигатели.



Беспилотный дирижабль
мягкого типа

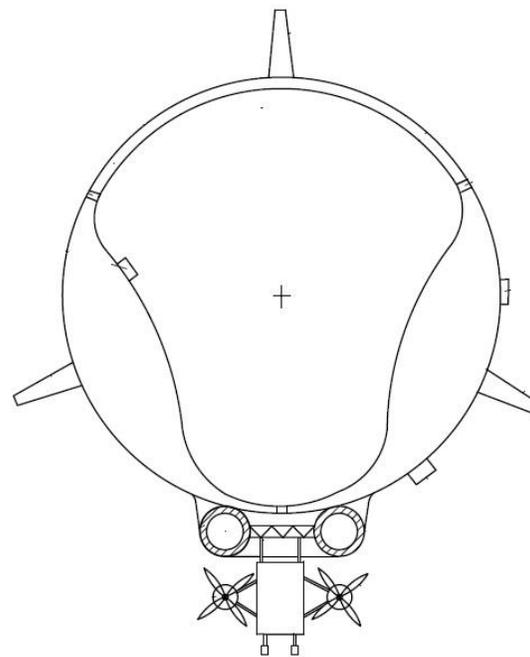
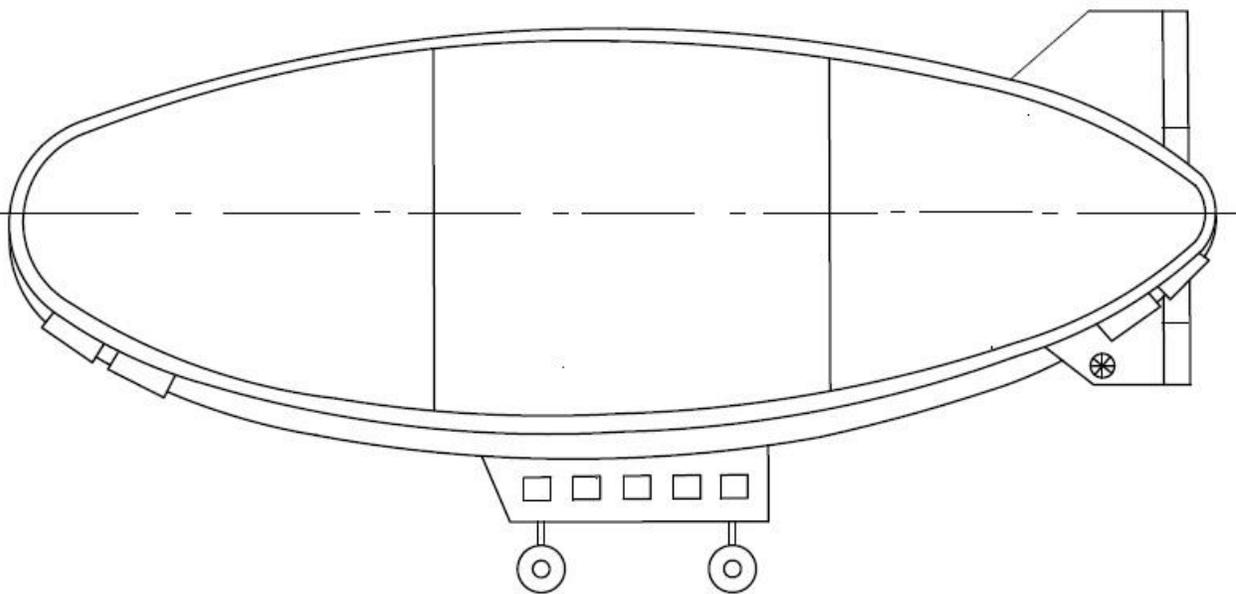
Фонд
содействия развитию
авиации и космонавтики



Дирижабль полужесткого типа

Патент РФ № 2812823. 2023 г.

Авторы: Семенов Василий Васильевич
Гомберг Александр Аркадьевич
Хмель Дмитрий Сергеевич





**Беспилотный дирижабль
мягкого типа**

**Фонд
содействия развитию
авиации и космонавтики**



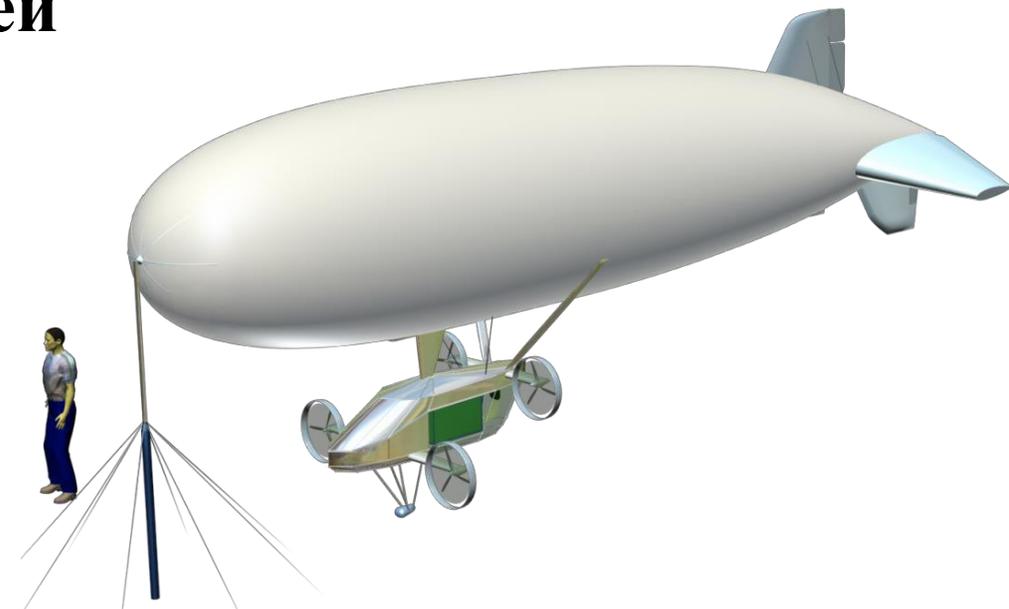
Достоинства дирижаблей

Эксплуатационные

Большая дальность и продолжительность полета
Безаэродромная эксплуатация
**Возможность перевозки тяжелых и
крупногабаритных грузов**
Безопасность полётов

Экологические

Малый удельный расход топлива
Низкий уровень шума
**Низкий уровень экологического
воздействия на природу**



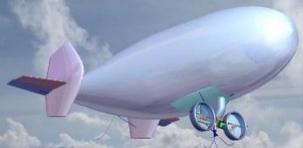
**Возможность перехода на экологическую
чистую водородную и солнечную энергию**

Экономическое

Низкая потребная энерговооруженность
**Малая материалоемкость и высокая
массовая эффективность конструкции**
Низкие эксплуатационные расходы

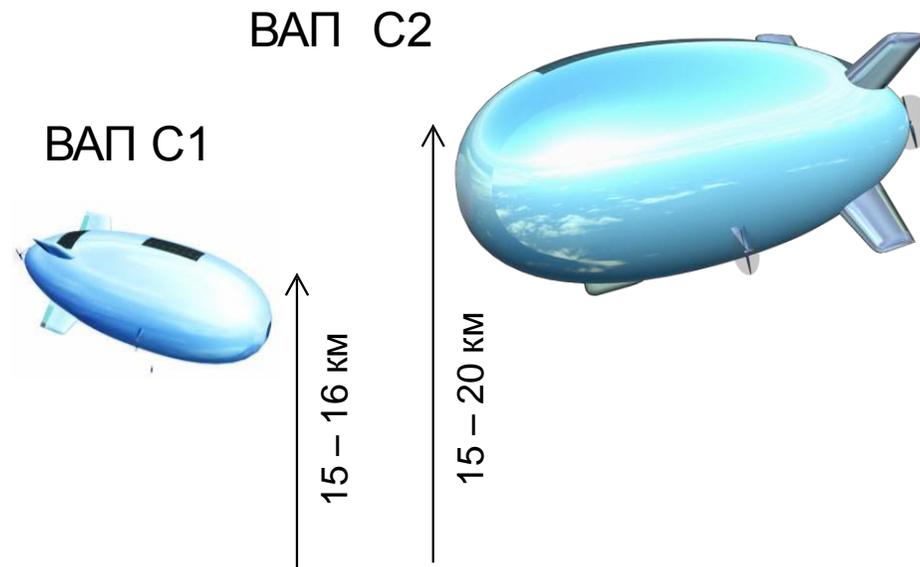


Москва, 2024 г.



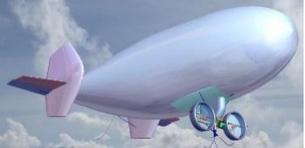
Высотная аэростатическая платформа (ВАП) для Арктики

	Ед. измер	ВАП С1	ВАП С2
Длина	м ³	65	
Диаметр	м	21	
Высота полёта	км	15÷17	15÷22
Масса нагрузки	кг	100	600
Энергоснабжение	кВт	1	50
Длительность полёта	сутки	50	50



Район применения - севернее полярного круга в летний период (полярный день)
Конструкция оболочки из ткане-пленочных материалов, солнечные элементы и двигатели производятся серийно, в период полярного дня выше полярного круга постоянное освещение и не требуется большая емкость аккумуляторных батарей.





Беспилотный арктический дирижабль

f – удельная подъемная сила аппарата

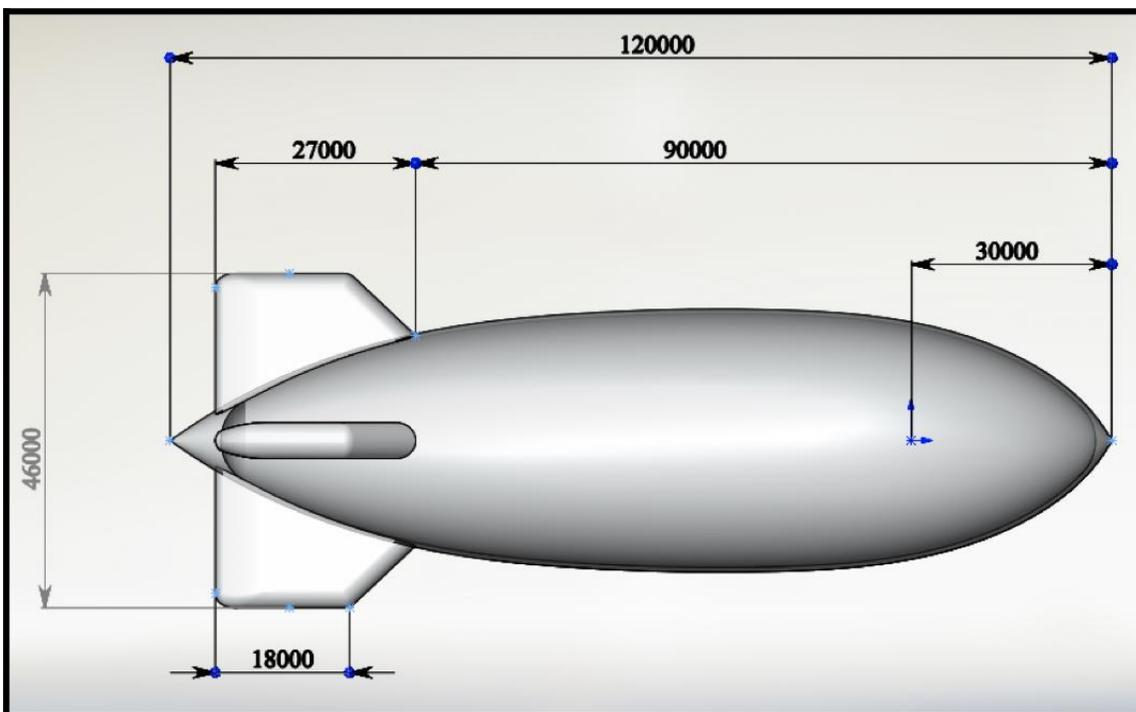
$$f = U \cdot (\rho_B - \rho_G) = 100\,000 \cdot (0,08891 - 0,01326) = 7\,565 \text{ кг}$$

где:

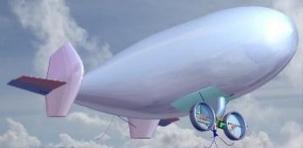
U – объем оболочки дирижабля, $100\,000 \text{ м}^3$;

ρ_G – плотность гелия на высоте 20 км;

ρ_B – плотность воздуха на высоте 20 км.



Беспилотный арктический дирижабль сможет осуществлять: мониторинг северных акваторий и территорий, ледовую разведку, сопровождение навигации судов, управление и связь с другими наземными, морскими и воздушными объектами и т.д.

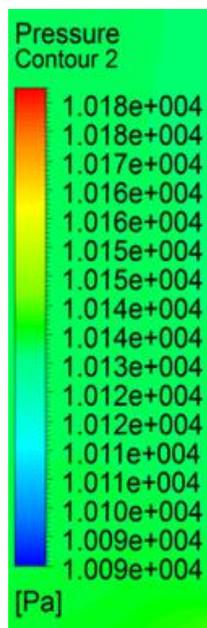


Расчет прочности оболочки

P_{max} – максимальное давление, оказываемое набегающим потоком воздуха на дирижабль (из продувки модели в «Ansys»)

P – давление окружающей среды на высоте 20 км

$$P_{max} = 1,018 \cdot 10^4 \text{ [Па]}; P = 0,5529 \cdot 10^4 \text{ [Па]}$$



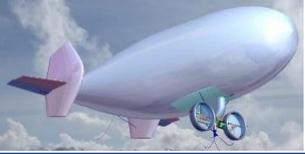
Распределение давления в меридиональном сечении при скорости 35 м/с на высоте 20 км

P_{max} – максимальное давление, оказываемое набегающим потоком воздуха на дирижабль (из продувки модели в «Ansys»)

P – давление окружающей среды на высоте 20 км

$$P_{max} = 1,018 \cdot 10^4 \text{ [Па]}; P = 0,5529 \cdot 10^4 \text{ [Па]}$$

Оболочка дирижабля должна выдерживать давление $\Delta P = P_{max} - P$
 $\Delta P = 1,018 \cdot 10^4 - 0,553 \cdot 10^4 = 4,65 \text{ МПа}$



Расчет коэффициента лобового сопротивления и тяги винта

Объемный коэффициент лобового сопротивления:

$$C_{xa} = k \cdot (C_{xa \text{ к}} + C_{xa \text{ оп}} + C_{xa \text{ инт}}) \quad (\text{Кирилин А.Н.})$$

где $k = 1,1$ – коэффициент для учета интерференции частей дирижабля;

$C_{xa \text{ к}}$ – коэффициент сопротивления корпуса дирижабля;

$C_{xa \text{ оп}}$ – коэффициент сопротивления оперения;

$C_{xa \text{ инт}}$ – коэффициент сопротивления от интерференции оперения и корпуса

$$C_{xa} = 0,0354$$

Требуемая тяга:

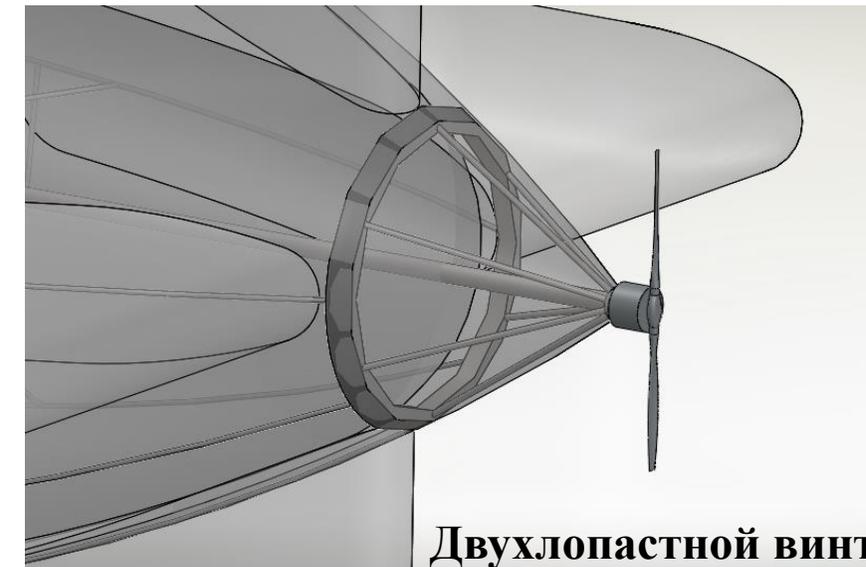
$$F = C_{xa} \cdot \rho_{\text{в}} \cdot V^2 \cdot U^{\frac{2}{3}} / 2$$

$\rho_{\text{в}}$ – плотность воздуха на высоте 20 км, 0,08891 кг/м³;

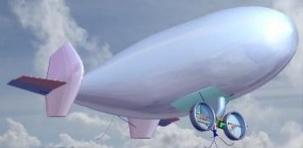
U – объем оболочки дирижабля, 100 000 м³.

V – максимальная скорость полета, 35 м/с;

$$F = 4\,156 \text{ н}$$



Двухлопастной винт
диаметром 12 метров



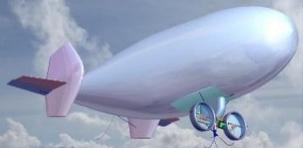
Local parameters

Parameter	Minimum	Maximum	Average	Bulk Average
Pressure [Pa]	101026	101617	101297	101292
Temperature (fluid) [K]	293,198	293,997	293,994	293,198
Density [kg/m ³]	1,19859	1,20573	1,20252	1,20333
Total Pressure [Pa]	101026	102265	101297	102261
Dynamic Pressure [Pa]	0	965,415	0,319125	965,356
Velocity [m/s]	0	40,0572	0,0132579	40,0559
Mach Number []	0	0,116728	3,86E-05	0,116724
Heat Flux [W/m ²]	0	0	0	
Air Mass Fraction []	1	1	1	1
Air Volume Fraction []	1	1	1	1

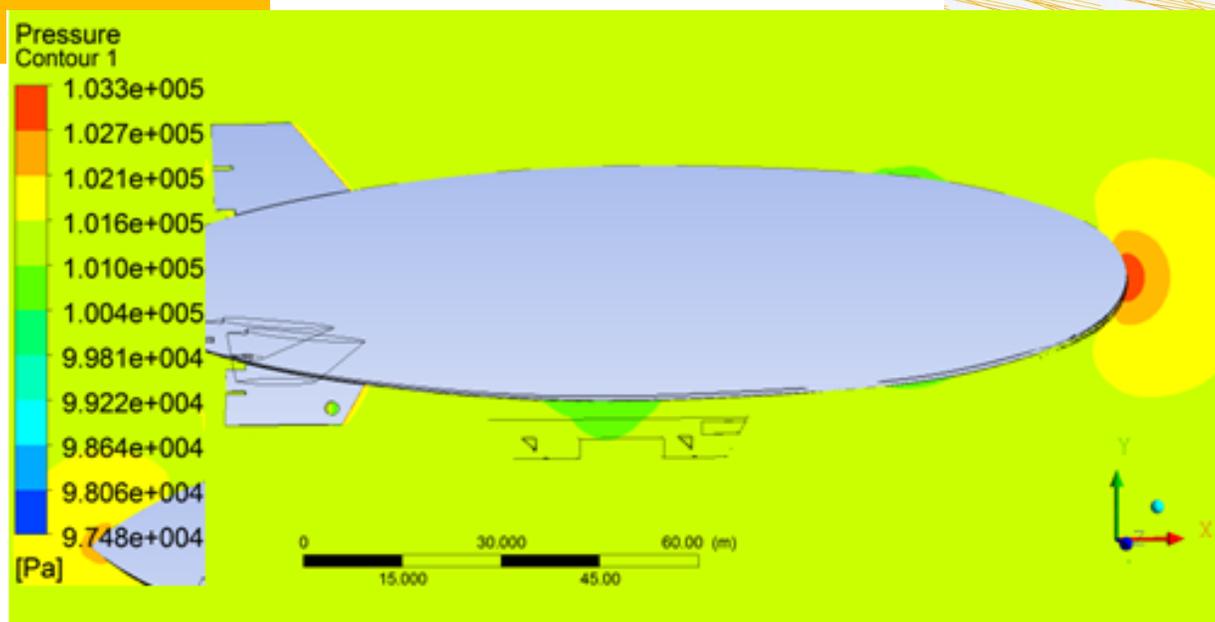
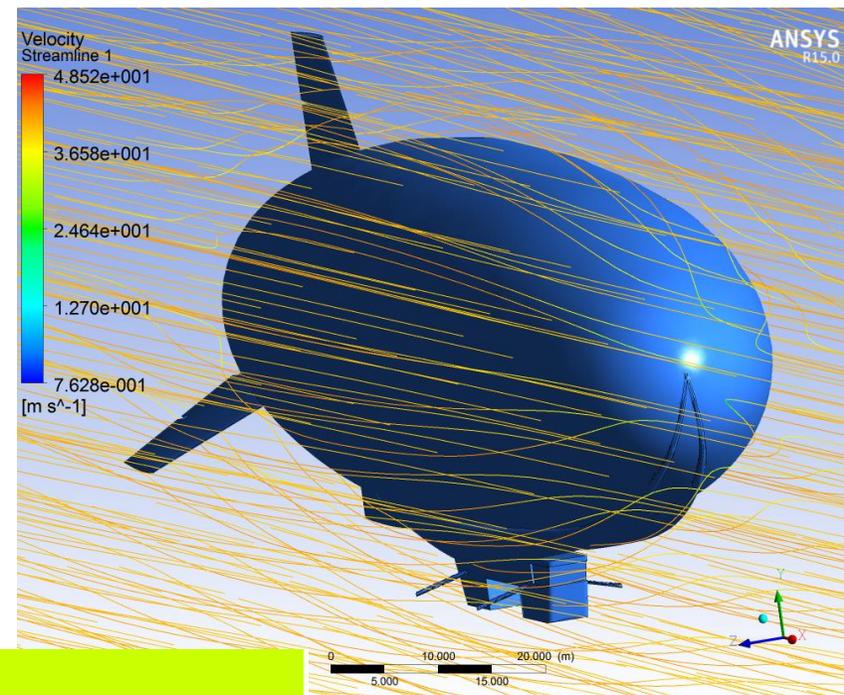
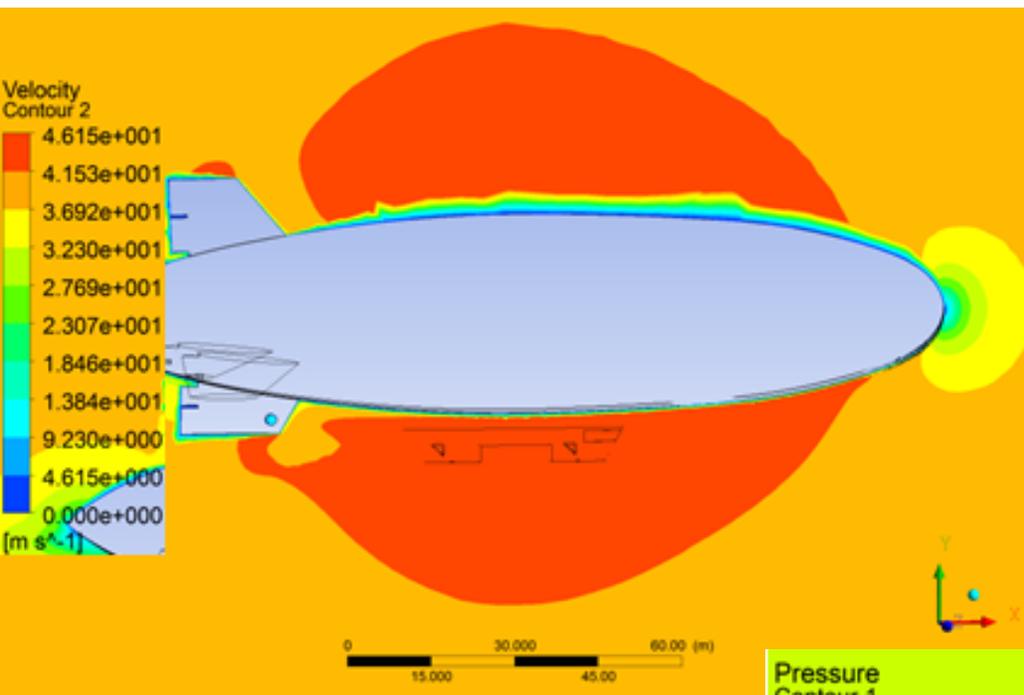
Результаты расчетов

Integral parameters

Parameter	Value	x-component	y-component	z-component
Force [N]	17798,7	17272,2	-2881,93	3187,43
Shear force [N]	2824,76	2824,75	-6,80071	4,81487
Torque [N*m]	256634	108943	-20084,9	231493
Heat transfer rate [W]	0			
Mass flow rate [kg/s]	-17,293			
Volume flow rate [m ³ /s]	-14,371			
Normal force [N]	15070,7	14447,5	-2875,13	3182,61
Mass flow rate of Air [kg/s]	-17,293			
Volume flow rate of Air [m ³ /s]	-14,371			
Surface area [m ²]	33666,9	0,354478	0,354477	1,54E-13
Uniformity index []	0			



Результаты расчетов





Мощность винта

$$N_B = F \cdot V = 4\,156 \cdot 35 = 145\,460 \text{ Вт}$$

N_B – мощность винта

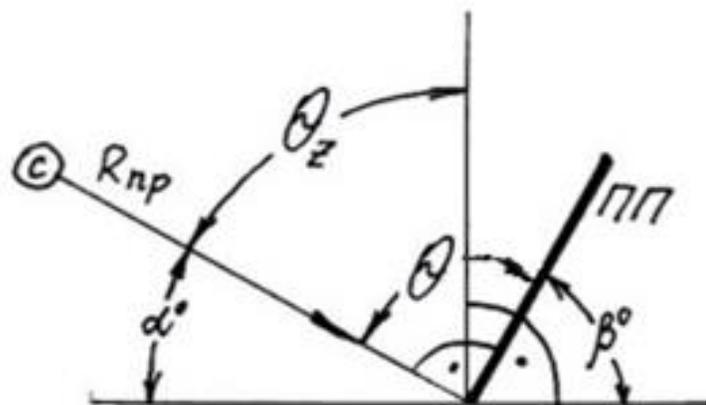
$N_{сб}$ – мощность солнечного излучения, приходящаяся на солнечную батарею

$$N_{сб} = N_B / \eta_{сб} \cdot \eta_{эд} \cdot \eta_B = 145\,460 / 0,22 \cdot 0,85 \cdot 0,65 = 1\,196\,709 \text{ Вт}$$

где: $\eta_{сб}$ – коэффициент полезного действия солнечных батарей, 0,22;

$\eta_{эд}$ – коэффициент полезного действия электродвигателя, 0,85;

η_B – коэффициент полезного действия винта, 0,65.



ПП – приемная площадка;

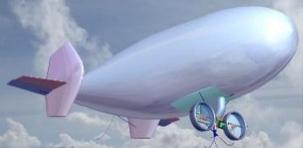
$R_{пр}$ – суммарная мощность солнечного излучения;

α° – высота Солнца над горизонтом;

θ° – угол падения Солнца; θ_z° – зенитный угол.

Характеристики батареи E-Power 110 Вт

Тип	Монокристалл
КПД	22%
Мощность	110 Ватт
Рабочий вольтаж	18,5 В
Рабочий ток	5,95 А
Ширина	1050 мм
Длина	540 мм
Толщина	3 мм
Площадь	0,445 кв. м
Удельный вес	1,2 кг/м2



Солнечные батареи

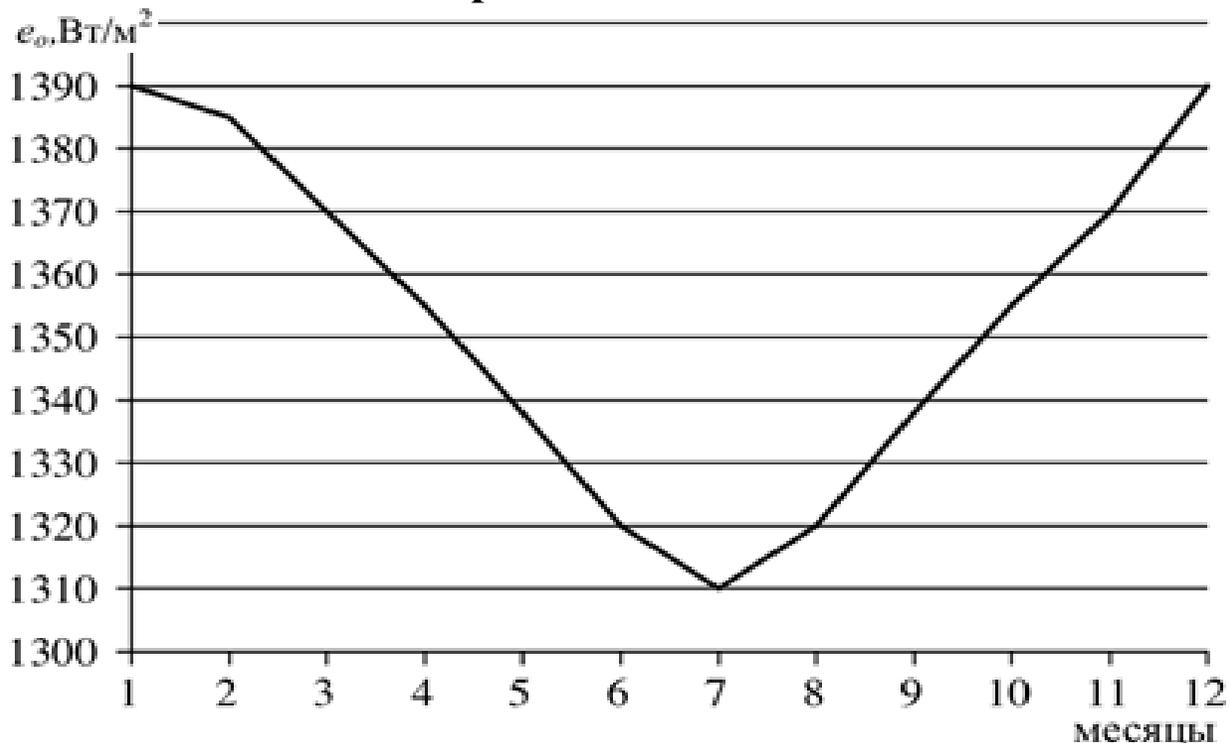
Изменение вырабатываемой мощности для двух периодов времени года

Дата	$e_0(t), \text{Вт/м}^2$	α°	$m(t)$	$R(t), \text{Вт/м}^2$	$S_{\text{сб}}, \text{м}^2$
21 марта	1354	5	11,47	404	2 942
1 июля	1310	28	2,13	1046	1144

$$R(t) = e_0(t) \cdot p^m$$

$$S_{\text{сб}} = N_{\text{сб}} / R(t)$$

Зависимость изменения солнечной
постоянной от времени года



Для оптимальной работы примем
площадь батарей $S_{\text{сб}} = 1500 \text{ м}^2$ и
расположим в хвостовой части корпуса
аккумуляторы.

e_0 – солнечная постоянная, Вт/м^2 ;

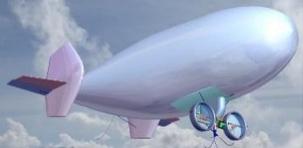
α° – высота Солнца над горизонтом;

$m(t)$ – оптическая масса;

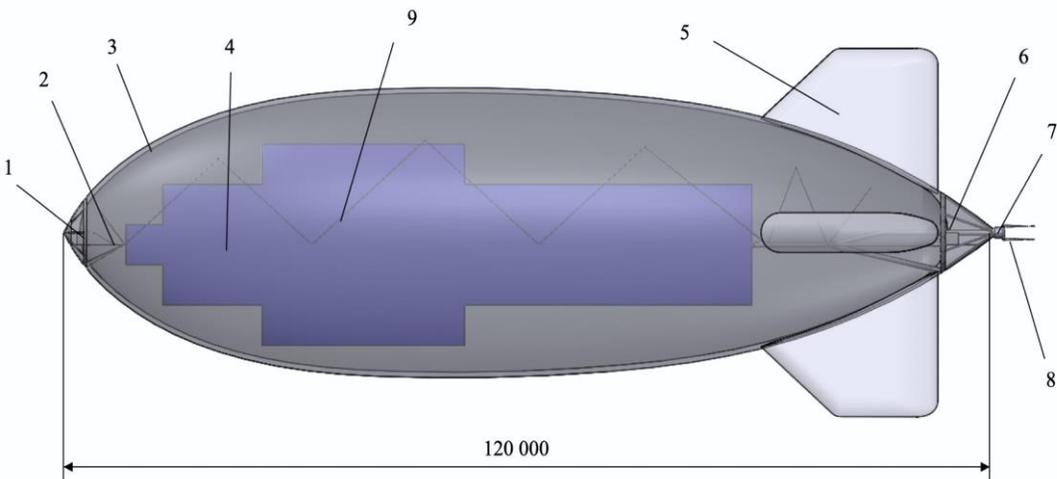
$R(t)$ – мощность солнечного
излучения, Вт/м^2 ;

$S_{\text{сб}}$ – площадь солнечных батарей, м^2 ;

p – коэффициент прозрачности
атмосферы.



Грузоподъемность



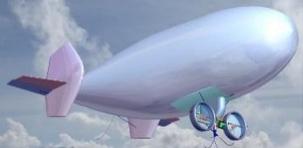
- 1 – полезная нагрузка,
- 2 – силовая установка,
- 3 – оболочка,
- 4 – солнечная панель,
- 5 – оперение,
- 6 – аккумуляторная батарея,

7 – электромотор, 8 – воздушный винт, 9 – тросы подвески солнечной панели

Весовая сводка

Солнечные панели	1 800 кг
Электродвигатель	350 кг
Винт двухлопастной	250 кг
Аккумуляторные батареи	500 кг
Силовая конструкция	1 700 кг
Оболочка	2 400 кг
Полезная нагрузка	600 кг

Объём оболочки	100 000 м ³
Длина	120 м
Диаметр	36 м
Диаметр винта	12 м
Количество планов оперений	4
Площадь солнечных элементов	1500 м ²
Мощность электродвигателя	145 кВт
Диаметр винта	12 м
Масса полезной нагрузки	600 кг
Высота полёта	20 км
Длительность полёта	6 месяцев
Максимальная скорость полета	120 км/ч



Выводы

Представлена модель беспилотного высотного дирижабля, двигатель которого работает на экологически чистом топливе – солнечных батареях, которые расположены внутри газового объема на силовой балке

Для оптимальной выработки электроэнергии была рассчитана и подобрана площадь солнечных панелей равная $S_{сб} = 1500 \text{ м}^2$

В результате продувки модели дирижабля в программе «Ansys» было получено максимальное давление, оказываемое набегающим потоком воздуха на дирижабль

Проведен расчет основных параметров арктического высотного дирижабля, конструкция которого выполнена в полужестком исполнении



**Беспилотный дирижабль
мягкого типа**

**Фонд
содействия развитию
авиации и космонавтики**



СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ !