

12 АПРЕЛЯ

ДНЮ КОСМОНАВТИКИ
ПОСВЯЩАЕТСЯ



РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ 110 кВ НА КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛАХ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Самойленко Владислав Олегович, к.т.н.

Кириллова Анна Сергеевна



Кафедра
Автоматизированные
электрические
системы



Актуальность работы

Некоторые программы освоения космических тел Солнечной системы

База на Луне: 2034 г. Китай + Россия 2043 г. США 2050 г. Индия, Япония 2062 г. Евросоюз

База на Марсе: 2050 г. США

Принятие нормативных актов и разработка технологий

2015 г. Принятие национальных и международных законов о добыче полезных ископаемых в космосе

2020 г. Первая успешная добыча полезных ископаемых на астероиде зондом Hayabusa2

2024 г. На Луне совершил посадку первый центр обработки данных (дата-сервер) IM-1

Космическое тело	Причина освоения, ресурс
Луна	Исследовательская, транспортная, добывающая околоземная база
Марс	Терраформирование, перспективная замена Земли
Меркурий	Фотоэлектричество, технические алмазы, легкие металлы
Венера	Тяжелые металлы
Европа, Ганимед, Каллисто (спутники Юпитера)	Наличие подповерхностного жидкого океана
Титан (спутник Сатурна)	Запасы углеводородов в Солнечной системе (земные x 1000)

**! Имеются проекты энергетических установок, но отсутствуют проекты сетей
Для создания базы нужна передача электроэнергии на расстояния до десятков километров**

Общая характеристика работы

Цель

Определение параметров схемы замещения атмосферных ЛЭП 110 кВ на космических телах Солнечной системы.

Задачи

1. Выбор материалов опоры, провода и изоляции ЛЭП для соответствия воздействию факторам;
2. Определение требуемых диэлектрических промежутков на опоре и в пролёте проводов ЛЭП;
3. Построение геометрии опоры ЛЭП;
4. Расчет удельных параметров ЛЭП – r_0, x_0, g_0, b_0 .

Научная новизна

Рассмотрены конструкция, габариты и электрические параметры космических ЛЭП 110 кВ.


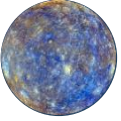






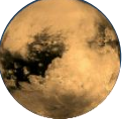
Практическая значимость

Практическая значимость 1-го порядка на этап 2026 гг. не предусматривается.

Практическая значимость 2-го порядка предусматривает возможность получения

грантов ФПИ (Фонд Прикладных Исследований), Роскосмос, РФРИТ (Российский Фонд Развития Информационных Технологий) и РФФ (Российский Научный Фонд)/РФФИ (Российский Фонд Фундаментальных Исследований).

Исходные данные

		Земля	Меркурий	Венера	Луна спутник Земли	Марс	Европа спутник Юпитера	Ганимед спутник Юпитера	Каллисто спутник Юпитера	Титан спутник Сатурна
Параметр										
$g, \text{ м/с}^2$		9,81	3,70	8,87	1,62	3,71	1,32	1,43	1,24	1,35
$t, \text{ }^\circ\text{C}$	Мин	-32*	-175	400	-175	-90	-225	-200	-195	-180
	Ном.	15	70	460	-55	-65	-170	-165	-150	-180
	Макс	30*	430	600	125	25	-125	-120	-110	-180
Атмосфера	Химич. состав, %	Воздух	O ₂ 42%, Na 29 %, H ₂ 22 %, ...	CO ₂ 96,5 % N ₂ 3,5 % H ₂ S, SO ₂ , F, Cl	He 50 % Rn 50 %	CO ₂ 95 % N ₂ 3 % Ar 2 %	O ₂ 100 %	O ₂ 100 %	CO ₂ 50 % O ₂ 50 %	N ₂ 98,4% CH ₄ 1,6 %
	$\rho_{\text{атм}}, \text{ кг/м}^3$	1,23	~ 0	65	~ 0	0,016	~ 0	~ 0	~ 0	5,21
	$V_{\text{ветра}}, \text{ м/с}$	50 (12)	~ 0	2	~ 0	18	~ 0	~ 0	~ 0	2
Тип тела		Землеподобное	Горячее с разреженной атмосферой	Горячее с плотной атмосферой	С разреженной атмосферой	С разреженной атмосферой	Холодное с разреженной атмосферой	Холодное с разреженной атмосферой	Холодное с разреженной атмосферой	Холодное с плотной атмосферой

Проблемы конструирования ЛЭП в космических условиях

Элемент конструкции атмосферной ЛЭП	Воздействующие факторы					
	Термические		Механические		Химические	
	Высокая температура	Низкая температура	Высокая скорость ветра	Низкая гравитация	Разреженная атмосфера	Агрессивная атмосфера
Провод	Ограничения материалов: > 150° C – Al > 250° C – Cu > 350° C – Fe	Снижение активного сопротивления Хладноломкость Fe при T < -60°С	Большие механические напряжения, схлёстывание проводов	Схлёстывание проводов	Корона. Низкое пробивное напряжение ф-ф, ф-з	Коррозионное разрушение материала
Изоляция	Неприменимость полимерной изоляции	Неприменимость стеклянной изоляции	Большие механические напряжения	-	Высокие токи утечки	-
Опора	Снижение предела текучести сталей при T > 450°С, деформация опоры	Хладноломкость стали при T < -60°С	Большие горизонтальные нагрузки	Малые вертикальные нагрузки	-	Коррозионное разрушение материала

Вывод: ЛЭП на основе традиционной стальной решетчатой опоры со стеклянным изолятором и сталеалюминиевым проводом **не применимы на большинстве космических тел**

Конструкция и прокладка космических ЛЭП-СИП и КЛ – отдельная тема

В реголите

Открыто (по ЛЭП, поверхности или эстакаде)

Возможные проблемы

Органическая изоляция работает при $-60^{\circ}\text{C} < t < 130^{\circ}\text{C}$, кремний-органическая при $-90^{\circ}\text{C} < t < 250^{\circ}\text{C}$

При иных температурах пригодны только бумага с пропиткой жидким азотом или минеральная изоляция

- Нечем копать траншею. Экскаваторы и бульдозеры в условиях низкой гравитации не эффективны: давление ковша (ножа) $\sim g$, производительность выемочных работ $\sim g^2$
- При низких температурах твёрдость горных пород сопоставима с твёрдостью металла
- Бурение на глубину более 10 см проводилось только на Луне. В целом неизвестны механические свойства космических грунтов, температура, сейсмика и тектоника

→ Возможность строительства кабельной траншеи на других космических телах пока не доказана

- Огромные темпы лучевого износа органической изоляции вследствие космического излучения
- Огромные темпы старения органической изоляции вследствие суточного перепада температур
- Большая толщина слоя минеральной изоляции ввиду её низкого пробивного напряжения
- Негибкость кабелей с минеральной изоляцией

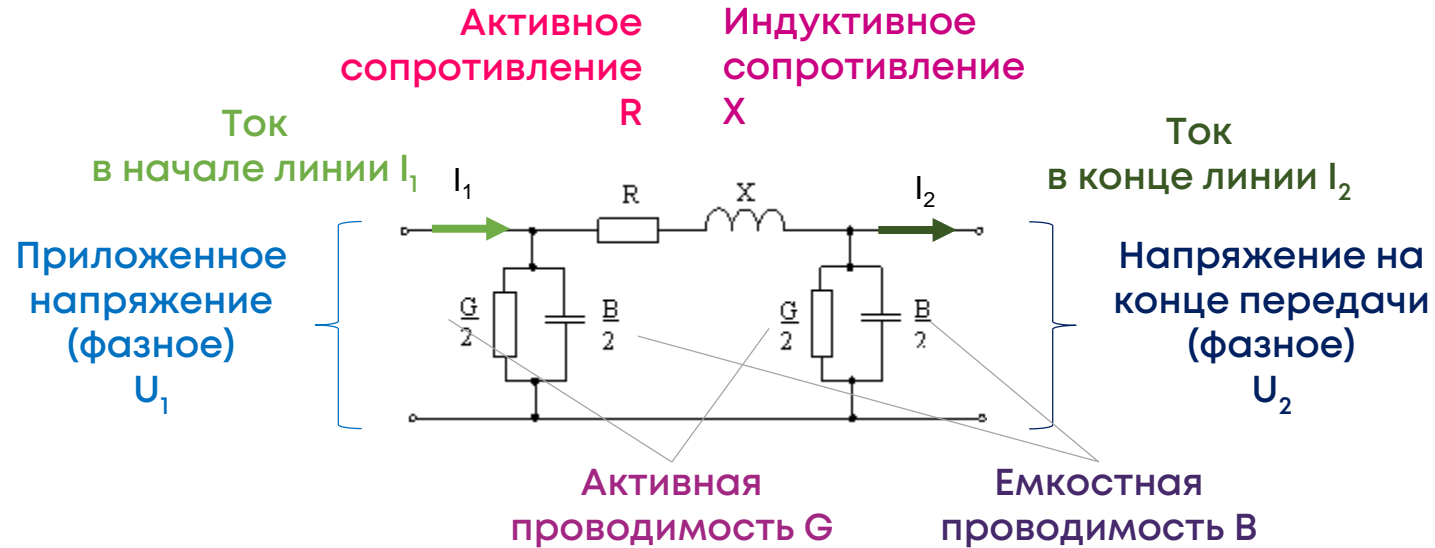
→ Не ясны сроки службы СИП и КЛ и их показатели надёжности

Возможные достижения

При $t < -220^{\circ}\text{C}$ наступает сверхпроводимость некоторых сплавов и оксидов металлов (доохладить жидким азотом)

При $t > 1000^{\circ}\text{C}$ «полупроводимость» мягких металлов и сильное увеличение проводимости паров ртути

Стандартная П-образная схема замещения ЛЭП



r_0, x_0, g_0, b_0 – удельные параметры на 1 км

Определяются в работе

R, X, G, B – интегральные параметры объекта

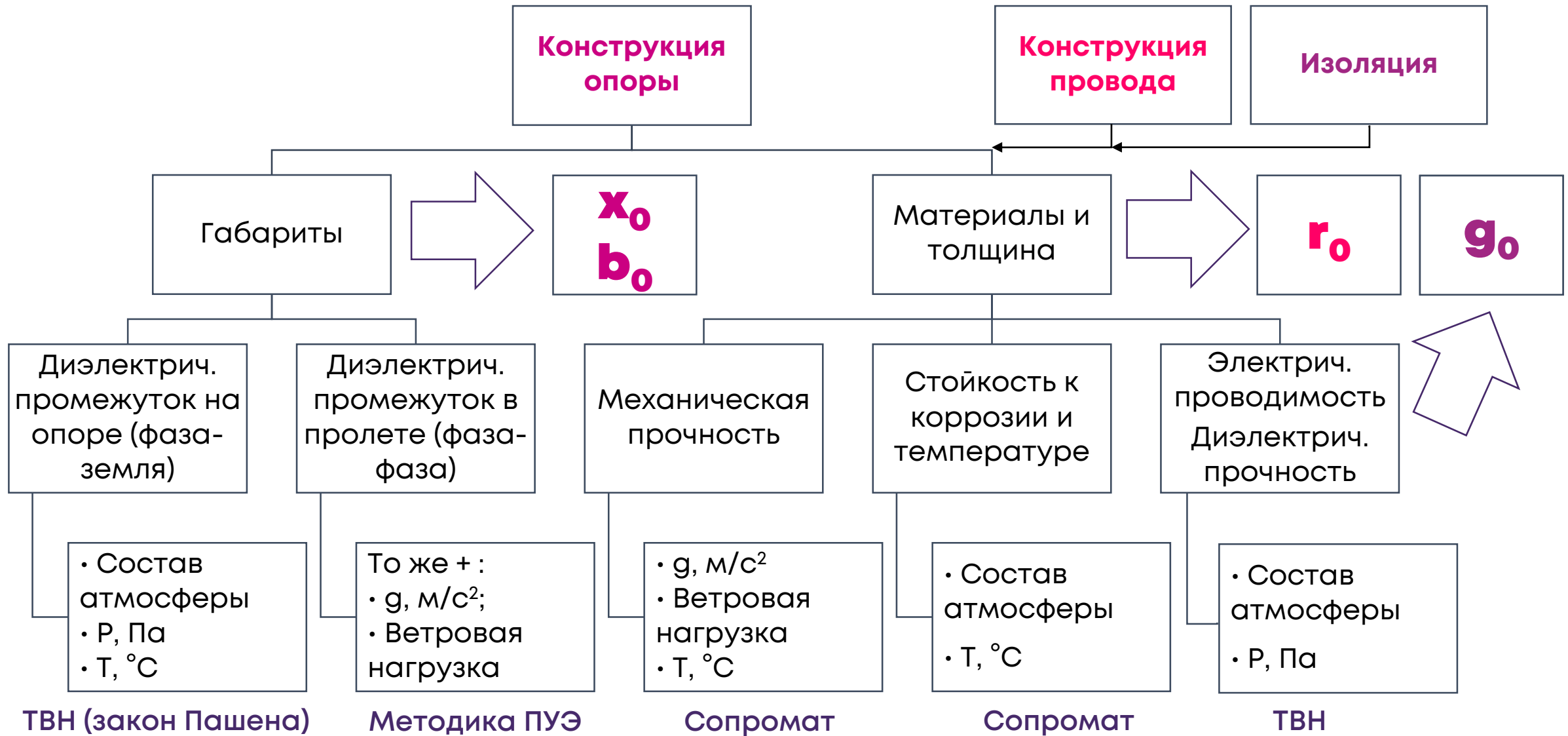
Для неперевышения **длительно допустимого тока** $I_{\text{ддтн}}$ в ходе расчета установившихся режимов должен определяться **наибольший** из двух токов I_1 и I_2

! На Земле для ЛЭП 110 кВ активной проводимостью g_0 обычно пренебрегают, связывая её с потерями на корону. Однако, потери на корону:

- Ощутимы для сетевых организаций, представлены во множестве публикаций;
- Могут быть измерены современными средствами телеизмерений и учета на ПС;
- Неотделимы в некоторых ситуациях от токов утечки по изоляторам →



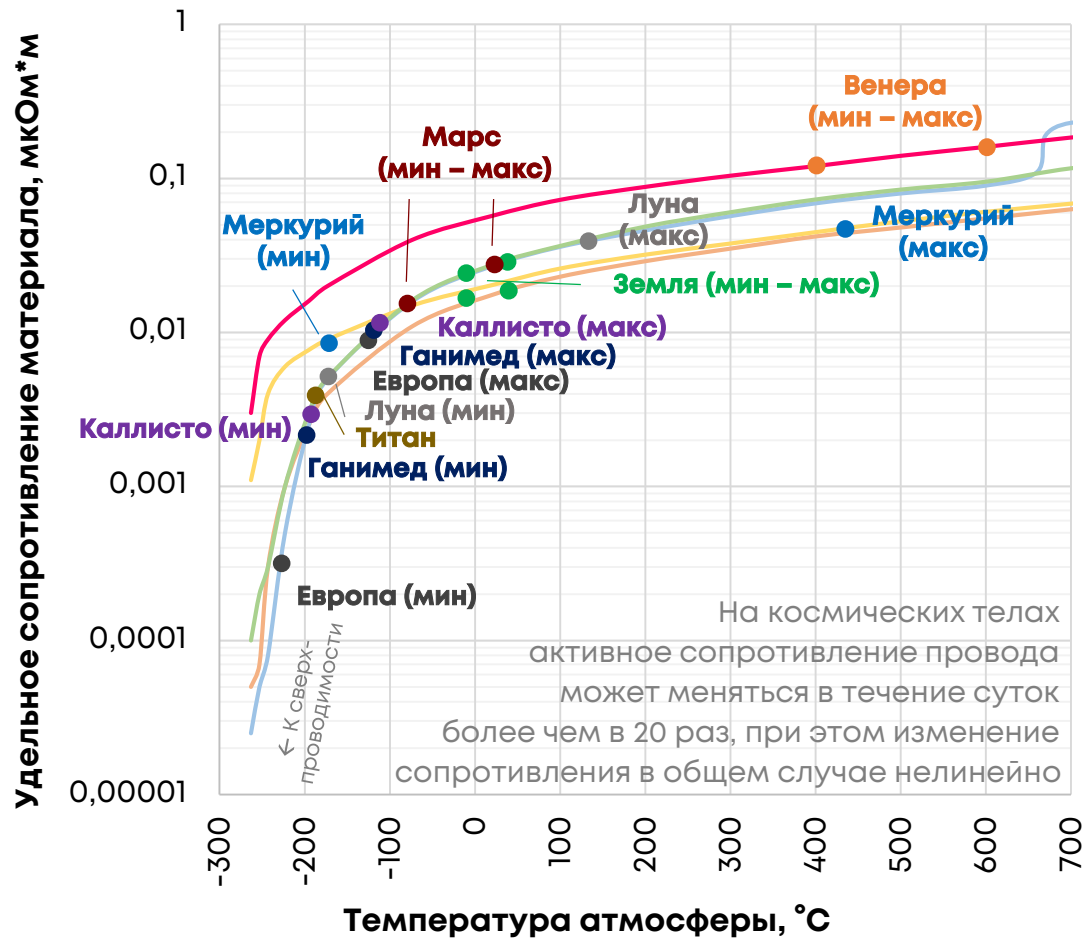
Логическая схема выбора параметров атмосферных ЛЭП



Выбор электротехнических и конструкционных материалов

Параметр		Меркурий	Венера*	Луна	Марс	Европа	Ганимед	Каллисто	Титан
ПРОВОД	Концепция	Металл с минимальным количеством примесей для лучшей проводимости							
	Земные аналоги	Сварка и провода в металлургии	Отсутствуют	Термостойкие провода с алюмоволоконным сердечником		Криотехника. При $t \leq -195^\circ \text{C}$ сопротивление алюминия меньше, чем у меди			
	Материал, марка	БрХЦр	Чистый молибден	АССР		Обычный алюминиевый провод А			
	Состав, %	<i>Cu 96,4 Cr 0,5, Zr 0,1</i>	<i>Mo 100</i>	<i>Al 99,99, Zr 0,01</i>		<i>Al 100</i>			
ИЗОЛЯЦИЯ	Концепция	Термостойкие и химически стойкие керамикоподобные материалы							
	Земные аналоги	Крепёж проводников к термопарам в металлургии		Современная изоляция в жарком климате		Криотехника. Криогенное производство сжиженных газов			
	Материал	Фарфор		Керамика		Перлит и его искусственные заменители			
	Состав, %	<i>Al, Si, O, H, Zr, B</i>		<i>C, N, Si, S</i>		<i>Al, K, Si, O, H</i>			
ОПОРА	Концепция	Тугоплавкие, криогенные, коррозиестойкие и кислотоустойчивые сплавы							
	Земные аналоги	Газотурбостроение	Ракетостроение	Криогенное производство сжиженных газов					
	Марка	ХН75МБТЮ	Ti-6Al-4V	Хромо-никелевые сплавы 12Х18Н10Т и аналоги					
	Состав, %	<i>Ni 58, Cr 28 Mo 10, Nb 4</i>	<i>Ti 90 Al 6, V 4</i>	<i>Fe 72, Cr 18, Ni 10</i>					

Выбор проводников и определение активных сопротивлений



Космич. тело	Проводник	Удельное сопротивление r_0 , Ом/км		Кратность изменения r_0
		мин t°	макс t°	
Земля	АС-150/24	0,156	0,206	1,32
	М-95	0,159	0,206	1,29
Меркурий	БрХЦр, 240 мм ²	0,038	0,197	5,24
Венера	МЧ, 800 мм ²	0,151	0,201	1,33
Луна	АССР-160	0,036	0,244	6,71
Марс	АССР-160	0,095	0,175	1,84
Европа	А-150	0,003	0,069	23,00
Ганимед	А-150	0,014	0,072	5,14
Каллисто	А-150	0,017	0,080	4,71
Титан	А-150	0,028	0,028	1,00

Пересчёт удельного сопротивления материала проводника в удельное сопротивление провода:

$$r_0 = 1000 \cdot \frac{\rho}{F}$$

r_0 Удельное сопротивление провода
 ρ Удельное сопротивление материала
 F Площадь поперечного сечения провода

Расчет длительно допустимых токов для типового сечения

Длительно допустимый ток проводника из уравнения теплового баланса Джоуля-Ньютона-Рихмана

$$I_{\text{ДДТН},t} = \sqrt{\frac{\Delta P_t}{3R_t}} = \sqrt{\frac{\pi \cdot d \cdot l \cdot (\alpha_{\text{конвекц}} + \alpha_{\text{лучев}})(t_{\text{пров}} - t)}{3R_t}}$$

- d Внешний диаметр проводника
- l Длина проводника, в расчетах приведена к 1 м
- $t_{\text{пров}}$ Максимально допустимая температура проводника
- t Расчетная температура атмосферы
- R_t Сопротивление проводника при максимально допустимой t
- $\alpha_{\text{конвекц}}$ Коэффициент теплоотдачи конвекцией
- $\alpha_{\text{лучев}}$ Коэффициент теплоотдачи излучением

С атмосферой	Без развитой атмосферы
$\alpha_{\text{конвекц}}, \alpha_{\text{лучев}}$ по справочным интерполяционным кривым	$\alpha_{\text{конвекц}} = 0$ $\alpha_{\text{лучев}} = \frac{5,67 \cdot 0,6}{(t_{\text{пров}} - t)} \cdot \left(\left(\frac{t_{\text{пров}} + 273}{100} \right)^4 - \left(\frac{t + 273}{100} \right)^4 \right)$

Параметр	Земля	Меркурий	Венера	Луна	Марс	Европа	Ганимед	Каллисто	Титан
Проводник	АС-150/24	БрХЦр, 240 мм ²	МЧ, 800 мм ²	АССР-160	АССР-160	А-150	А-150	А-150	А-150
Внешний диаметр, мм	17,1	17,5	122,9	20,5	20,5	15,8	15,8	15,8	15,8
Допустимая температура, °С	90	600	2000	240	240	90	90	90	90
$R_t (r_{0t})$ при допустимой температуре, Ом/км	0,233	0,333	1,010	0,253	0,253	0,233	0,233	0,233	0,233
ДДТН, А мин $t^\circ \text{С}$ – макс $t^\circ \text{С}$	655 387	398 303	6 582 6 492	513 410	554 515	269,8 266,1	269,6 265,5	269,5 264,3	1 557 1 557

Определение диэлектрических промежутков на опоре

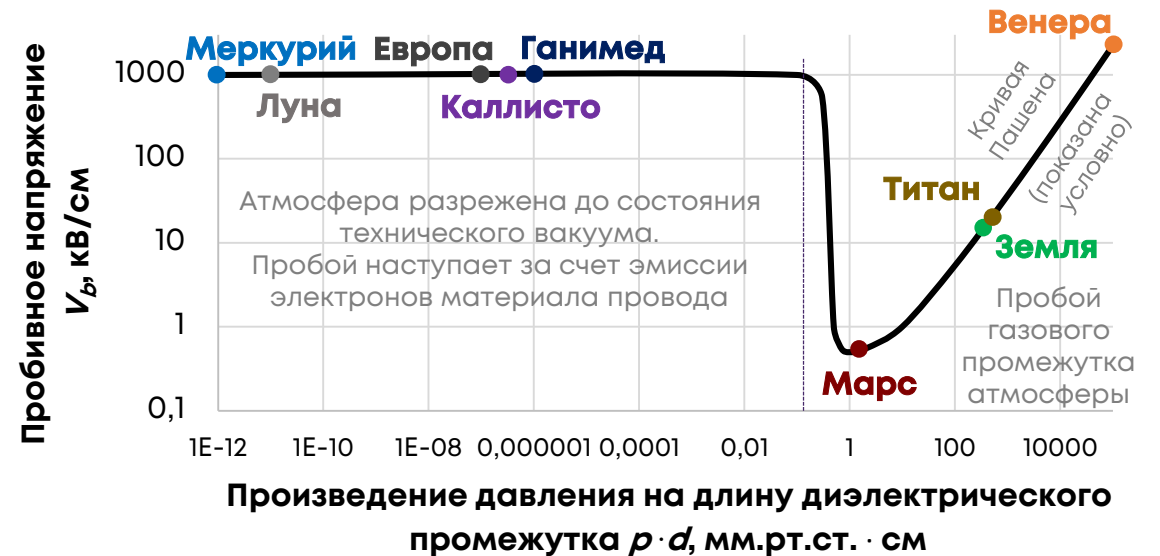
Определение пробивного напряжения газов атмосфер космических тел по закону Пашена

$$V_{b.i} = - \frac{B_i \cdot pd}{\ln \frac{\ln 10^4}{A_i \cdot pd}}$$

$$V_b = \sum n_i V_{b.i}$$

- $V_{b.i}$ Пробивное напряжение газа i
- V_b Пробивное напряжение атмосферы
- pd Давление \times длина диэл. промежутка
- n_i Объемная доля газа i в атмосфере
- A_i Коэффициент 1 кривой Пашена
- B_i Коэффициент 2 кривой Пашена

Газы в атмосферах космических тел	Пробивное напряжение при норм. усл., кВ/см	В/мм. рт. ст.	
		A_i	B_i
CO ₂ Диоксид углерода	32 (изотоп ¹³ C)	20	466
N ₂ Азот	30	10	310
CH ₄ Метан	13,6	11	220
Ar Аргон	7,2	12	180



Масштабирование минимального межфазного расстояния $d_{эл}$ на опоре 110 кВ от земных условий

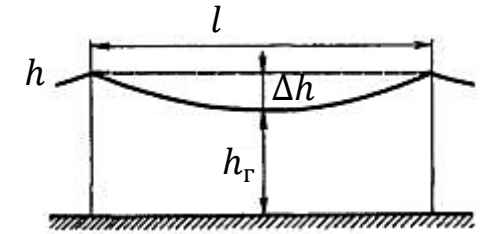
Параметр	Земля	Меркурий	Венера	Луна	Марс	Европа	Ганимед	Каллисто	Титан
Пробивное напряжение атмосферы, кВ/см	30	1000	2718	1000	0,692	1000	1000	1000	44
Требуемые диэлектрические промежутки относительно аналогичных на Земле, о.е.	1	0,03	0,01	0,03	44,7	0,03	0,03	0,03	0,68
Межфазные расстояния 110 кВ п. 2.5.125 ПУЭ, м									
Грозовые перенапряжения	1,35	-	0,02	-	-	-	-	-	0,93
Коммутационные перенапряжения	1,00	0,04	0,02	0,04	45	0,04	0,04	0,04	0,69

Выбор пролёта ЛЭП и определение стрелы провеса провода

1. На Земле пролеты ВЛ 110 кВ составляют, как правило, **100-300 м**. Линейная задача ЛЭП сводится к соблюдению габарита h_r с поиском компромисса между длиной пролёта l , стрелой провеса Δh и тяжением провода σ :

$$\Delta h = l^2 g / (8\sigma), \quad \Delta h = \sqrt{\frac{3l(L-l)}{8}} \quad \Delta\sigma = \alpha E \Delta T$$

L – длина провода в пролёте, $\Delta\sigma$ – изменение механического напряжения в проводе, ΔT – изменение температуры провода, α – коэффициент теплового расширения, E – модуль Юнга



! В пролёте **300 м** удлинение провода на **0,1 % (30 см)** вследствие колебаний температуры или усталостного растяжения провода приводит к стреле провеса **5,8 м**

Для проводов серии АС и БрХЦр:

α (17...19) · 10⁻⁶ 1/°С – не будет константой
 E АС 70...90 ГПа БрХЦр 120...135 ГПа

2. На большинстве космических тел, кроме **Венеры** (см. отдельный слайд), низкая гравитация позволяет применять длинные пролёты без избыточного тяжения провода. В данной работе предполагается достижимость **300 м**;
3. При этом на **Титане** колебания температуры отсутствуют, и изменение стрелы провеса может происходить только от нагрева провода токами нагрузки. На **Марсе**, **Европе**, **Ганимеде** и **Каллисто** колебания температуры 75-115° С несущественно больше земных, отсюда принципы обеспечения габарита схожи;
4. При этом на **Луне** (разница температур 300° С) и **Меркурии** (разница температур 605° С, до 135 000 тонн тяжения!) необходимо применение механизмов термокомпенсации для поддержания стрелы провеса и габарита.

Расчеты габаритов опор по требованиям раздела 2.5 ПУЭ

Земля

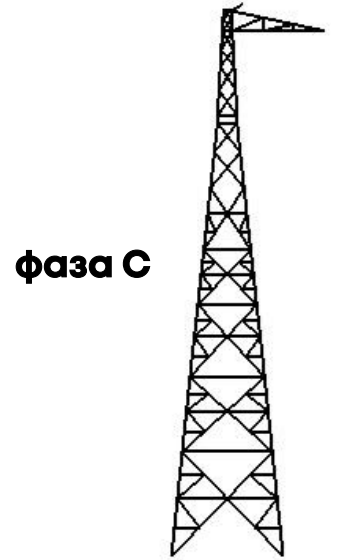
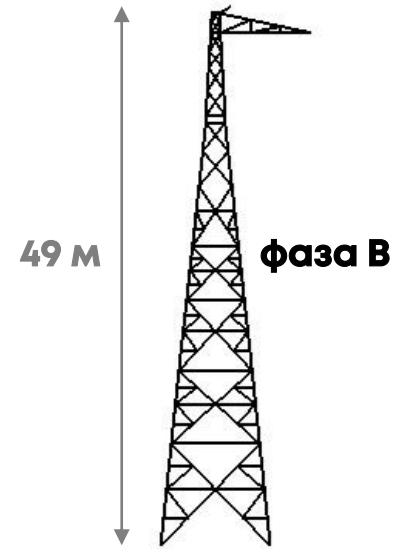
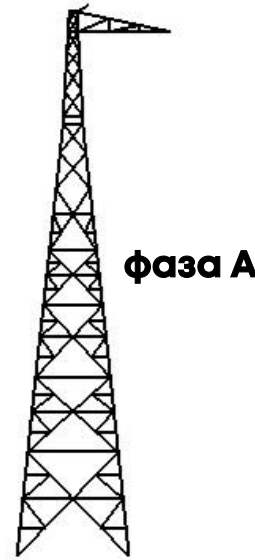
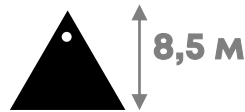
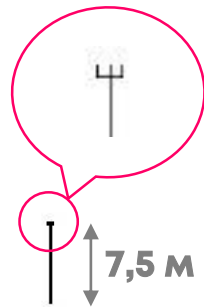
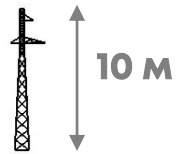
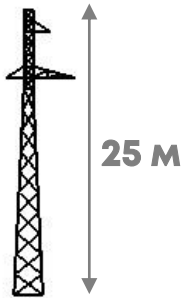
Титан

Меркурий

Венера

Марс

1П110-Х



Луна
Европа
Ганимед
Каллисто

Выполнен расчет требуемых габаритов ЛЭП на основе методики ПУЭ раздела 2.5 (применим ли п. 2.5.94?):

Диэлектрический промежуток, $d_{эл}$

Ветровая нагрузка, $P_{вп} = f(l, F)$

Длина пролёта, l

Площадь сечения провода, F

Нагрузка от веса провода, $P_l = f(m, g, l)$

Масса провода, m

Ускорение свободного падения, g

Длина изоляции $\lambda_{тело} = d_{эл.Тело} / d_{эл.Земля} \cdot 1,55$

$$d_{гор} = d_{эл} + k_B \cdot \sqrt{(h - 4) + 1,5 \cdot d_{эл}}$$

$$d_{верт} = d_{эл} + k_T \cdot \sqrt{(h - 4) + 1,5 \cdot d_{эл}}$$

Коэффициенты запаса:

$$k_B = f(P_{вп}, P_l), k_T = f(P_{гп}, P_l)$$

Гололёд отсутствует, $P_{гп} = 0, k_T = 0$

Стрела провеса Δh подбирается через габарит 4 м и высоту до нижней траверсы h

Ветровое давление на Меркурии, Луне, Европе, Ганимеде и Каллисто $\sim 0, k_B = 0$; на Марсе 3,6 % от земного, $k_B = 0,02 (+2 \text{ м})$; на Титане 15 % от земного, $k_B = 0,1 (+0,4 \text{ м})$

Расстояние между проводами на опоре $d_{гор}, d_{верт}$

$$d_{гор.Земля} \sim 6 \text{ м}, d_{верт.Земля} \sim 4 \text{ м}$$

$$k_{масштаб} = \max(d_{гор.Тело} / d_{гор.Земля}, d_{верт.Тело} / d_{верт.Земля})$$

(но не менее 7,5 м до нижней траверсы)

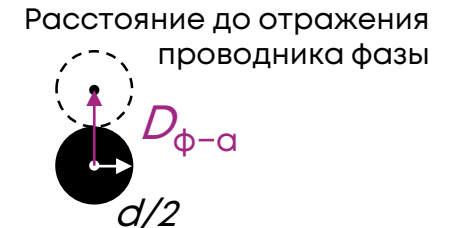
Расчёт потерь на корону и активной проводимости ЛЭП

Расчёт потерь на корону по закону Пика

$$\Delta P_{кор1} = \frac{24,1 \cdot \left(\frac{V_{b.возд}}{V_{b.атм}}\right)}{\left(\frac{\delta_{атм}}{\delta_{возд}}\right)} \cdot (f + 25) \cdot \sqrt{\frac{d/2}{D_{\phi-a}}} \cdot \left(\frac{110}{\sqrt{3}} - U_{кор}\right)^2 \cdot 10^{-5}$$

Напряжение начала короны

$$U_{кор} = \frac{21,2 \cdot \left(\frac{\delta_{атм}}{\delta_{возд}}\right)}{\left(\frac{V_{b.возд}}{V_{b.атм}}\right)} \cdot d \cdot \ln \frac{D_{\phi-a}}{d/2} \cdot 0,9 \cdot m_{п}$$



Активная проводимость

$$g_0 = \frac{\Delta P_{кор1}}{\left(\frac{110}{\sqrt{3}}\right)^2} \cdot 10^{-9}$$

$\Delta P_{кор1}$ – потери на корону в 1 фазе, $U_{кор}$ – фазное напряжение начала короны, g_0 – активная проводимость, d – внешний диаметр проводника фазы, $D_{\phi-a}$ – расстояние до отражения проводника фазы в атмосфере, $V_{b.возд}$ – пробивное напряжение воздуха при н.у., $V_{b.атм}$ – пробивное напряжение атмосферы космического тела, $\delta_{возд}$ – плотность воздуха при н.у., $\delta_{атм}$ – плотность атмосферы космического тела, $m_{п}$ – эмпирический коэффициент погоды, f – частота

Параметр	Земля				Марс
	Хорошая погода	Снег	Дождь	Изморозь	Изморозь CO ₂
Электрическая прочность, о.е.	1	1	1	1	0,022
Плотность атмосферы, о.е.	1	≈1	≈1	≈1	0,013
Напряжение начала короны, кВ	60	58	52	45	0,014
Коэффициент погоды $m_{п}$	2,22	2,14	1,94	1,66	1,66
$\Delta P_{кор}$ на 3 фазы, кВт/км	0,39	1,17	4,65	13,13	259,4
g_0 на 1 фазу, мкСм/км	0,004	0,011	0,043	0,121	2,382

Расщепление фазы в пределах 20 проводов не помогает

На **Меркурии**, **Луне**, **Европе**, **Ганимеде** и **Каллисто** развитая атмосфера и корона отсутствуют.

На **Титане** $U_{кор} = 230$ кВ, на **Венере** $U_{кор} = 1670$ кВ, поэтому ЛЭП 110 кВ не коронируют

Магнитная и диэлектрическая проницаемость газов атмосфер космических тел

Газы в атмосферах космических тел	Относительная магнитная проницаемость μ^* , о.е.	Относительная диэлектрическая проницаемость ϵ^* , о.е.
Воздух, Земля	1,00000038	1,00057
O ₂ кислород	1,00000199	1,00055
N ₂ азот	1,00000001	1,00058
Ar аргон	0,99999999	1,00050
H ₂ водород	0,99999999	1,00026
He гелий	1,00000144	1,00007
CO ₂ углекисл. газ	0,99999999	1,00099
CH ₄ метан	0,99999999	1,00095

В атмосферах космических тел отсутствуют ферромагнетики, выраженные парамагнетики и диамагнетики, а также сильнополяризующиеся диэлектрики.

Расчет проницаемости космических тел с выраженной атмосферой атмосфер по долевному составу d (см. слайд ИД):

$$\mu_{\text{атм}}^* = \sum d_{\Gamma} \mu_{\Gamma}^* \quad \epsilon_{\text{атм}}^* = \sum d_{\Gamma} \epsilon_{\Gamma}^*$$

μ^* , о.е.	Венера	Марс	Титан
μ^* , о.е.	0,99999999	0,99999999	1,00000001
ϵ^* , о.е.	1,00097565	1,00096790	1,00059000

Отличия μ^* атмосфер от μ_0 в 7-8 разряде после запятой (не влияет).

Отличия ϵ^* атмосфер от ϵ_0 в 4-5 разряде после запятой (не влияет).

На иных космических телах Солнечной системы атмосферы разряжены до состояния технического вакуума, $\mu^* \approx 1$, $\epsilon^* \approx 1$.

Расчет проводимостей и индуктивного сопротивления

Особенности расчёта индуктивности по формуле Карсона

$$x_0 = l_0 - m_0 = 0,1445\mu^* \left(\lg \frac{D_3}{\frac{d}{2}} - \lg \frac{D_3}{D_{\phi-\phi}} \right) + par_0 = 0,1445\mu^* \lg \frac{2D_{\phi-\phi}}{d} + 0,0157 \quad D_3 = \frac{115/\sqrt{3}}{\sqrt{fy_0}}$$

l_0, m_0 – собственные и взаимные между фазами индуктивности, $D_{\phi-\phi}$ – расстояние между фазами, d – диаметр провода, par_0 – добавочная индуктивность, обусловленная наличием парамагнитных свойств у проводов из цветных металлов, D_3 – эквивалентное расстояние до обратного провода в земле (сокращается в числителе и знаменателе логарифма), y_0 – проводимость почвы, f – частота

D_3 не влияет на x_0 при условии выполнения соотношения $D_{\phi-\phi} < D_3$. Проверка:

$D_{3.Мин}$ при $y_{0.макс} = 1/(2 \cdot 10^5) \text{ См} \cdot \text{см}$ для Венеры: 50 м < 1328 м (соответствует)

$D_{3.Макс}$ при $y_{0.мин} = 1/(2 \cdot 10^7) \text{ См} \cdot \text{см}$ для ледяных лун: 50 м < 30 000 м (соответствует)

Расчет индуктивного сопротивления и емкостной проводимости

$$x_0 = 0,1445\mu^* \lg \frac{2D_{\phi-\phi}}{d} + 0,0157 \quad b_0 = 7,58\varepsilon^* / \lg \frac{2D_{\phi-\phi}}{d} \cdot 10^{-6} \quad D_{\phi-\phi} - \text{ср. геом. расстояние между фазами}$$

Параметр	Земля	Меркурий	Венера	Луна	Марс	Европа	Ганимед	Каллисто	Титан
Диаметр проводника фазы, мм	17,1	17,5	122,9	20,5	20,5	15,8	15,8	15,8	15,8
Расстояние между фазами, м	4,30	0,04	0,02	0,04	45,0	0,04	0,04	0,04	3,60
x_0 , Ом/км	0,406	0,111	0,077	0,101	0,542	0,117	0,117	0,117	0,399
b_0 , мкСм/км	2,808	11,484	25,745	12,818	2,081	10,760	10,760	10,760	2,854

Проблемы конструирования ЛЭП на Венере. Выбор материалов

Стойкость химических элементов в атмосфере Венеры (C, N, O, F, S, Cl) по данным NASA

Проводниковые

Конструкционные

Условные обозначения:

Ag 1,68	W 0,51	In 0,31	Th 0,19	Sr 0,11	La 0,04
Cu 1,61	Ir 0,51	Li 0,29	Cr 0,18	Ga 0,09	Ce 0,03
Au 1,21	Mo 0,50	Fe 0,29	Nb 0,15	Yb 0,08	Hg 0,03
Al 1,00	Co 0,45	Os 0,26	Tl 0,15	Hf 0,08	Bi 0,02
Be 0,78	Zn 0,44	Pd 0,26	V 0,14	Ba 0,07	Gd 0,02
Ca 0,61	K 0,41	Pt 0,26	Cs 0,14	As 0,06	Mn 0,01
Na 0,59	Ni 0,41	Sn 0,22	Re 0,13	Sb 0,06	Ge 0,004
Mg 0,58	Cd 0,35	Rb 0,22	Pb 0,13	Zr 0,06	
Rh 0,58	Ru 0,35	Ta 0,20	U 0,12	Ti 0,06	

Химический элемент

Электропроводность^{+20°C} относительно алюминия, о.е.

Элемент неприменим по своим физическим свойствам

Коррозирует с образованием сульфидов или сульфатов

Окисляется горячим кислородом

Стоек только в составе сплавов с небольшой долей элемента

Химически инертен, но стекает из-за высокой температуры

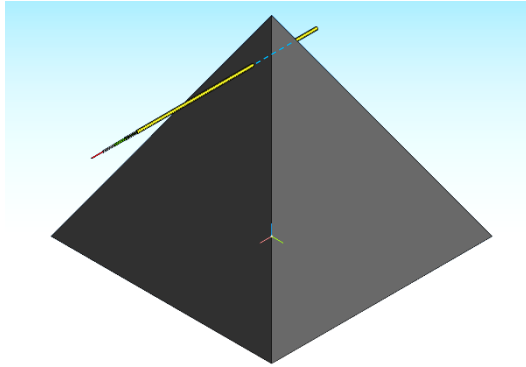
Химически и механически стоек (без нагрузки)

Токоведущие части – молибден, опора - титан

! По данным исследований ВИАМ и НижГТУ, даже сверхстойкие сплавы, как **Ti-6Al-4V**, при $t > 400^\circ \text{C}$ под нагрузкой снижают пластичность в 4 раза за несколько тысяч часов (охрупчивание вследствие поглощения O_2). Срок службы опоры – несколько лет

Проблемы конструирования ЛЭП на Венере. Альтернатива

Альтернатива титановой опоре



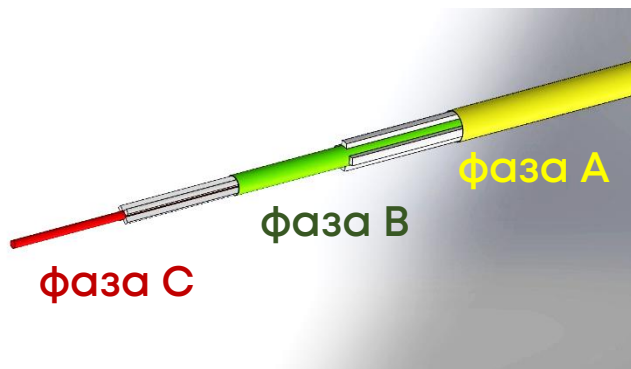
Башня гравитационного типа
из венерианского грунта (базальта)
с проходным фарфоровым изолятором

Высота 7 м до изолятора + 1,5 м до вершины
Масса 710 т

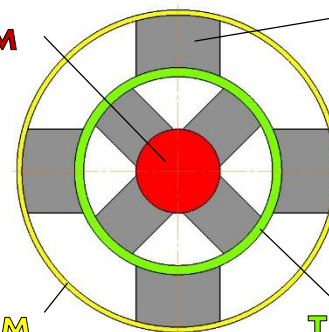
Может быть построена самоходными
земле(венеро)ройно-транспортными
машинами по типу бульдозера и
карьерного погрузчика

Альтернатива гибкому проводу для проходного изолятора и ветрового давления земное $\times 1,5-2$

Коаксиальный полугибкий трехфазный шинопровод-токопровод из отожженного тянутого молибдена



**круглая шина
диаметром 32 мм**



**навитая
на диаметр 119 мм
лента толщиной 4 мм**

**навитая
изоляция**

**труба с
диаметрами 79/72 мм**

$$b_0 \approx \frac{7,58}{3} \left(\frac{1}{\lg \frac{D_{\text{внут.В}}}{D_{\text{внеш.С}}}} + \frac{1}{\lg \frac{D_{\text{внут.А}}}{D_{\text{внеш.В}}}} + \frac{1}{\lg \frac{D_{\text{внут.А}}}{D_{\text{внеш.С}}}} \right) \cdot 10^{-6}$$

По аналогии:

$$x_0 = \frac{x_{AB} + x_{BC} + x_{CA}}{3}$$

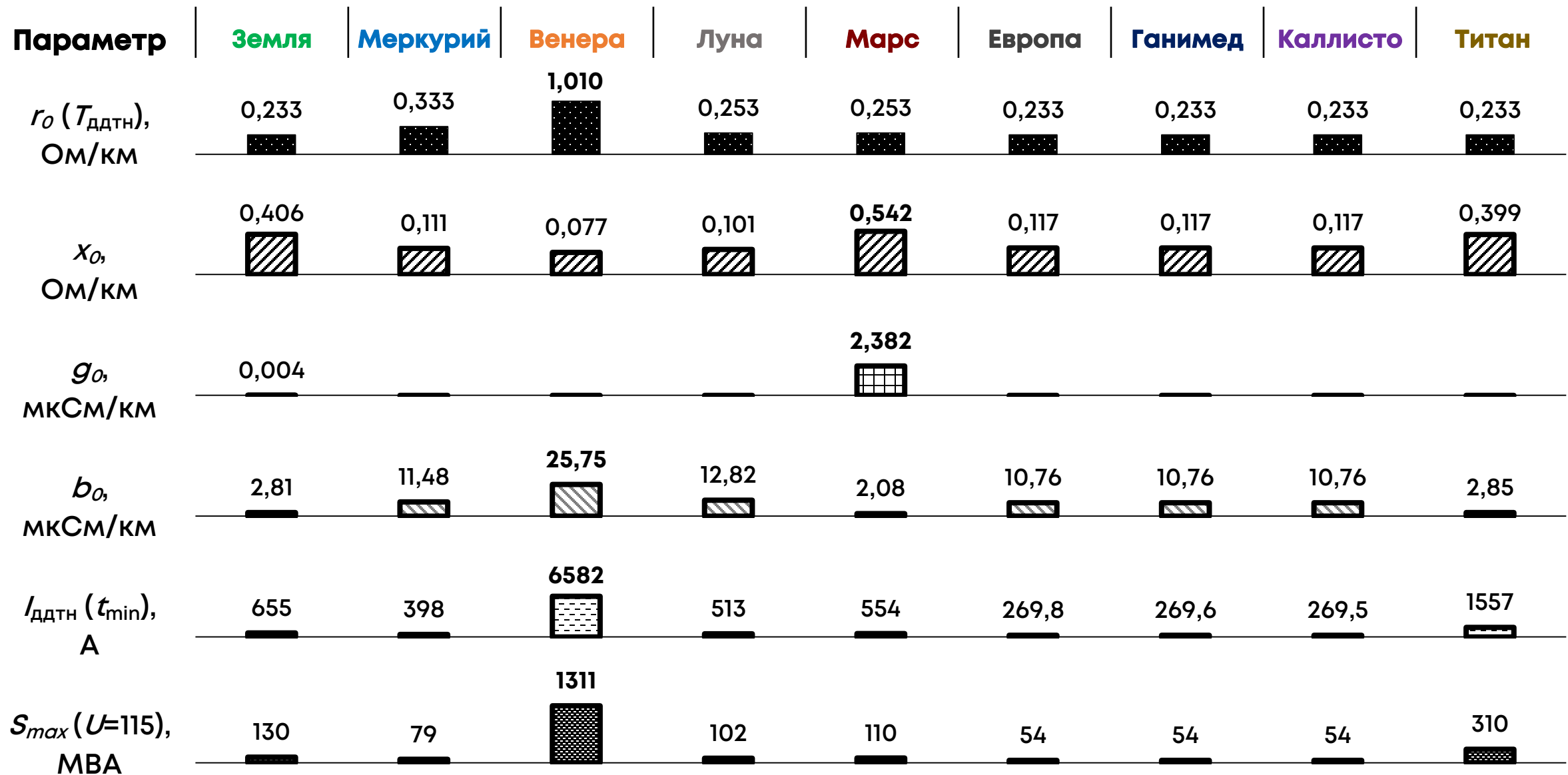
Пролёт до 500 м

Диаметр 12,3 см

Масса 34,6 кг/м

Стрела провеса от 1 м до 3 м

Параметры П-образной схемы замещения для типовой ЛЭП 110 кВ



Выводы

1. Отсутствие значимой атмосферы или низкие скорости ветра на большинстве рассматриваемых космических тел Солнечной системы позволяют конструировать атмосферные ЛЭП с низкими индуктивным сопротивлением и проводимостями ввиду высокой электрической прочности изоляционной среды, а также отсутствия необходимости располагать фазы на значительном удалении.
Однако, на этих телах допустимый ток провода – низкий ввиду отсутствия охлаждающей атмосферы.
 - **Меркурий** требует всетемпературных и усталостнопрочных сплавов для опоры и провода;
 - **Луна** позволяет использовать некоторые материалы и технологии ЛЭП, применяемые на **Земле**;
 - **Европа, Ганимед, Каллисто** не требуют дорогих решений и вдобавок обладают низким активным сопротивлением в переходе к сверхпроводимости.
2. В отличие от предыдущих, **Титан** обладает плотной холодной атмосферой, существенно повышающей допустимый ток провода. Параметры атмосферных ЛЭП на **Титане** наиболее схожи с таковыми на **Земле**;
3. На **Венере** создание атмосферных ЛЭП традиционной конструкции ограничено температурой и химической агрессивностью среды, но возможны ландшафтные ЛЭП по типу токопровода/шинопровода;
4. **Марс** является наиболее проблемным космическим телом для создания ЛЭП ввиду слабой электрической прочности и низкой плотности атмосферы. Класс напряжения 110 кВ избыточен для **Марса**.

Возможные направления дальнейших исследований

1. Энергосистемы на других космических телах создаются с нуля, можно не привязываться к существующим параметрам земных энергосистем. На большинстве космических соотношение R/X для ЛЭП получается порядка **2 : 1** против **1 : 4** на Земле, абсолютные параметры также заметно отличаются. Требуется исследование оптимальности:
 - классов напряжения – как по соображениям мощности/дальности, так и экономичности;
 - количества фаз;
 - частоты электрического тока – не только 50 Гц или 60 Гц;
 - рода тока – переменный или постоянный.
2. Методика выбора сечений токоведущей части ЛЭП;
3. Принципы, подходы, способы и методы расчета глубоко нелинейных электрических режимов в условиях кратного изменения активного сопротивления и длительно допустимого тока;
4. Принципы, подходы, способы и методы оценки технико-экономической эффективности вариантов передачи энергии и сетевого строительства;
5. Экономическая плотность тока ЛЭП на каждом космическом теле (заодно актуализировать на Земле);
6. Оптимальная длина пролёта ВЛ.

Спасибо за внимание!

Самойленко Владислав Олегович

Кириллова Анна Сергеевна



Кафедра
Автоматизированные
электрические
системы

