НВК №166 с лицеем “ВЕРТИКАЛЬ”

## **РЕФЕРАТ**

на тему

### ТРОСОВЫЕ СИСТЕМЫ В КОСМОСЕ

##### Выполнил Денисов Егор

#### Харьков 2001ЧТО ТАКОЕ ТРОСОВАЯ СИСТЕМА

Космическая тросовая система - это комплекс искусственных космиче­ских объектов (спутников, кораблей, грузов), соединённых длинными тонкими гибкими элемен­тами (тросами, кабелями, шлангами), совершающий орбитальный полет. В наиболее простом виде -это связка двух космиче­ских аппаратов, соеди­ненных тросом длиной в десятки или даже сотни километров. Сложные тросовые системы могут иметь много космических объектов, соединенных тросами в форме замкну­тых колец, древовидных образований, объемных многогранников. Косми­ческие тросовые системы - новые, нетрадиционные структуры, создаваемые человеком в космосе, - позволяют выполнять за­дачи, которые невозмож­но, нецелесообразно или неэкономично решать с помощью существующих средств космической техники.

Тросовые системы от­личаются тремя основны­ми особенностями от кос­мических аппаратов тра­диционного типа. Первая - большая протяжен­ность, обеспечивающая устойчивое вертикальное положение системы на орбите, причем на концах системы создается малая искусственная тяжесть. Соединенные тросом ап­параты имеют недоста­ток или избыток орби­тальной скорости, а их движение выполняется с одним периодом обраще­ния на разных высотах. Вторая особенность - гиб­ко изменяемая конфигурация, возможность изме­нения длины тросов пу­тем их выпуска и втягивания.

Это позволяет регули­ровать взаимное положе­ние и ориентацию аппара­тов, присоединять и отце­плять другие объекты от тросов, передвигать по ним грузы. Третье отли­чие - активное взаимо­действие электропровод­ного троса с внешней сре­дой, в первую очередь, с магнитным полем и ионо­сферой Земли, обеспечивающее функционирова­ние системы в генератор­ном, двигательном, электропередающем и излучательном режимах.

В зависимости от того, какая из этих особенно­стей преобладает у дан­ной тросовой системы, какое свойство использу­ется при эксплуатации, проекты таких систем можно разделить на три типа. У "статических" сис­тем в процессе эксплуа­тации количество и дли­ны тросов, количество и массы объектов, их вза­имное положение и ори­ентация остаются постоянными. Ко второму типу относятся "динамиче­ские" системы, сущест­венно изменяющие коли­чество и длину тросов, количество и массу объе­ктов, их взаимное поло­жение и ориентацию. "Электромагнитные" сис­темы снабжены электро­проводными изолирован­ными тросами с плазмен­ными контакторами на концах и активно взаимо­действуют с магнитным полем и ионосферой Зем­ли.

Существует много раз­личных проектов тросо­вых систем и способов их практического примене­ния в космосе. Несколько лет назад нами была предложена классифика­ция способов применения тросовых систем на низ­ких околоземных орбитах по 3-м уровням: по типу используемой тросовой системы, по виду решаемой технической задачи и по конкретной реализа­ции способа. База данных включает в себя около сотни известных спосо­бов и их возможных моди­фикаций.

Статические тросовые системы могут использоваться в исследованиях дальнего космоса, около­земного пространства, ат­мосферы и поверхности Земли с помощью протя­женных измерительных систем (например, интер­ферометров с очень боль­шой базой, равной длине троса), датчиков геофи­зических полей, разне­сенных или распределен­ных вдоль троса и опуска­емых на тросе на низкие высоты атмосферных зондов. На космических аппаратах в составе та­ких систем можно проводить различные экспери­менты и технические опе­рации (медико-биологи­ческие исследования, производство веществ и материалов, выращива­ние растений) в специфи­ческих условиях микро­гравитации (от тысячных до десятых долей g) и от­сутствия собственной внешней атмосферы вок­руг аппаратов. Используя архитектурный принцип построения тросовых сис­тем, в космосе можно бу­дет создавать сложные сооружения больших размеров, например, косми­ческие электростанции, поселения, заводы, оран­жереи.

Динамические тросо­вые системы могут ис­пользоваться для выпол­нения орбитальных ма­невров космических ап­паратов без затрат топ­лива - либо путем отве­дения аппарата на тросе с последующей его отцеп­кой, либо захватом и подтягиванием аппарата тро­сом. Например, если от орбитальной станции от­вести вниз на тросе дли­ной около 50 км грузовой корабль и затем отделить его, корабль сойдет с ор­биты и упадет на Землю, а станция повысит свою орбиту, не затрачивая на это ни капли топлива. На лифтах, движущихся по тросам, предполагается перемещать грузы и эки­пажи, а используя пово­ротную штангу с выходя­щим с конца тросом, ори­ентировать в пространст­ве висящий на тросе ап­парат.

Электромагнитные тросовые системы могут вырабатывать за счет ис­пользования части кине­тической энергии орбитального движения систе­мы электроэнергию мощ­ностью до 1 МВт. Элект­роэнергией, получаемой от бортового генератора, можно поддерживать или медленно повышать вы­соту орбиты тросовой си­стемы без затрат топли­ва. Используя некоторые электродинамические эффекты, возможно с ми­нимальными потерями пе­редавать электроэнергию по длинному тросу между разнесенными космиче­скими аппаратами. Трос в качестве передающей антенны позволяет осуще­ствлять эффективное из­лучение радиоволн низ­кочастотных диапазонов - этот принцип найдет применение в глобальных системах космической связи.

Пожалуй, не существу­ет такой области косми­ческой деятельности, где тросовые системы не мог­ли бы найти эффективно­го применения. Более то­го, некоторые операции в космосе могут выпол­няться только при их ис­пользовании. Внедрение

технологии таких систем способно изменить весь облик будущих космиче­ских средств.

# ОТ ЗАРОЖДЕНИЯ ИДЕИ ДО НАШИХ ДНЕЙ

Российские ученые за­ложили основы концеп­ции тросовых систем как одного из перспективных направлений развития космической техники.

Впервые такие систе­мы и способы их примене­ния в космосе были опи­саны в 1895 г. К.Э. Циол­ковским в "Грезах о Зем­ле и небе". Для создания искусственной тяжести К.Э. Циолковский пред­ложил использовать вра­щающуюся связку обитаемой станции и балласт­ной массы, соединенных цепью длиной 500 м, а для перемещения грузов в космосе - цепочку, вы­пускаемую и втягиваемую лебедкой.

В 1910 г. Ф.А. Цандер выдвинул проект "косми­ческого лифта" с 60 000-км тросом, протя­нутым с поверхности Лу­ны к Земле. Под действи­ем гравитационных и цен­тробежных сил такой трос будет постоянно натянут, и по нему, как по канатной дороге, можно транспортировать грузы.

В 20-30-е гг. идеи К.Э. Циолковского нашли от­ражение в проектах вра­щающейся тросовой кос­мической станции Ю.В. Кондратюка и в фанта­стических романах А. Беляева "Звезда КЭЦ" и "Прыжок в ничто". Идеи Ф.А. Цандера о космиче­ском лифте были разви­ты в 60-70-е гг. в рабо­тах Ю.Н. Арцутанова, предложившего проект троса, протянутого с поверхности Земли на геостационарную орбиту и в проекте тросово­го "космического ожере­лья Земли" Г.Г. Полякова.

В 1965 г. в РКК "Энер­гия" (бывшая ЦКБМ) под руководством С.П. Коро­лева началась подготов­ка к первому в мире кос­мическому эксперименту с тросовой системой. Раз­работанный проект "Союз-ИТ" предусматривал создание искусственной тяжести на космическом корабле "Союз", соединённом километровым стальным тросом с пос­ледней ступенью ракеты-носителя, путем приведе­ния этой связки во враще­ние. Но после кончины С.П. Королева проект был закрыт, и работы по тросовым системам в РКК "Энергия" возобновились только через 20 лет.

Таким образом, в се­редине 60-х гг. наша страна лидировала по работам в области кос­мических тросовых сис­тем. Для дальнейшего развития этих работ име­лись все предпосылки и условия. Однако в пос­ледующие годы из-за от­сутствия заинтересован­ности руководства в про­должении этих разрабо­ток инициатива была пе­рехвачена специалиста­ми США.

# ЗАРУБЕЖНЫЕ ИДЕИ И ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Начало работ в облас­ти тросовых систем за ру­бежом связано с именем итальянского ученого Дж. Коломбо, разработавше­го в 60-70-х гг. (совместно с работавшим в США итальянским специали­стом М. Гросси) многочис­ленные проекты их прак­тического применения в космосе и активно высту­павшего за развитие та­кого направления. В част­ности, ими выдвинуты идеи электромагнитной тросовой системы и при­вязного атмосферного зонда, нашедшие в 90-х гг. практическое воплощение в итало-американ­ских проектах "TSS-1" и TSS-2".

Реализации проектов "TSS" способствовала поддержка директора од­ного из подразделений NASA И. Беки, организо­вавшего в 1983 г. первую рабочую встречу специа­листов по этой проблеме. После этого состоялись международные конференции по проблемам кос­мических тросовых сис­тем, проходившие в 1986 г. в Арлингтоне (США), в 1987 г. в Венеции, в 1989 г. в Сан-Франциско и в 1995 г. в Вашингтоне. На послед­ней конференции высту­пили специалисты из США, Канады, Италии, Германии, Испании, Фран­ции, Австрии, Японии и Китая.

В конце 1966 г. были проведены два американ­ских эксперимента на пи­лотируемых кораблях "Джемини" - они соединя­лись 30-м синтетически­ми лентами с ракетной ступенью "Аджена". В первом эксперименте связка космических объе­ктов вращалась вокруг общего центра масс, а во втором - в устойчивом вертикальном положе­нии.

В рамках американо-японской программы в 1980-85 гг. были осущест­влены четыре запуска на высоту 328 км зондирую­щих ракет. В ходе полета полезный груз удалялся на электропроводном тросе на 400 м (серия экс­периментов "CHARGE"). В первых двух эксперимен­тах тросы удалось выпус­тить только на длину 30 м и 65 м. В двух последних - тросы были выпущены полностью, что позволи­ло выполнить исследова­ния электродинамики тросовой системы.

Итало-американский эксперимент “TSS-1” был проведен в 1992 г. Пред­полагалось отвести от ко­рабля "Атлантис" италь­янский привязной спут­ник на электропроводном тросе длиной 20 км и вы­полнить электродинами­ческие и радиофизиче­ские исследования. При­вязной спутник разраба­тывала итальянская фир­ма "Aeritalia" (Alenia Spazio), а привязную сис­тему - американская фирма "Martin Marietta". Вследствие зажима троса в лебедке его удалось выпустить всего на 265 м, после чего трос был втя­нут обратно.

В феврале 1996 г. в хо­де полета корабля "Спейс Шаттл" сделана попытка повторить такой эксперимент (TSS-R). Теперь трос раз­мотали почти на всю дли­ну, однако он неожиданно оборвался ("пережегся") из-за короткого замыка­ния, вероятная причина -механическое поврежде­ние изоляции. Из-за ава­рии дорогостоящий итальянский спутник вме­сте с тросом ушел на дру­гую орбиту и был потерян. Тем не менее, в экспери­ментах серии “TSS” была проведена часть заплани­рованных электродина­мических исследований, в частности, в экспери­менте TSS-1R" в тросе был достигнут ток силой 0,5 А. Еще два американских

эксперимента "SEDS-1" и "SEDS-2" выполнены в 1993-94 гг. От последней ступени ракеты-носителя "Дельта-2" отводились по­лезные грузы на тросах длиной 20 км, выпускае­мых с помощью катушек, разработанных американ­ским специалистом Дж. Кэрроллом.

В первом эксперименте отрабатывался безрас­ходный спуск груза с ор­биты, а во втором - раз­вертывание тросовой сис­темы в вертикальное по­ложение. В 1993 г. также с использованием ракеты "Дельта-2" проведен экс­перимент "PMG" с элект­ропроводным тросом дли­ной 500 м, позволивший исследовать некоторые эффекты электродина­мики данной системы.

Канадские эксперимен­ты "OEDIPUS-A" и "OEDIPUS-C" с тросами длиной 1 км проведены в 1989 и 1995 гг. В мае 1996 г. состоялся запуск двух американских аппаратов морской разведки с тро­сом длиной 4 км (экспери­мент "TIPS"). Программой длительного полета предполагается исследо­вать стойкость троса к воздействию метеорных частиц.

После проведения экс­периментов "TSS-1" и "TSS-1R" (затраты соста­вили почти миллиард долларов) пересмотрена программа работ США в области тросовых систем. Планировавшийся экспе­римент "TSS-2" с атмо­сферным зондом, опуска­емым вниз с корабля "Спейс Шаттл" на 100-км тросе, был отменен. А другие эксперименты в

космосе вначале были ограничены проектами, не превышающими по стои­мости 10 млн. долларов, а затем вообще прекраще­ны. В расписании полетов кораблей "Спейс Шаттл" до конца 2003 г. экспери­менты с тросовыми систе­мами не предусмотрены.

# РОССИЙСКИЕ РАЗРАБОТКИ И ПРОГРАММЫ

В России были созданы научные школы, занима­ющиеся теоретическими исследованиями косми­ческих тросовых систем. С конца 60-х гг. эти иссле­дования велись, главным образом, в Институте при­кладной математики (ИПМ) АН СССР такими крупными учеными, как В.В. Белецкий, В,А. Сарычев, Е.М. Левин (ныне ра­ботающие за рубежом).Исследования механики тросовых систем давно ведутся в Московском государственном авиацион­но-технологическом уни­верситете (МГАТУ, быв­ший МАТИ) под руковод­ством В.А. Иванова и Ю.С. Ситарского. В пос­ледние годы подобные исследования начаты в Московском авиационном институте, Московском государственном техни­ческом университете им. Н.Э. Баумана, Военной инженерной космической академии им. Н.А. Можай­ского. Изучением элект­родинамики и радиофизи­ки тросовых систем зани­маются в ЦНИИ машино­строения, Институте ра­диотехники и электрони­ки РАН, Московском фи­зико-техническом инсти­туте.

 В последние годы в НПО машиностроения со­вместно с Институтом земного магнетизма, ионо­сферы и распространения радиоволн разрабаты­вался проект эксперимента на станции "Алмаз", где предполагалось отве­сти на тросе платформу с аппаратурой для геофи­зических исследований. В НПО им. С.А. Лавочкина разрабатываются проек­ты марсианского тросово­го пенетратора на базе межпланетной станции "Фобос" и тросовой систе­мы для обслуживания ор­битальной станции на ба­зе спутника "Прогноз". Институтом космических исследований РАН предложен проект тросовой системы в форме тетра­эдра для исследования электрических и магнит­ных полей в околоземном пространстве. В Москов­ском техническом уни­верситете связи и информатики ведутся исследо­вания систем с "бегущи­ми" тросами.

В последнее время проводится работа по тросовым системам с уча­стием иностранных спе­циалистов. В Самарском авиационном институте и Центральном специаль­ном конструкторском бю­ро (ЦСКБ) совместно с не­мецкими фирмами ведет­ся разработка проекта эксперимента с привяз­ной капсулой "Rapunzel" на спутнике "Фотон". В ЦНИИМаш по гранту NASA разработан проект двойной электродинами­ческой тросовой системы ТЭДОС на корабле "Прогресс-М".

В РКК "Энергия" во взаимодействии с евро­пейскими специалистами разрабатывается проект возвращения баллисти­ческих капсул и грузовых кораблей с пилотируемой станции при помощи длинных тросов. В 1994 г. в сотрудничестве с не­мецкой фирмой "Kayser Threde" был создан про­ект совместного экспери­мента "Tpoc-Rapunzel", затем по заказу Европей­ского космического агентства (ESA) прораба­тывался эксперимент тросового спуска капсулы "Радуга".

 ПЕРСПЕКТИВЫ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

В РКК "Энергия" актив­ные работы по космическим тросовым системам возоб­новились в 1987 г. Они бы­ли направлены на освоение и применение таких систем в рамках пилотируемых ко­смических станций. Разра­ботанная концепция разви­тия отечественных работ в этой области предусматри­вает следующее. На первом этапе - проведение на ор­битальных станциях серии космических эксперимен­тов с тросовыми системами "Трос-1", "Трос-1 А", "Вул­кан" и 'Трос-2". В перспек­тиве - создание и опытная эксплуатация на новой ор­битальной станции тросо­вых систем транспортного, энергетического и исследо­вательского назначения. В отдаленном будущем пред­полагается создание орби­тального пилотируемого комплекса с многофункцио­нальным использованием технологий тросовых сис­тем.

 Космический экспери­мент "Трос-1" - оригиналь­ная отечественная разра­ботка, выполняемая в РКК "Энергия" с 1989 г. Экспери­мент предусматривает ис­следование механики раз­вертывания, полет и разде­ление тросовой си­стемы с отработкой безрасходного орбитального ма­невра. В программе "Трос-1" предполагалось создать на орбите тросовую систему, состоящую из станции "Мир" и корабля "Прогресс-М", соединённых 20-км тросом из синтетического волокна. В течение недели система совершит орбитальный по­лет, после чего будет осу­ществлено ее разделение. При этом корабль перейдет на более низкую орбиту, а станция увеличит высоту орбиты (такой маневр сэко­номит около 150 кг топли­ва).

Эксперимент 'Трос-1 А" по своему замыслу анало­гичен Трос-1 " и отличается от него увеличением длины троса до 50 км. Примене­ние троса такой длины поз­волит без затрат топлива осуществить спуск грузово­го корабля с орбиты и его затопление в заданном районе Тихого океана. При этом орбитальная станция повысит высоту орбиты почти на 10 км, а экономия топлива составит до 400 кг.

В следующем экспери­менте "Вулкан" предпола­гается развернуть на орби­те модельный аналог элек­тродинамической тросовой системы: из грузового ко­рабля будет выдвигаться 100-м штанга с приборным контейнером на конце. Размещенная на корабле и в контейнере электронная аппаратура с плазменными контакторами сможет вы­полнить исследования электродинамических ха­рактеристик системы и различных явлений в маг­нитном поле Земли и ионо­сферной плазме. Кроме то­го, на борту орбитальной станции и на специально развертываемых наземных пунктах планируется при­нимать и анализировать из­лучаемые сверхнизкочас­тотные радиосигналы. В хо­де 20-суточного полета пройдет отработка функци­онирования в генераторном, двигательном, элект-ропередающем и излуча-тельном режимах, а также управления ориентацией на орбите.

Заключительный экспе­римент "Трос-2" задуман как комплекс всесторонних исследований механики, электродинамики и радио­физики орбитальной тросо­вой системы, состоящей из орбитальной станции и гру­зового корабля, соединен­ных 20-км кабелем, по ко­торому движется лифтовая тележка. Размещенная на станции, корабле и тележ­ке аппаратура позволит осуществить опытную экс­плуатацию системы в раз­личных режимах и провес­ти уточненные исследова­ния ее динамических и электромагнитных свойств. Орбитальный полет тросо­вой системы продлится не менее месяца, после че­го, как в экспериментах "Трос-1" и "Tpoc-1 A", будет проведено ее разделение.

Успешное проведение экспериментов "Трос-1" и "Трос-1 А" то это позво­лит приступить к созданию и последующей эксплуата­ции на орбитальной стан­ции транспортной тросовой системы многократного ис­пользования для спуска с орбиты возвращаемых кап­сул, отработавших кораб­лей и модулей, ферм и па­нелей. Эта же система при­менима и для периодиче­ского подъема высоты ор­биты станции без затрат топлива. По предваритель­ным проработкам, основой системы станет включае­мый в состав станции спе­циальный модуль. В его со­став войдет лебедка для развертывания 60-км тро­са, механизм выдвижения и втягивания 100-м фермы и устройство захвата и сбро­са грузов.

После выполнения экс­периментов "Вулкан" и "Трос-2" предполагается начать разработку штатно эксплуатируемой на стан­ции тросовой системы. На конце длинного кабеля прикрепят солнечную или ядерную энергоустановку. Вырабатываемую электро­энергию от установки пред­полагается передавать по кабелю на станцию и ис­пользовать для энерго­обеспечения ее служебных систем и других размещен­ных на борту приборов. Кроме того, при двига­тельном режиме работы системы электрический ток в кабеле, взаимодей­ствуя с магнитным полем Земли, позволит электро­динамически поддержи­вать или медленно повы­шать высоту орбиты станции. Работа в генератор­ном режиме за счет час­тичного снижения орбиты системы даст возмож­ность получать на стан­ция за короткое время электроэнергию большой мощности.

В будущем как в экспе­риментах, так и при эксплу­атации штатных систем можно будет проводить различные научные иссле­дования с использованием возможностей, создаваемых развернутыми тросо­выми системами. Большой интерес представляет изучение проблемы самочув­ствия и работоспособности экипажа орбитальной стан­ции, а также поведения жи­вотных, роста растений, свойств твердых тел и жид­костей в условиях микро­гравитации. Другой важный аспект - процесс естест­венного удаления собственной внешней атмосфе­ры станции при разверты­вании тросовой системы. Это позволит получить осо­бо чистый вакуум для вы­полнения некоторых иссле­дований в области косми­ческой технологии. В поле­те тросовых систем можно измерять геофизические поля при помощи разнесен­ных датчиков, изучать свойства ионосферы, воздействуя на нее электромагнитным излучением тросовой антенны, выпол­нять и другие интересные исследования.

При успешном развитии работ по космическим тро­совым системам, вероятно, в середине XXI в. может быть создана долговремен­ная пилотируемая орби­тальная станция нового по­коления. Согласно предва­рительным проработкам, такая станция должна представлять собой сложную тросовую сис­тему, состоящую из двух многоблочных станций, соединенных нескольки­ми тросами, лифта (дви­жущегося по тросам меж­ду станциями) и отводи­мых на тросах привязных модулей. Конечно, загля­дывать в столь далекое будущее всегда риско­ванно, однако корпора­цией "Энергия" уже полу­чен патент на орбиталь­ную станцию подобного типа.

**КОСМИЧЕСКИЕ ТРОСОВЫЕ СИСТЕМЫ: ВЗГЛЯД ИНЖЕНЕРА И МЕХАНИКА**

 Что могут тросовые системы в космосе?

Тросовые системы в перспективе могут овладеть чрезвычайно широ­ким набором "профессий" в космосе. Рассмотрим кратко схемы, обсуж­даемые в литературе.

Как известно, искусственная тяжесть желательна для длительной рабо­ты экипажей в космосе. Для ее создания можно составить орбитальную станцию из двух отсеков, соединить их тросом и привести во вращение вокруг центра масс. В таком режиме двигалась связка "Джемини-1 1" с ракетной ступенью "Аджена". Угловая скорость ее вращения была в 13,5 раза больше орбитальной. Рассматривались и более сложные конструкции, состоящие из большого числа отсеков, соединенных троса­ми в многоугольные конфигурации .

Если связка вращается вокруг центра масс синхронно с орбитальным движением, то при ее ориентации вдоль геоцентрического радиуса-вектора (т.е. вдоль местной вертикали) возникает режим гравитационной стабили­зации. В таком режиме двигалась связка "Джемини-12" с ракетной ступенью "Аджена". В этом движении искусственная тяжесть в от­секах складывается на 1/3 из приращения центробежных сил и на 2/3 из приращения гравитационных сил, что составляет в сумме ^g=(3\*ΔR/R)g*,* где Δ*R* — вертикальное смещение относительно центра масс,R — геоцент­рический радиус орбиты центра масс. *g —* ускорение свободного падения на данной высоте. Искусственная тяжесть, составляющая даже малые доли *g* (микротяжесть ^*g),* позволяет улучшить условия жизни на орбите: изба­виться от плавающих предметов, облегчить обращение с водой и т.д. Условия микрогравитации благоприятны для перекачки жидкостей на орбите (например, топлива) из одного резервуара в другой. В условиях невесомости дозаправка топливом на орбите является сложной технологи­ческой проблемой, так как по мере опорожнения резервуара общая масса жидкости под действием поверхностного натяжения разбивается на мно­жество капель, собрать которые не так-то просто. В условиях микрогра­витации жидкость будет перетекать из одного резервуара в другой по прос­тому закону сообщающихся сосудов, который в равной степени справед­лив как для полной тяжести *g,* так и для микротяжести *g.* Представим, что в вертикальной конфигурации один из отсеков является резервуаром с топливом . Пристыковавшись к этому отсе­ку, межорбитальный буксир или орбитальный самолет сможет дозаправиться простейшим способом, открыв вентиль и использовав перетекание топлива из сосуда с большим уровнем в сосуд с меньшим уровнем. Минимальная длина троса, которая обеспечивает уровень микрогравитации, достаточный для преодоления поверхностного натяжения, составляет для разных видов топлива от 30м до 1,2 км . Трос может быть достаточно тонким: сечение менее 1 мм^2, погонная масса ~ 1 кг/км. Разне­сение отсека с топливом и жилого отсека станции на разные концы троса повышает также безопасность и работоспособность станции в аварийных ситуациях.

За пределы станции может быть вынесен не только резервуар с топли­вом. Вынос узла для пристыковки орбитального самолета позво­ляет существенно уменьшить толчок, который испытывает станция, и дос­тигнуть заметной экономии топлива .

Схема гравитационно стабилизированной связки находит и другие применения. В рассмотрен проект интерферометра, состоящего из двух приемных антенн, соединенных тросом длиной 5 км и расположенных вдоль геоцентрического радиуса-вектора. Большая база орбиталь­ного интерферометра и, следовательно, его большая разрешающая спо­собность позволяют проводить тонкие радиоисследования Солнца и планет, в частности на тех длинах волн, которые не пропускает земная ионосфера.

Существует проект пассивного спутника-радиоотражателя на геоста­ционарной орбите, который представляет собой цепочку большого числа металлических шариков, соединенных стерженьками с шарнирами и рас­положенных радиально, и может быть элементом разветвленной сис­темы радиосвязи. На низших формах колебаний такая цепочка шариков ведет себя, как гибкая нить.

Трос, расположенный вдоль местной вертикали, может служить основ­ным несущим элементом для различных вариантов солнечных космических элекстростанций. Конструкция такой электростанции состоит из большого числа коллекторов солнечной энергии, расположенных вдоль троса длиной 50 км. Коллекторы могут быть выполнены в форме пластин, цилиндров или шаров. Вырабатываемая солнечной электростанци­ей энергия будет передаваться на Землю с помощью СВЧ-антенны, располо­женной на конце троса, обращенном на Землю. Движение всей системы про­исходит в режиме гравитационной стабилизации .

Обсуждаются способы полезного использования солнечного излучения в космосе с помощью пленочных отражателей. В предлагаемых кон­струкциях существенными элементами являются тросы-стропы, за счет которых осуществляется управление ориентацией и формой отражающей поверхности.

Значительный интерес представляют тросовые системы, взаимодейст­вующие с магнитным полем Земли. Если электропро­водящий и изолированный снаружи трос развернуть с орбитальной станции вдоль местной вертикали и с помощью бортовой энергоустановки пропус­тить по нему электрический ток то со стороны геомагнитного поля на трос будет действовать распределенная сила, уско­ряющая движение станции. Трос в этом случае будет действовать, как своего рода электромагнитный двигатель для станции. Ток, протекающий по тросу, должен замыкаться через ионосферную плазму; контакт с плазмой осуществляется специальными устройствами, через которые на одном конце троса электроны стекают в окружающую плазму, а на дру­гом конце собираются из плазмы.

Проводящий трос можно использовать не только как двигатель, но и как генератор электрической энергии. При движении троса, снабженного на концах устройствами контакта с плазмой, в магнитном поле в тросе будет индуцироваться электродвижущая сила. Если между тросом и одним из устройств контакта с плазмой поместить электрическую нагрузку, то на ней будет производиться полезная работа. Сила, действующая на трос со стороны магнитного поля, в этом случае будет тормозить движение стан­ции*.* По предварительным оценкам, коэффициент полез­ного действия такого электрогенератора очень высок- около 90%. За счет большой скорости движения троса э.д.с. индукции будет составлять на вы­соте 400 км около 2000 В/км. При длине троса 10—20 км разность потен­циалов между его концами составит 2—4 кВ, сила гока будет измеряться амперами, мощность генератора может достигнуть нескольких десятков киловатт. Уменьшение высоты орбиты в процессе генерации электроэнер­гии может компенсироваться тягой реактивных двигателей, что дает высо­коэффективный способ перевода химической энергии в электрическую.

Выгодной выглядит комбинация режимов тяги и генерации. При входе станции в тень Земли се солнечные батареи перестают вырабатывать энер­гию. В этот период движения электроэнергия на борту станции может вырабатываться тросовым генератором за счет уменьшения энергии орби­тального движения. При выходе на освещенную сторону Земли часть элект­роэнергии, вырабатываемой солнечными батареями, нужно будет использо­вать для работы троса как двигателя с целью восполнения энергии орбиталь­ного движения. Возможность запасения энергии в виде энергии орбиталь­ного движения и высвобождения ее с малыми потерями с помощью тросо­вого мотор-генератора представляется очень заманчивой. Если на станции для тех или иных целей необходима кратковременная генерация пиковой электрической мощности, тогда в течение многих витков трос работает как двигатель и станция набирает высоту, затем в нужный момент трос переключается на генерацию и за несколько витков переводит запасенную

энергию орбитального движения в электроэнергию за счет уменьшения выcoты полета станции.

Пропуская ток по тросу в фазе с изменением положения станции на орбите, можно изменять все элементы орбиты без затрат химического топ­лива что даёт новый и весьма экономный способ маневрирования на орби­те. Описанную электромагнитную тросовую систему можно исполь­зовать также для приема и генерации радиоволн и экспериментов с ионо­сферной плазмой.

Важным для практики применением тросов в космосе является ис­следование верхней атмосферы Земли. Атмосфера на высоте 100 км недос­тупна для непосредственного исследования ни с самолетов, ни для спутни­ков. Для полета самолетов эти слои слишком разрежены, а для спутни­ков — слишком плотны. Зондирующие ракеты могут находиться в этих слоях лишь незначительное время. Рассмотрим привязной спутник для негодования атмосферы. Трос длиной около 100 км соединяет спут­ник-зонд с орбитальным самолетом. Орбитальный самолет летит на высоте 200—250 км над поверхностью Земли и буксирует спутник-зонд на высоте 110—130 км. Такой полет может продолжаться довольно долго. Кроме измерения параметров атмосферы на этих высотах возможно также определение аэродинамических характеристик различных моделей, выпу­щенных со спушика-зонда. Это дает уникальную возможность экспери­ментального изучения входа в атмосферу перспективных моделей косми­ческих аппаратов. Поэтому эту систему называют также "высотной аэро­динамической трубой".

С низколетящего привязного спутника-зонда можно получать сним­ки Земной поверхности с заметно лучшим разрешением, чем с обыкновен­ного спутника. Причем можно делать стереоскопические снимки, когда одно изображение получается с зонда, а другое — с орбитального са­молета. Спутник-зонд является также средством для тонкого исследова­ния гравитационных и магнитных аномалий и определения коэффициентов при старших гармониках в разложении соответствующих потенциалов.

Для первых экспериментов с атмосферной и электромагнитной ТС на базе орбитального самолета предполагается использовать многослойные тросы толщиной 1—3 мм и погонной массой в пределах 1—10 кг/км.

Выгодным представляется использование тросов для различных транспортных операций в космосе. При традиционном способе межорбитальных перемещении рабочее тело, выброшенное из сопла реактивного двигателя, безвозвратно теряется. С помощью длинных тросов можно образовывать временные связки спутников и изменять их орбиты, передавая без потерь энергию и момент количества движения от одного спутника к другому, т.е. используя один из спутников в качестве реактивной массы. Как пока­зывают расчеты, при рациональной комбинации таких операций с включе­нием реактивного двигателя или электромагнитного тросового двигателя можно достигнуть существенной экономии топлива.

Рассмотрим схему запуска спутника с орбитального самолета с помощью троса. Трос осуществляет передачу спутнику части энергии и момента количества движения орбитального самолета. Это приводит к уве­личению апогея орбиты спутника и уменьшению перигея орбиты самолета, в частности орбитальный самолет может выйти на траекторию входа в ат­мосферу и возвращения на Землю. При отделении последнего топливного бака от орбитального самолета бак не просто сбрасывается, а спускается на длинном тросе, передавая часть своей энергии и момента количества движения орбитальному самолету и увеличивая тем самым апогей его орбиты. Потерявший скорость топлив­ный бак входит в атмосферу и сгорает. По проведенным оценкам, такая схема сброса бака позволит увеличить грузоподъемность орбиталь­ного самолета на 1 ,5 тонны без дополнительных затрат топлива.

Использование длинного троса позволяет осуществить торможение орбитального самолета без затрат топлива. Для этого с орбитального самолета на тросе в верхние слои атмосферы спускается баллон, который испытывает значительные аэродинамические сопротивление. Натяжение троса передает эту тормозящую силу орбитальному самолету. После достаточного для посадки снижения скорости баллон отцепляется и сгорает в атмосфере. При использовании крыла вместо баллона можно из­менять плоскость орбиты орбитального самолета, если крыло движется не в плоскости орбиты, а с боковым смещением, меняющимся в резонан­се с орбитальным движением. Эта операция образно сравнивается с хож­дением под парусом, только парус оказывается отнесенным от корабля на 100 км!

Интересный способ маневрирования на орбите возникает при периоди­ческом изменении длины троса в резонансе с орбитальным движением. Это приводит к вековой эволюции (правда, очень медленной) орбиты центра масс связки. Если учитывать сплюснутость Земли, то аналогичный эффект наблюдается и при изменении длины троса на удвоенной орбиталь­ной частоте.

**"Космический эскалатор"**. Он сос­тоит из нескольких ступеней - радиальных связок. Запускаемый на высо­кую орбиту спутник подлетает к нижнему концу каждой связки и по тро­су перетягивается на ее верхний конец, затем перелетает к следующей связке и таким образом может быть доставлен, например, на геостационарную ор­биту. Постепенное снижение орбит связок, образующих ступени косми­ческого эскалатора, может компенсироваться путем использования тросов как электромагнитных двигателей, а также частично за счет встречного по­тока полезных грузов, возвращаемых с высоких орбит на Землю. По имею­щимся оценкам, космический эскалатор позволяет добиться заметной эко­номии топлива.

Более реальным, чем земной, представляется лунный "космический лифт". В своем движении вокруг Земли Луна остаётся все время повернутой к Земле одной и той же стороной. Это обстоятельство позво­ляет прикрепить, например, к обратной стороне Луны космическую стан­цию на тросе, вытянутом вдоль линии Земля - Луна. Эта систе­ма, по существу, представляет собой вариант радиальной связки. Её необычность состоит в том, что одним из тел, соединённых тросом, является естественное небесное тело. В отличие от зем­ного космического лифта трос для лунного лифта, изготовленный из современных высокопрочных материалов, может иметь весьма скромные характеристики (средняя погонная масса ~1 кг/км, сечение ~1 мм^2). Привязной спутник Луны может быть использован не только для обмена грузами с поверхностью Луны. Факт удержания космической станции за обратной стороной Луны вблизи коллинеарной точки либрации *L2* систе­мы Земля — Луна имеет и самостоятельное значение. Как известно, дви­жение свободного космического аппарата вблизи точки *L2* неустойчиво. Вопросам активной стабилизации движения космического аппарата в окре­стности точки *L2* посвящено большое количество работ. В то же время спутник, привязанный тросом, в окрестности точки *L2* не требует никакого управления: его стабилизация имеет пассивный ха­рактер.

Подъем грузов с поверхности Луны может осуществляться не только с помощью стационарно закрепленной тросовой системы. Подъём грузов с помощью вращающейся связки двух спутников. Вращательное и орбитальное движения связки подобраны так, чтобы в пе­риселении один из спутников подходил к поверхности Луны с нулевой относительной скоростью и захватывал груз. В апоселении груз отцепля­ется и выводится на окололунную орбиту. Трос в этой связке должен иметь длину несколько сотен километров.

Высказана оригинальная идея использования естественных спут­ников Марса — Фобоса и Деймоса - в качестве основы для "космического эскалатора". Для этого с Фобоса и Деймоса в направлении к Марсу и от Марса выпускаются тросы длиной несколько тысяч километров. Такая возможность, как и в случае Луны, обусловлена неизменной ориентацией этих спутников в орбитальных осях, а также слабостью их собственного гравитационного поля. Спутник, поднимающий грузы с поверхности Марса, сначала прибы­вает на нижний конец тросовой системы Фобоса, затем передвигается вдоль троса на ее верхний конец и перелетает на нижний конец тросовой системы Деймоса. С ее верхнего конца спутник выходит уже на траекторию межпла­нетного перелета. Система тросов из кевлара погонной массой ~20 *кг/км* и общей массой ~300 т дает экономию 10 т топлива на каждом запуске 20 т полезной нагрузки. Конечно, "марсианский эскалатор" —дело завтрашнего дня. Однако уже сегодня марсианская автоматическая стан­ция может быть оснащена зондом, выпускаемым на тросе на удаление 50 км от основного спутника для измерения градиентов параметров плаз­мы и магнитного поля. С той же целью с посадочного аппарата на Фобосе можно развернуть гирлянду датчиков, соединенных последовательно тросами суммарной длиной 50-60 км при массе не более 1 кг.

Сцепление космического аппарата тросом с малыми телами Солнечной системы авторы предлагают использовать для изменения траектории при близком прилете. Собственное гравитационное поле небольшого асте­роида недостаточно для совершения гравитационного маневра, но если "загарпунить" астероид с пролетающего космического аппарата, то сила натяжения троса с успехом заменит силу притяжения. После совершения маневра трос отцепляется и остается "на память" астероиду.

Как уже отмечалось, современные материалы не позволяют сделать земной космический лифт с приемлемыми характеристиками. Однако можно сделать его "половину", т.е. протянуть трос от геостационарной орбиты не до самой поверхности Земли, а лишь на половину этого расстоя­ния. Речь идет о геосинхронной радиальной связке, в которой верхний спутник находится несколько выше геоста­ционарной орбиты, а нижний спутник находится посредине между геоста­ционарной орбитой и Землей. Соединительный трос из высокопрочных материалов может иметь в этом случае приемлемую погонную массу ~1 кг/км (сечение ~1 мм^2). Привлекательной в этом проекте является возможность иметь геостационарный спутник на высоте, вдвое меньшей высоты геостационарной орбиты.

Для индустриализации космоса могут потребоваться большие произ­водственные комплексы. На рис. Такой комплекс в виде кольца из большого числа производственных, исследовательских и жилых модулей, соединенных последовательно тросами. Такое соединение позволяет расположить модули на близком расстоянии друг от друга, что невозможно в свободном полете из-за неизбежного рассогласовагия скоростей и относительного дрейфа соседних модулей, приводящего к их столкновению. В устойчивом кольце связанных тро­сами спутников такой дрейф не происходит.

Имеются и менее грандиозные проекты локальных "созвездий" спут­ников и космических платформ, стабилизируемых в вертикальном направлении гравитационным градиентом, а в горизонтальном направле­нии - вращением или разностью аэродинамических сил.

Этот список можно еще продолжить. Тем более, что обсуждение каж­дого варианта применения тросовых систем в космосе рождает новые варианты: заряд "тросовых" идей еще далеко не исчерпан. Конечно, не все они равнозначны по предоставляемым выгодам, затратам и срокам на реализацию. Так, перспектива применения тросовых систем представляется более отдаленной, чем применение систем с электромагнитным взаимодействием троса или системы с атмо­сферным зондом. Тем не менее исследование динамики этих систем наряду с системами ближайшей перспективы ни в коей мере не является преждевременным. Более того, оно необходимо для глубокого и всестороннего понимания реальных возможностей использования тро­сов в космосе и создания более полного динамического Портрета этого нового класса космических систем.

**Применение тросовых систем в аэростатах с выносным баллонетом**

 **Аэростат с выносным баллонетом**

Рассмотренные выше способы и устройства регулирования высоты аэростатов и дирижаблей требуют для своей практиче­ской реализации значительных затрат энергии из бортовых ис­точников, если только это не простейшая операция: сброс балласта для подъема либо выпускание газа для спуска. Много­кратные операции «спуск — подъем» легче проводить на боль­ших дирижаблях с достаточно мощной бортовой энергетикой, чем на автоматических аэростатах малой грузоподъемности. Это приводит к необходимым поискам других, менее энергоем­ких способов регулирования высоты. В то же время проблема энергоисточников с высокими удельными показателями остает­ся самостоятельной задачей.

Рассмотрим способ регулирования высоты аэростата при помощи выносно­го баллонета. Физической основой су­ществования такого способа является наличие градиента плотности газа в ат­мосфере любой планеты. Сущность спо­соба легко понять из схем, представлен­ных на рисисунках.

В гондоле аэростата-носителя с объ­емом оболочки v0 размещается лебёдка, на барабан которой намотан трос дли­ной Lтр. На конце троса прикреплена другая гондола с оболочкой V1.Обозна­чим вес аэростата-носителя Go, вес вынос­ного малого аэростата (выносного балло­нета) g1. В первый момент вся система на­ходится на некоторой равновесной сред­ней высоте Нср. или высоте исходного дрейфа (рис.). Затем оболочку V1 начинаем опускать на тросе, что не­трудно выполнить, поскольку подъем­ная сила F1 в этот момент меньше веса G1 выносной конструкции с баллонетом.

На некоторой высоте Н срабатывает система заполнения объема баллонета подъемным газом, появляется подъемная сила f1. По мере спуска плотность атмосферы увеличивается, следовательно, возрастает подъемная сила F1, компенсирующая часть веса, и аэростат-носитель поднимается вверх. Регулиро­вание высотой выносного баллонета позволяет регулировать высоту основного аэростата-носителя, брать пробы газа аппа­ратурой, установленной в гондоле баллонета, а перегревшуюся гондолу с научной аппаратурой периодически поднимать для охлаждения в верхние, более холодные слон атмосферы. Представляет интерес исследовать возможность оригинального решения проблемы энергоснабжения аппаратуры аэростата-носителя за счет аккумулирования тепла при опускании вы­носного баллонета в горячие слои атмосферы, отдачи тепла и его преобразования в тепловой машине в верхних слоях ат­мосферы. Однако все это требует определения весовых соот­ношений элементов данной системы.

При расчете наиболее простым является случай, когда объем выносного баллонета постоянный, т. е. V

 = const. Однако ре­ализация этого варианта выполнения баллонета весьма затруд­нительна. Поэтому рассмотрим случай, когда постоянной яв­ляется масса газа в объеме выносного баллонета, т. е. Т1= const.

Будем считать, что вес гондолы и конструкции основного аэростата Go, объем Vо = const обеспечивает подъемную силу I Fcp, которая удерживает всю систему в начальный момент на уровне исходного дрейфа Нср. Объем троса не сказывается на величине силы Fcp. В качестве подъемного газа в обеих оболочках используется водород. При принятых обозначениях и заполненном (выполненном) баллонете на высоте Hср уравне­ние равновесия сил, действующих на систему в проекции на вертикальную связь, запишем в виде

G1+G0=Fcp+F1(H), (IV. 12)

где Fcp = [pa (Н) — рв]ср Vog (Н) — архимедова сила на уровне исходного дрейфа; F1(Н) = [рa (Н) — рв]1 V1 g (Н) — архимедовa сила выполненного баллонета; ра(Н)=р (Н)/RаT (Н), рв=p(H)/RвТ(H)—плотность газа соответственно атмосферы и водорода в баллонете.

 В случае, когда в выносном баллонете постоянной является масса подъемного газа, при анализе изменения подъемной силы следует учитывать, что во время спуска в нижние слои выносной баллонет силами внешнего давления будет изменять свой объем. Обозначим объем заполненного баллонета на высоте, где его подъемная сила равна общему весу конструкции G1, через *V1.* Этот объем должен быть минимальным, поскольку при подъеме вверх расширение газа не должно привести к разрыву оболочки баллонета. Следовательно, на некоторой наименьшей высоте *Н* объем баллонета равен *V1.* Газ внутри него имеет одинаковые с внешней средой температуру и давление, т. е. находится с ней в термодинамическом равновесии. Исходя из этих предпосылок рассчитаем параметры баллонета. Подъемная сила баллонета

 *F1=V1[pa(H)-pв]g(H).* (IV. 13)

 Вес всей выносной конструкции слагается из веса научной аппаратуры G2, оболочки баллонета G3 и подъемного газа G4 т. е.

 С1=С2+Сз+С4. (IV. 14)

В положении равновесия F1 = G1, или

V1 [p1a(H)–p1в]g(H)=(m2 + m3 + m4) g (H). (IV. 15)

Поскольку V1 = m4/р1в, уравнение (IV. 15) запишем в виде

P1a(H)/p1в-2=m2/m4+m3/m4 (IV 16)

Масса научной аппаратуры остается неизменной, т. е. m2/m4 *=* const, поэтому, варьируя отношения p1a(Н)/р1в и m3/m4,можно выбирать необходимые параметры, задавая другие. Однако следует отметить следующее обстоятельство. При подъе­ме вверх выносного баллонета аэростата-носителя, переходя­щего при этой вариации на некоторую высоту Hср, газ в баллонете будет расширяться до объема *V2.* Чтобы стенки не были напряженными, у баллонета должен быть предусмотрен избы­точный объем, т. е. *V2> V1.* При постоянной массе газа m4 его объем при термодинамических параметрах высоты Hср. составит:

V2 =m4/pср. Rв Tср. Следовательно, увеличение объема определяется выражением

Δv=v2-v1=m4Rв (IV. 17)

Это, в свою очередь, приведет к увеличению веса оболочки на величину ΔGз. Если массовая плотность материала оболочки постоянна и равна рк, то, представляя баллонет в виде круго­вого цилиндра, добавку веса дополнительного объема можно определить как

ΔGз=πdLδpкg (1 V. 18)

где L*—* высота дополнительного цилиндрического объема; δ — толщина материала оболочки; d *—* диаметр цилинд­ра.

Поскольку для кругового цилиндра Δv =πd^2/4L*,* выражение (IV. 18) можно преобразовать к виду

ΔGз=4δpкΔvg/d. (IV. 19)

Таким образом, с учетом увеличения веса оболочки необхо­димо в уравнении (IV. 16) массу оболочки записывать как сумму масс оболочки для положения равновесия и величины m3=ΔGз/g. Однако увеличение массы (соответственно веса) обо­лочки приведет к необходимости уменьшения величины m2/m4если высоту нижнего равновесия оставим прежней. В против­ном случае для определения параметров баллонета следует использовать методы последовательного приближения.

Т а б л и ц а 5

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Показатель | Высокомодульные волокна | Стальная проволока | Капрон |
| Прочность на разрыв, Па | (2÷З)\*10^9 | 3\*10^9 | 3,2\*10^9 | (3,2÷4)\*10^9 | — |
| удлинение, % | 2—4 | 1—4 | 1—3 | — | 8—15 |
| Модуль упруго­сти, Па | (I0/15)\* 10^10 | (11/15)\* 10^10 | (6/7.5)\*10^10 | (5/5.5)\*10^10 | — |
| Плотность, кг/м' | 1300—1430 | 1350 | 2550 | 7800 | 1350 |
| Число двойных изгибов, цикл | 3000 | — | 200—250 | 20 | 8000— 12000 |
| Рабочая темпе-ратура, К | 523 | 573 | 773 | 773 | 393 |

Исходя из необходимости первоочередного исследования об­лачного покрова планеты, выносной баллонет должен Опус­каться до высоты (30÷40)\*10^3м. В диапазоне высот (30÷56)-10^3 м ветры имеют различную скорость, перепад температур достигает 130 °С, плотность и вяз­кость среды также изменяются. Все эти факторы приводят к тому, что выносной баллонет становится своеобразным аэроди­намическим тормозом, увеличивающим усилие, действующее на трос. В случае, если на этих высотах будут развиваться турбулентности и порывы ветра, у системы баллонет — носи­тель появится путевая раскачка. Возможны и продольные (по высоте) колебания, увеличивающие нагрузку на тросовую под­веску. Однако, как было показано выше, такие колебания в довольно плотной атмосфере Венеры быстро затухают. Харак­теристики прочностных свойств тросов из различных материа­лов приведены в табл. 5. Видно, что наибольший интерес представляют высокомодульные волокна, которые по всем парамет­рам могут обеспечить подвеску баллонета на длине троса примерно 20\*10^3 м.

Для определения предельной длины троса в системе носи­тель — баллонет находим максимальное напряжение в сече­нии троса, когда отсутствуют рывки и подъем груза вверх рав­номерный. Наиболее напряженным является сечение в начале троса. Сила, действующая на трос, слагается из веса выносного баллонета G1, веса сматываемого троса Gтр, подъемной силы баллонета F1, возрастающей при подъеме на величину инер­ционной силы Fин и силы аэродинамического сопротивле­ния FR*.*

Таким образом, при спуске действующая на трос сила опи­сывается выражением Fтр=G1+Gтр-F1*.* (IV.21)

где Gтр = ртрLтрSтр; F1=V1[p1a(H)–p1a]g(H), напряжение в этом случаеcxv^2

σ= G1+Gтр-F1/Sтр (IV.22)

Здесь Sтр- поперечное сечение троса; ртр —плотность мате­риала троса.

При подъеме с ускорением **а** инерционная сила Fин=а(m1+mтр); аэродинамическое сопротивление FR=0,5Cx *v* ^2pa(H)S, где S — поверхность выносного баллонета; *v —* скорость подъема.

Следовательно, в момент ускоренного подъема напряжение в наиболее опасном сечении троса

σ= G1+Gтр-F1+Fин+FR/Sтр (IV.23)

Предельную длину троса для квазистатического состояния подвески можно определить из уравнения (IV.22)

Lтр=1/pтр\*(σ-G1/Sтр+F1/ Sтр).

Для определения возможностей аэростата с выносным баллонетом произведём численные оценки параметров системы. Допустим, что вес G1= 1000 H. Глубина погружения (нижний уровень) H1=30\*10^3 м, уровень дрейфа аэростата-носителя Hср = 50\*10^3 м. Определим параметры системы, если оболоч­ка выносного баллонета выполнена из пластика толщиной 40\*10:-6 м, плотностью 2\*10^3 кг/м^3; диаметр оболочки d = 1 м.

Параметры атмосферы Венеры: 1) для высоты Hср = 50х10^3 м температура Тcр = 350 К, давление рср=1,275 х10^5 Па, плотность рср а(H)=1,932 кг/м^3, рв=8,844х10^-2 кг/м^3; 2) для высоты H1 = 30\*10^3 температура T1=492 К, давление p1 == 9,35\*10^5 Па, плотность p1a(Н)=9,95 кг/м^3, р1в == 4,61\*10^-1 кг/м^3. Газовая постоянная во­дорода Rв == 4118,8 Дж/(кг\*К). Ускорение свободного паде­ния g (Н) = 8,87 м/с^2.

**Расчет параметров баллонета**. Исходя из принятых дан­ных, объем баллонета в равновесии V1 = F1/[p1a(Н)-p1в]g(Н) = 11,9 м^3; масса водорода в баллонете m4=V1p1в = 5,485 кг; дополнительный объем Δv=m4Rв х (Tcp/pcp-T1/p1)=50,1 м^3; общий объем баллонета V2=V1+Δv =62 м^3; масса m3=(πd^2/2+4v1/d)σpк=3,9 кг; масса дополнительного объема Δm3=4σpкΔv/d=16,1 кг. Следователь­но, Δm3+ m3=20 кг.

Из уравнения (IV. 16) следует, что безразмерная масса научной аппаратуры и гондолы не должна превышать вели­чины

m2/m4=p1a(H)/ p1в-2-(m3+Δm3)/m4

Практически во всем диапазоне высот в атмосфере Венеры отношения плотностей атмосферы и водорода p1a (H)/ p1в =21,5 с точностью до десятых. Следовательно, m2/m4=19,5-(Δm3+ m3)/m4 откуда m2/m4=15,9; масса научной аппаратуры m2=15,9 m4=87 кг. Таким образом, общая масса выносного баллонета m1=m2+m3+m4≈112,5 кг.

Начальное условие G1 == 1000 Н дает массу m1G1/g (Н)=112,7 кг, расхождение с вычисленной составляет 0,2 кг (1,77 Н), или 0,2% заданного значения силы F1.

Расчет параметров аэростата-носителя. Для численных оценок принимаем: начальная масса собственно аэростата-носителя m0=100 кг; общая масса системы m0+m1**=**212,7кг (или вес системы G0+G1=1887 Н). Следовательно, объем оболочки на Hср=50-10^3 м составляет: V0=Fср/[pа(Н)-pв]срg(Н)=115,4 м^3.

Если объем сферический, то его радиус rs≈3м. Массовая плотность собственно аэростата-носителя ран=m0/v0=0,866 кг/м^3.