

Предложение по прекращению эксплуатации станции «Мир» путём подъёма на круговую орбиту со сроком жизни не менее 100 лет

Предлагается реализовать для станции «Мир» вариант захоронения космических объектов в космосе. Вариант перспективен как финальный этап эксплуатации всех крупных космических объектов. Предложение не противоречит необходимости продолжить пилотируемую эксплуатацию станции «Мир». Ввиду финансовых трудностей, испытываемых страной, в качестве технического компромисса предлагается использовать не т.н. «орбиту захоронения», а орбиту со временем жизни 100 лет. Дан расчёт требуемой высоты. Обсуждаются некоторые проблемы, связанные с продолжением эксплуатации и «перспективами» в случае её затопления.

1 Обращение к читателям

В прежних вариантах текста здесь сообщалось, что если до «высоты принятия решения» в 270 км не будет произведён подъём станции, техническая возможность её спасти исчезнет. Данный вывод был получен мной на основании неверных данных, полученных от некоторых ответственных сотрудников отрасли, утверждавших, что ранее июня следующий «Прогресс» на орбиту запущен быть не может. Как известно, 26 февраля такой корабль стартовал к МКС.

Случай сообщения неверных данных является исключительным для авиакосмической промышленности. Мы имеем дело с опасной техникой, и искажать какие – либо данные при обсуждении технических вопросов абсолютно недопустимо. Я обращаю на этот факт внимание общественности, т.к. интерпретировать его можно только одним образом – станцию хотят затопить, невзирая на фактическое положение дел с возможностью продолжения эксплуатации.

Этой работой я хочу развеять миф о наличии технических проблем, делающих продолжение эксплуатации невозможным. Затопление станции, если оно всё-таки произойдёт, будет чисто волевым, «политическим» решением. Эксплуатация станции, отлетавшей 3 первоначально запланированных срока, не может происходить без постоянного мелкого ремонта, однако на это надо идти,

т.к. современных условиях России не создать новой станции, программа МКС имеет плохие перспективы, а перерыв в пилотируемых полётах приведёт к ликвидации соответствующего научно – технического потенциала страны.

Кроме того, я считаю доказанным, что вплоть до 6 марта техническая возможность спасти станцию остаётся. Для этого придётся использовать ещё один, третий по счёту, корабль из программы МКС. Создаёт дополнительные проблемы отсутствие кораблей для «Мира» на ближайшее будущее. Всё это означает, что операция по спасению станции обойдётся дорого. Считаю, что из этого следует делать оргвыводы в отношении виновников ситуации, а не топить станцию, необходимую стране.

2 Введение

Название предлагаемого материала не следует понимать так, что автор является сторонником прекращения пилотируемого полёта станции «Мир». Настоящее предложение относится к завершающему этапу полёта и не входит в противоречие с утверждением о возможности продолжения эксплуатации. Напротив, более позднее завершение программы полёта станции создаёт запас времени на подготовку подъёма, предлагаемого в данной работе. Непреодолимых технических трудностей для продолжения полёта станции «Мир» не существует, её эксплуатация в пилотируемом режиме может и должна быть продолжена.

2.1 Предложение по захоронению станции «Мир» на высокой орбите

Ввиду финансовых трудностей, испытываемых страной, продолжение пилотируемого полёта представляется проблематичным. Вне зависимости от того, будет продолжена эксплуатация или нет, предлагается захоронить станцию на высокой орбите. Это позволит сохранить станцию для будущих поколений исследователей космоса, получить информацию о старении космических сооружений и о живучести оборудования в экстремальных условиях. Предлагаемый способ основан на быстром падении плотности верхних слоёв атмосферы с высотой, что приводит к резкому увеличению времени жизни по мере увеличения высоты орбиты. Однако, для буксировки на т.н. «орбиту захоронения» потребовалось бы доставить на станцию несколько десятков тонн топлива, что нереально. Предлагается технический компромисс,

состоящий в выборе орбиты для захоронения со временем жизни 100 лет.

В основе этого предложения лежит убеждение в продолжении освоения ближнего космоса. Независимо от того, будет Россия участвовать в освоении космоса или нет, развитие техники не остановить, и появление в недалёком будущем экономичных воздушно – космически транспортных систем, космических буксиров и сети крупных станций на орбите неизбежно. Через 100 лет не составит труда отбуксировать неуправляемый «Мир», не используя его стыковочных узлов, к одной из таких станций и разместить его целиком внутри оболочки с воздухом. Однако, учитывая складывающиеся реалии, следует признать, что использовать для захоронения орбиты со временем жизни 10-30 лет не следует, т.к. за это время, учитывая кризисное состояние экономики России и замедление темпов НТР в мире вообще, создание необходимых технических средств за этот срок маловероятно.

Следует отметить, что речь идёт именно о захоронении станции. Продолжение пилотируемого полёта на требуемых высотах невозможно, т.к. требуемая орбита располагается в радиационных поясах Земли и доставки грузов на такую высоту крайне неэкономичны.

Для реализации предлагаемого проекта сохранения станции “Мир” требуется надёжно оценить высоту необходимой для этого круговой орбиты. Известен неудачный опыт аналогичного плана со станцией “Салют-7”, когда сошедшая раньше расчётного времени с орбиты станция оказалась к моменту падения неуправляемой и упала на границе Чили и Бразилии. «Мир» весит больше “Салюта” в 7 раз и подобное развитие событий должно быть абсолютно исключено.

Оценки, проведённые в рамках данной работы, дают, что высота требуемой орбиты составляет 810 км.

Применявшиеся в расчёте методики проверялись на данных об орбите «Салют-7», получено хорошее совпадение расчётного времени падения с имевшим место в действительности.

2.2 Структура предлагаемого материала

Предлагаемый материал может быть разбит на две части.

В первой (глава 3) обсуждаются вопросы ближайшего будущего космонавтики в случае затопления станции, об оставшемся ресурсе станции,

актуальности прекращения спусков в атмосферу крупных космических объектов.

Во второй даны методики и результаты расчёта баллистического коэффициента станций «Мир» и «Салют-7», высоты орбиты для «Мира» со временем жизни 100 лет, требуемого на подъём количества топлива, сделана проверка расчётом времени жизни «Салют-7» после его последнего подъёма, а также даны оценки скорости снижения и времени жизни станции на низких высотах.

Автору неизвестна номенклатура имеющихся разгонных блоков и двигателей, поэтому расчёты требуемого количества топлива проведены при стандартном импульсе 3200с и расходе топлива в 50 кг на увеличение импульса станции без разгонного блока на 1 м/с (величина потерь 16%), согласно данным, полученным на РКК «Энергия».

Оценки скорости снижения на малых высотах дают возможность проверить правильность определения диапазона баллистического коэффициента. Для использования в качестве материала для прогноза времени жизни они имеют низкую точность.

2.3 Первоисточники проделанных вычислений

Все основные вычисления проделаны по книге [1]. Там же взята информация о статической модели атмосферы CIRA-61. В качестве справочной информации использовались ГОСТы, указанные в списке литературы. Данные о слежении за орбитами станций «Мир» и «Салют-7», а также об изменениях солнечной активности за последние 250 лет взяты из INTERNET. Автор не является специалистом в области баллистики и поэтому приносит особую благодарность всем специалистам, благодаря консультациям которых удалось определить необходимые методики и найти исходные данные, в особенности Назирову Р.Р. (Институт космических исследований), рекомендовавшему книгу [1]. Существенную помощь оказали Никитский В.П., Горшков Л.А., Энеев Т.М., Белаконь В.А., Мазуров А., Никулин И.Ф.

3 Перспективы развития космонавтики в свете предстоящего затопления станции «Мир»

3.1 Несколько слов о важности продолжения освоения космоса

В настоящее время техника подошла в своём развитии к освоению ближнего космоса. В процессе создания больших обитаемых станций и космических заводов будут подвергнуты ревизии все технические решения, применяемые на Земле. Получат мощный импульс экология и биология. Однако наибольший эффект в экономике произведёт развитие материаловедения, которое получит в свои руки весь спектр элементов и соединений, недоступный в земных условиях. Все вместе перечисленные факторы вызовут в земной технике несколько научно – технических революций, с которыми не идут ни в какое сравнение достижения экономик развитых стран, обусловленные развитием микроэлектроники в настоящее время. Страна, добившаяся наибольших успехов в освоении космоса, при рациональном их использовании, обеспечит себе технологическое первенство в мире на несколько столетий. Убеждён, что для России нет другого пути, кроме завоевания места производителя высоких технологий в мировом разделении труда. Крайне важно поэтому удержаться сейчас от соблазна свёртывания космических программ мирного освоения космоса до уровня поддержания системы космической связи и наблюдения за погодой. Уместным будет здесь отметить необходимость недопущения милитаризации космического пространства, кроме запуска спутников наблюдения.

Споры о нужности космонавтики сильно напоминают спор крестьян 100 лет назад о необходимости строительства железных дорог. Для населения страны тогда железные дороги означали дополнительное налоговое бремя, в то время как сейчас они составляют одну из основ промышленной мощи страны. Космонавтика – самая длительная, дорогостоящая и важная инвестиция в истории человечества. Страна, пожертвовавшая космонавтикой в попытке получить сиюминутную экономию, обречена на технологическое отставание в будущем. Сохранить космическую отрасль в современных условиях, заморозив освоение космоса, не удастся.

3.2 Перспектива сворачивания пилотируемой космонавтики

Пилотируемая космонавтика является основой всех программ мирного освоения космоса. Это можно показать на примере экономики спутников связи. Запуски этих спутников рентабельны и могут производиться на коммерческой основе. Однако получаемых при этом средств никогда бы не хватило на разработку ракет – носителей, постройку стартовых комплексов, создание соответствующей производственной базы на Земле, разработку требуемых систем связи, управления и т.п. Всё это имеется в готовом виде после реализации других программ. Крупных заказчиков у космической отрасли два: военные программы и пилотируемая космонавтика. Минобороны традиционно играет роль спонсора развития высоких технологий, однако милитаризация космоса крайне нежелательна, поэтому главным фактором, определяющим развитие отрасли, следует считать пилотируемую космонавтику. С её исчезновением отрасль неизбежно пройдёт ряд сокращений и её возможности упадут в десятки раз.

Сразу вслед за затоплением станции «Мир» начнётся постепенное сворачивание базы, обеспечивающей проведение пилотируемых полётов в стране. Создание новых станций в настоящее время для России нереально. Единственным «заказчиком» пилотируемой космонавтики остаётся международная космическая станция (МКС). В своё время этот проект буквально спас от уничтожения нашу космонавтику, дал средства на достройку той же станции «Мир». Однако на сегодня складывается следующая ситуация. Для МКС не существует научной программы. Окончание достройки МКС – 2005г. 4000 часов работы с научной аппаратурой (1000 суток) после этой даты уже проданы. Двигатели для поддержания орбиты МКС есть только в российском секторе. И мы будем вынуждены делать по 4 – 6 пусков кораблей в год на обеспечение полёта станции, которая нам ничего не даёт. Эти пуски съедают большую часть бюджета, выделяемого на космонавтику.

В сложившейся ситуации не следует здесь искать вину руководства проекта МКС с российской стороны. Ситуация является объективным следствием событий последних лет. Однако очевидно, что сразу вслед за затоплением «Мира» неизбежно встанет вопрос о выходе из МКС. На сегодня партнёры России по МКС являются заложниками отсутствия у них

необходимых технических средств, и такой выход будет сопровождаться большим скандалом. Несколькими годами позже наши партнёры, при нашей активной помощи, закончат ведущиеся разработки недостающей техники, после чего опять – таки перестанут нуждаться в нашей помощи.

Окончание работы на МКС будет означать окончание пилотируемых полётов в стране. Уже сегодня Центр подготовки космонавтов имеет двойное подчинение: Минобороны и дирекции МКС. Минобороны уже поставило вопрос о выводе ЦПК из его подчинения.

3.3 Историческое и техническое значение станции «Мир»

Станция важна как технологический объект, который даст первую информацию о старении космических сооружений, необходимую для строительства долговременных станций в будущем. Экспериментальная информация о влиянии условий космической среды на эксплуатационные свойства материалов на сегодня практически отсутствует. Нет опыта определения ресурса конструкции космических объектов в целом, условия эксплуатации которых характеризуются особенностями: наличие невесомости, высокая добротность колебаний по собственным тонам, длительное воздействие перепада давления на оболочку, наличие вакуума снаружи и агрессивной бактериальной среды внутри, большие перепады температур, воздействие прочих факторов космической среды. Как ни парадоксально это звучит, по результатам бесед со специалистами автор делает вывод о том, что космическая отрасль в станции «Мир» впервые столкнулась в настоящее время с ограничением срока жизни космического аппарата ресурсом его конструкции, а не отказом какой – либо системы. Однако будущие станции должны иметь большие сроки жизни, т.к. их вывод на орбиту обходится очень дорого, следовательно, масштабные исследования ресурса космических сооружений будут проведены. Полноценные экспериментальные исследования ресурса объектов такой сложности обходятся очень дорого. Влияние условий космической среды на конструкцию в земных условиях либо не воспроизводимо, либо сравнимо по затратам с изготовлением новой станции. Результаты различных замеров на станции по истечении 100 лет, а также исследование образцов, вырезанных из различных элементов конструкции, могут дать важную информацию, позволяющую оценивать ресурс и живучесть

конструкции проектируемых космических сооружений.

Кроме технического, станция имеет громадное психологическое значение и как символ сохранения страной своего научно – технического потенциала. Затопить станцию, «пережившую» все реформы, на заре выхода из кризиса было бы очень неразумно. Справедливо рассматривать станцию как исторический объект. Потенциал станции не был использован из-за кризиса экономики СССР, тем не менее «Мир» не экспериментальный объект, а первая в истории космонавтики полноценная космическая станция, обладающая фактически неограниченным сроком жизни, что обеспечивается способностью к росту, замене выработавших ресурс модулей, возможностью постоянного пребывания большого экипажа в относительно комфортабельных условиях.

Мне приходилось сталкиваться с мнением, что продление срока жизни станции на 100 – 300 лет – это перекалывание наших проблем на внуков. На это следует возразить, что во-первых, наши внуки не будут столь ограничены в своих возможностях, как мы в настоящее время, и во-вторых, затопление станции символизирует сокращение Россией космических программ, что приведёт к отставанию ещё и в этой области и последующими поколениями одобрено не будет.

3.4 К вопросу обеспечения безопасности работы экипажа на станции

На сегодня не существует методик, позволяющих надёжно определять ресурс космических сооружений.

Во – первых, неизвестным остаётся влияние длительного воздействия космических условий на материал конструкции. Спутники практически никогда не возвращаются на Землю. Известно, что на станции специально с целью исследования такого воздействия размещались образцы различных материалов. Это очень важное направление деятельности, однако пока получаемые данные имеют скорее академический, чем практический интерес. Существует статистический разброс ресурса совершенно одинаковых деталей из одной и той же партии. Для его компенсации при проведении ресурсных испытаний вводят коэффициент запаса по циклам, равный от 3 до 9. При малом количестве имеющихся образцов нельзя надёжно оценить естественный разброс скорости изменения свойств материала, следовательно, коэффициент запаса придётся повышать. Т.о., опираясь на информацию об изменении свойств небольшого

числа образцов конструкций, отлетавших 15 лет, нельзя судить о ресурсе конструкций на интервале более, чем 3 – 5 лет.

Во – вторых, не представляется возможным оценить накопление повреждаемости в результате циклического нагружения. Частоты и формы собственных колебаний не фиксируются перед запуском. В процессе сборки конструкции на орбите и доставки оборудования они изменяются. Декременты затухания измерить на Земле невозможно, т.к. в земных условиях все соединения напряжены силой тяжести и рассеивают энергию из – за наличия силы трения, колебания солнечных батарей в воздухе быстро затухают. Всё это приводит к невозможности оценить возбуждаемость тонов колебаний от работы механизмов и присутствия экипажа, определить наиболее нагруженные места и оценить остаточный ресурс.

В – третьих, важную роль в определении ресурса корпуса станции играет длительная усталость. Это наиболее плохо изученная разновидность ресурса. В земной технике ею обычно пренебрегают. Невозможно провести большое число испытаний на длительную прочность и набрать достаточно объёмную статистику. Результаты таких испытаний имеют наибольшие разбросы. Есть основания предполагать, что в вакууме результат длительного испытания будет иным, чем в воздухе на Земле.

Т.о., споры по поводу исчерпания ресурса корпусом станции не имеют под собой технической основы. В настоящее время не существует методик, позволяющих надёжно оценивать ресурс таких объектов вообще и «Мира» – в частности. Нет оснований утверждать, что работа на станции безопасна. Однако таких оснований никогда и не было, так как ресурсные испытания для космических станций никогда в полном объёме не проводились. Строительство долговременных космических сооружений – это прорыв в неведомое. Эксплуатацию станции можно продолжить, продляя её ресурс «по состоянию». Это сопряжено с риском, однако надо иметь в виду, что во-первых, получить информацию о старении космических сооружений на наземных стендах обойдётся дороже, чем стоит вся станция, а во-вторых, перерыв в пилотируемых полётах в современных условиях с большой вероятностью может привести к окончательному развалу отрасли и утрате научно – технического потенциала, необходимого для возобновления освоения ближнего космоса в обозримом будущем.

Большинство проблем с безопасностью работы станции может быть решено заменой базового блока. Именно прочность его корпуса вызывает опасения. Специалисты оценивают его износ, с учётом коррозионного, в 70%. Играет роль и моральное старение базового блока. Например, для замены бортового компьютера остался один комплект ЗИП, после чего потребуется изготовление новых запчастей, что невозможно из-за изменения элементной базы за 15 лет.

Можно предложить решение частных проблем с ресурсом станции и до замены базового блока. Например, вызывают опасение узлы крепления солнечных батарей. В вакууме развиваются большие амплитуды их колебаний, особенно во время посещения экипажем. Поломка узла крепления может привести к разгерметизации. Конкретно данная проблема легко может быть решена двумя путями. Во – первых, батареи базового блока могут быть демонтированы, т.к. не играют существенной роли в общем энергетическом балансе станции. Во – вторых, можно резко повысить декремент затухания колебаний батарей установкой на них компактных гасителей колебаний, изготавливаемых НПО им. Лавочкина, что резко снизит амплитуды колебаний и выведет развивающиеся при этом напряжения из опасной зоны. Таким способом давно «излечивают» различные конструкции, подверженные раскачиванию под воздействием ветровых нагрузок. Первый опыт подобного рода был приобретён при предотвращении развития усталостных трещин в монументе Родины – Матери в Волгограде.

Следует упомянуть, что последней экспедицией на станцию был проведён основательный её ремонт. В частности, устранена негерметичность корпуса.

3.5 Необходимость отказа от прекращения эксплуатации крупных космических объектов спуском их с орбиты в атмосферу

Начало строительства тяжёлых космических станций делает актуальным вопрос о способе прекращения их эксплуатации. По приводимым ниже соображениям, можно считать целесообразным планировать с самого начала не топить станцию в конце полёта, а поднимать на орбиту захоронения.

1. Безопасный сход с орбиты тяжёлого сооружения невозможен. Сообщаемый при торможении импульс обратно пропорционален массе. Например, для

«Мира», израсходовав весь запас топлива «Прогресса», нельзя обеспечить понижение скорости более, чем на 40 м/с. Для сравнения: при затоплении самого «Прогресса» выдаётся импульс, уменьшающий скорость на 70–80 м/с. Согласно ГОСТ 25645.301-83, при этом для станции не может быть обеспечен угол входа более $0,6^\circ$, что приведёт к разбросу места падения основных обломков вдоль траектории на 5000 км. Цифра приведена Ю.Н.Коптевым в телеинтервью. Ещё хуже ситуация для МКС, которая должна после достройки иметь втрое большую массу. Для безопасного спуска таких больших объектов необходимо обеспечивать очень крутые углы входа, для чего необходимо изготовить почти такой же разгонный блок, как для подъёма на столетнюю орбиту.

2. Затапливаемая станция представляет собой ценное сырьё, за выведение каждого килограмма которого заплачено несколько тысяч долларов. Как указывалось выше, в ближайшем будущем начнётся промышленное освоение ближнего космоса, и материал станций послужит сырьём для космического производства и рабочим телом для электроракетных двигателей. Правда, следует признать, что автор надеется, что утилизация станций не коснётся первой космической станции Земли.
3. Для начала строительства долговременных тяжёлых космических станций необходима информация о старении материалов под воздействием космической среды и об особенностях старения космических сооружений целиком, которая может быть получена только экспериментальным путём.

4 Расчёт высоты требуемой орбиты и количества топлива, необходимого на подъём

Основная причина снижения орбит искусственных спутников Земли заключается в торможении их в верхних слоях атмосферы Земли. Главная задача приводимого расчёта состояла в количественной оценке этого торможения для станции «Мир» и связанного с ним времени жизни станции. Ключевых моментов для проведённого расчёта два: количественная оценка баллистического коэффициента, определяющего торможение, по профилю полёта, и оценка влияния солнечной активности на время жизни ИСЗ. Методика определения баллистического коэффициента проверена на станции «Салют-7»,

при этом получено хорошее совпадение времени падения с высоты 480 км.

4.1 Влияние различных факторов на время жизни искусственного спутника Земли

При расчёте времени существования ИСЗ со сроком жизни 100 лет необходимо учитывать, кроме сопротивления верхних слоёв атмосферы, колебания высоты ИСЗ из-за несферичности Земли, колебания ИСЗ в радиальном направлении под влиянием возмущения от второй гармоники разложения поля Земного потенциала и Луны. Влияние поля тяготения Солнца и светового давления в данном случае можно пренебречь.

Главным фактором, влияющим на плотность верхних слоёв атмосферы, является солнечная активность. Геомагнитная активность также имеет влияние на верхнюю атмосферу, однако это влияние существенно ниже и в данном расчёте не учитывалось.

В ходе проделанных вычислений считалось, что гиродины станции не используются для минимизации лобового сопротивления, и значение баллистического коэффициента станция не изменится после полной потери управления.

4.1.1 О проблеме длительного сохранения космических объектов на высоких орбитах

Известно, что ранее выдвигался проект захоронения ядерных отходов на высоких орбитах со временем жизни более периода полураспада. Проект не был осуществлён, т.к. между Луной и Землёй не было найдено стабильных орбит с нужными сроками жизни. За очень большое число оборотов погрешности орбиты, вносимые различными возмущениями, накапливаются, что приводит к падению спутника. Однако для орбит со временем жизни в 100 лет подобные погрешности оказываются несущественными. Ниже приведены оценки влияния различных возмущающих сил на орбиту высотой до 2000 км. Кроме силы сопротивления воздуха, ни одна из существенных возмущающих сил не имеет вековых членов влияния на высоту орбиты. Воздействие всех возмущений в радиальном направлении сводится к колебаниям различной амплитуды, из-за которых ИСЗ начинает раньше расчётного времени «цеплять» более низкие слои атмосферы. Произведён их учёт аддитивной добавкой максимума

возможных амплитуд к необходимой высоте орбиты, вычисленной по сопротивлению верхних слоёв атмосферы.

4.1.2 Оценка колебаний плотности атмосферы на различных высотах в зависимости от солнечной активности

Количественно величина солнечной активности описывается индексом $F_{10,7}$, который равен плотности потока солнечного радиоизлучения на длине волны 10,7 см, 2800 МГц, размерность $\times 10^{-22} \text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$ (ГОСТ 25645.302-83).

Как следует из модели плотности верхней атмосферы, приводимой в ГОСТ 25645.101-83, в зависимости от величины индекса $F_{10,7}$ плотность на высотах 450 – 1000 км может изменяться в десятки раз, см. Рис. 1

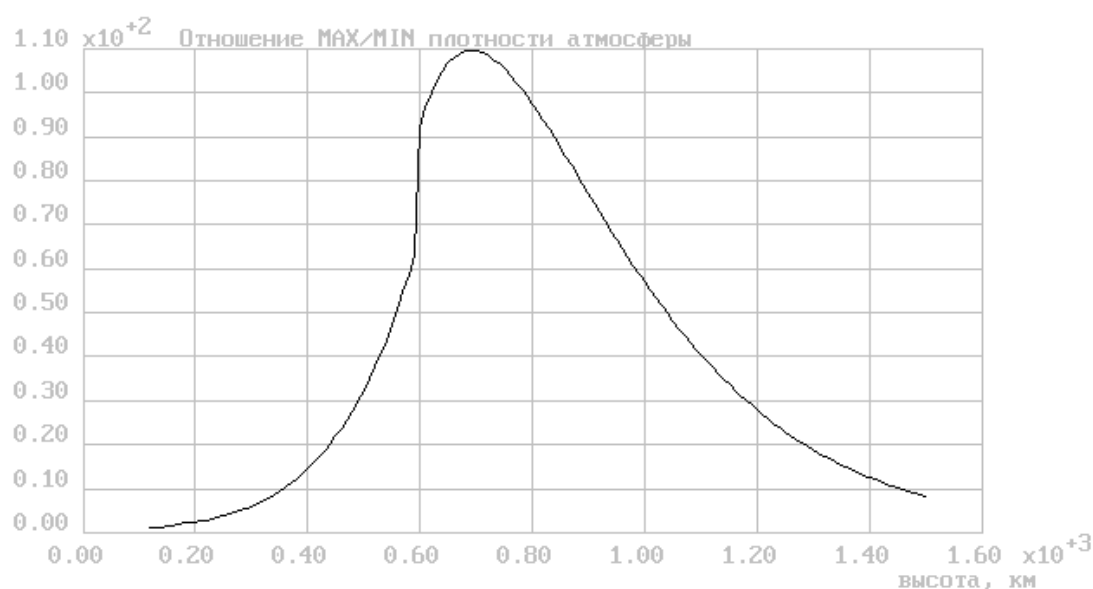


Рис. 1 Отношение максимальной к минимальной плотности атмосферы на различных высотах при колебаниях солнечной активности.

Отсюда следует, что колебания плотности атмосферы при изменениях солнечной активности главным образом определяют ширину интервала, в который попадают значения времени жизни спутника для каждой высоты, а корректность учёта этих колебаний определяет главным образом точность получаемого решения.

4.1.3 Запасы высоты на возмущения орбит

Из – за несферичности Земли высота полёта спутника в верхних слоях атмосферы колеблется в пределах, не превышающих 21 км.

Наибольшее радиальное возмущение вносит воздействие на спутник второй гармоники, описывающей потенциал поля Земного тяготения. Это воздействие не приводит к вековым изменениям радиуса полёта, но приводит к колебаниям в радиальном направлении. Оценка максимально возможной их амплитуды дана в [1], она не превосходит те же 21 км.

Под действием Луны в почти круговых орбитах происходят изменения высоты перигея. Эти изменения составляют доли метра за оборот, что сравнимо с темпом падения высоты орбиты от сопротивления воздуха на высоте порядка 800км. Следовательно, влияние Луны может стать главной причиной преждевременного падения станции. Однако перигей может как опускаться, так и подниматься, в зависимости от его положения относительно плоскости орбиты Луны. В книге [1] приведено выражение (стр. 491) для возмущения высоты перигея за оборот:

$$\delta \bar{h}_n = - \frac{15}{4} \pi \frac{\mu_1}{\mu_0} \left(\frac{a}{r_1} \right)^3 a e \sqrt{1 - e^2} \sin^2(i) \sin(2\omega),$$

которое положительно во II и IV четвертях орбиты, при $\omega \in \left[\frac{\pi}{2}, \pi \right]$ и $\omega \in \left[\frac{3}{2}\pi, 2\pi \right]$. Поскольку под действием влияния второй гармоники разложения

поля Земного притяжения перигей для орбиты наклонением 51° медленно перемещается вперёд вдоль орбиты, влияние Луны приведёт к колебаниям высоты перигея. Оценка амплитуды этих колебаний показывает, что она не превышает 1 км, и поэтому влиянием Луны можно пренебречь. Желательно, однако, при проектировании орбиты рассмотреть этот вопрос внимательнее, т.к. возможны предпочтительные начальные положения перигея.

На основе приведённой информации можно сделать следующий вывод. На «парирование» действий различных возмущающих сил достаточно дать запас в 30–50км. При этом необходимо рассмотреть вопрос о назначении первоначального положения перигея относительно орбиты Луны.

4.2 Оценка торможения станции в атмосфере Земли

4.2.1 Расшифровка данных NORAD

Профиль полёта станций «Мир» и «Салют-7» был получен из

ИНТЕРНЕТ, страничка <http://celestrack.com/NORAD/archives/mir.zip>. В ходе обработки выяснено, что эти данные представляют собой плохой исходный материал для оценок балкоэффициента, что внесло дополнительные погрешности. В основном это связано с непригодностью информации файлов NORAD для работы по моделям, отличающимся от 5 моделей SGP, т.к. эта информация содержит предсказания, согласованные со стандартным алгоритмом их обработки. Несмотря на применение этих алгоритмов, убрать случайные «шумы» из профиля полёта и величины баллистического коэффициента не удалось. Кроме того, в файлах присутствуют результаты ошибочных замеров, которые частично удалось отбраковать.

Расчёт высоты полёта производился тремя способами.

Сначала восстанавливалась средняя высота полёта станции без применения стандарта SGP по имеющемуся в NORAD – строке количеству оборотов в день N (Mean Motion) по формуле

$$H = \left(\frac{T \sqrt{\mu}}{2\pi N} \right)^{\frac{2}{3}} - R_{\text{ЗЕМЛИ}} = \left(\frac{T \sqrt{\mu}}{2\pi N} \right)^{\frac{2}{3}} - 6371 \text{ км},$$

где μ – произведение массы Земли на гравитационную постоянную,

$$\mu = 3,98602 \times 10^5 \frac{\text{км}^3}{\text{сек}^2}.$$

T – количество секунд в день, равно 86400 сек.

Использована формула периода P движения по эллиптической орбите с большой полуосью a:

$$P = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}.$$

Документация NORAD рекомендует использовать для расшифровки модель SGP4. Для этой модели высота восстанавливается по величине главной полуоси (для эллиптических орбит равна средней высоте) a_0'' по формулам:

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0} \right)^{\frac{2}{3}}$$

$$\delta_1 = \frac{3 k_2}{2 a_1^2} \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right) \quad (1)$$

$$\delta_0 = \frac{3 k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2 a_0^2 (1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$n_0'' = \frac{n_0}{1 + \delta_0}$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1 - \delta_0}$$

Формулы обработки приведены в [22]. Здесь n – количество оборотов в сутки, $k_e = \sqrt{\mu}$, μ – произведение гравитационной постоянной на массу Земли, $k_2 = \frac{1}{2} J_2 a_e^2$, a_e – большая полуось земного эллипсоида, i – угол наклона орбиты, J_2 – величина второй гармоники в разложении гравитационного поля Земли. Перед вычислениями все величины приводятся к земным радиусам, радианам и минутам.

Далее, строки NORAD – файлов содержат целочисленный параметр, называемый «ephemeris type». Он определяет модель, по которой следует обрабатывать строки. В данном случае он был установлен в значение 0, что означает необходимость применения модели SGP. Программа на ФОРТРАНе, приводимая в документации, этот параметр не использует. Однако соответствующий пересчёт был произведён. Согласно SGP, средняя высота полёта (не равна полуоси по модели) восстанавливается из a_0 (1) по формуле

$$r_{cp} = a_0 + \frac{1}{4} J_2 \frac{a_E^2}{p_L} \sin^2 i_0 \quad (2)$$

p_L – внутренняя производная величина алгоритма, её значение не приводим. Необходимая информация содержится в [22].

Все три получаемые высоты очень хорошо совпадают. Для расчётов была взята наибольшая, получаемая по SGP4 (черная линия на следующем рисунке).

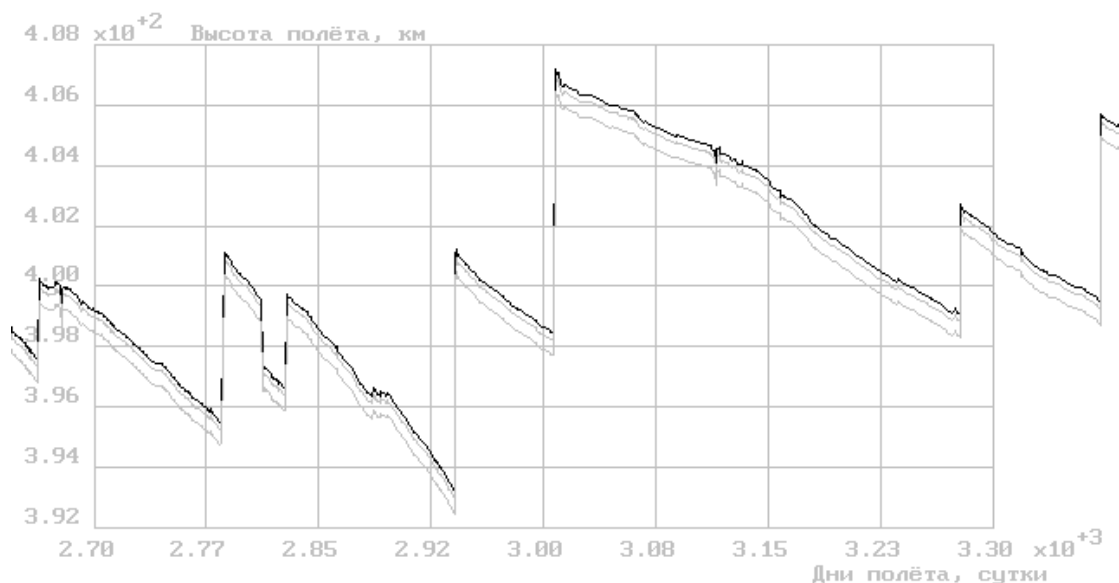


Рис. 2 Типовой участок расшифрованного профиля полёта станции «Мир».

Расчёт местного значения суточного снижения средней высоты $\frac{\partial H}{\partial t}$ также производился по трём методикам. Из полученного профиля полёта, после выбраковки «сбойных» точек и участков подъёма вместе с некоторым интервалом проведена непосредственная оценка $\frac{\partial H}{\partial t}$ как величины наклона секущей к профилю на интервале в 20 точек.

Из модели SGP

$$\frac{\partial H}{\partial t} = -\frac{2}{3} \frac{a_0}{n_0} \dot{n}_0 \quad (3)$$

Здесь следует отметить, что в качестве «первой производной среднего движения», называемой ещё псевдосопротивлением, в файлах NORAD хранится $\frac{\dot{n}_0}{2}$. По модели SGP4

$$\frac{\partial H}{\partial t} = -2a_0'' B^* C_2, \quad (4)$$

B^* – «BSTAR drag term», хранящийся в файлах NORAD, формулу для C_2 см. в документации [22].

Все три оценки хорошо совпадают, но поскольку данные по моделям SGP сильно «зашумлены» (см серые линии на Рис. 6 и Рис. 7), для получения среднего значения баллистического коэффициента использовался $\frac{\partial H}{\partial t}$ по непосредственному численному дифференцированию.

4.2.2 Оценка суточного снижения станций «Мир»

После описанных вычислений операций проводилась сортировка имеющихся за всю историю полёта точек $(H, \frac{\partial H}{\partial t})$ по узким интервалам высоты и выполнялось усреднение производной $\frac{\partial H}{\partial t}$ в этих интервалах. Так была получена не только оценка нужной производной, но и её динамики по высоте.

В результате расчётов принято, что с запасом можно считать, что сопротивление станции соответствует её снижению на $\frac{\partial H}{\partial t} = -0,5$ км в день при полёте на средней высоте 340км. Результаты расчётов приведены на Рис. 3. По вертикали отложено $\frac{\partial H}{\partial t}$, км/день, за все время наблюдения, по горизонтали – высота, км. Ломаная черная линия – результат проведённого усреднения, гладкая черная линия – изменение с высотой темпа падения станции по стандарту атмосферы CIRA в соответствии с принятой оценкой $-0,5$ км в день на 340 км высоты.

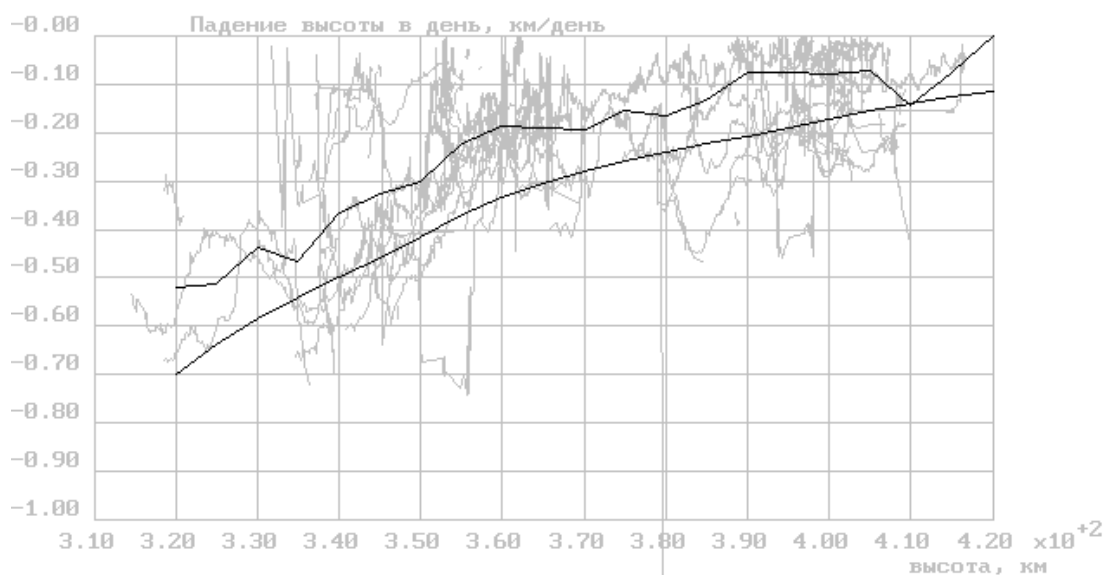


Рис. 3 Оценка производной высоты по времени

Возможна более точная оценка сопротивления, с меньшим запасом. Она составляет $-0,468$ км/день на высоте 335км. Эта оценка использовалась как «запасная» для повышения точности полученных результатов. Соответствующая кривая по CIRA приведена на **Рис. 4**.

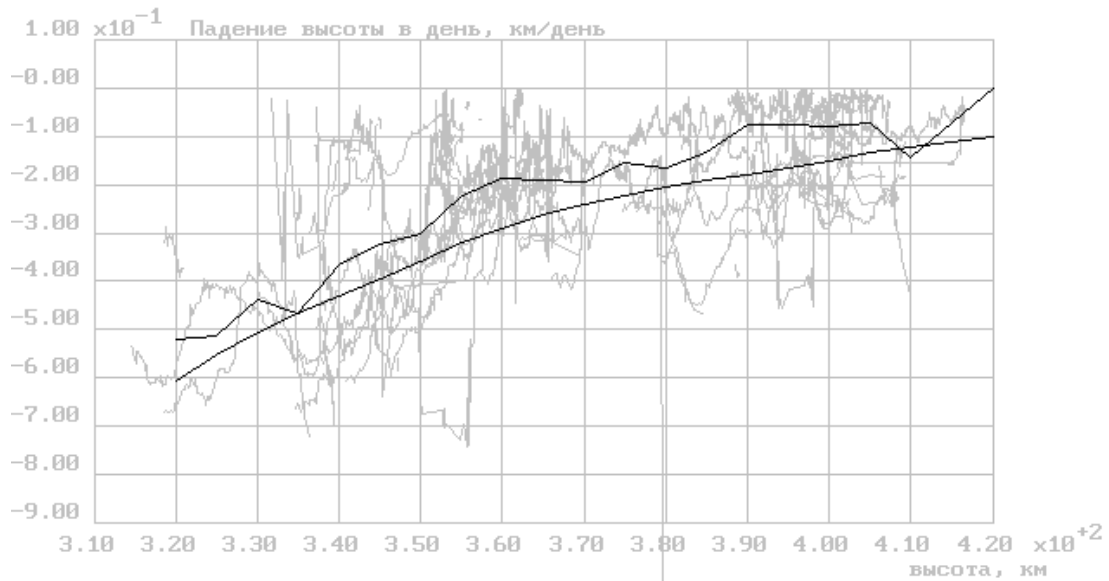


Рис. 4 Менее жёсткая оценка производной высоты по времени

Аналогичным образом можно сравнить экспериментальные точки с кривыми, построенными для различных уровней солнечной активности и значениях баллистического коэффициента, см. след. раздел.

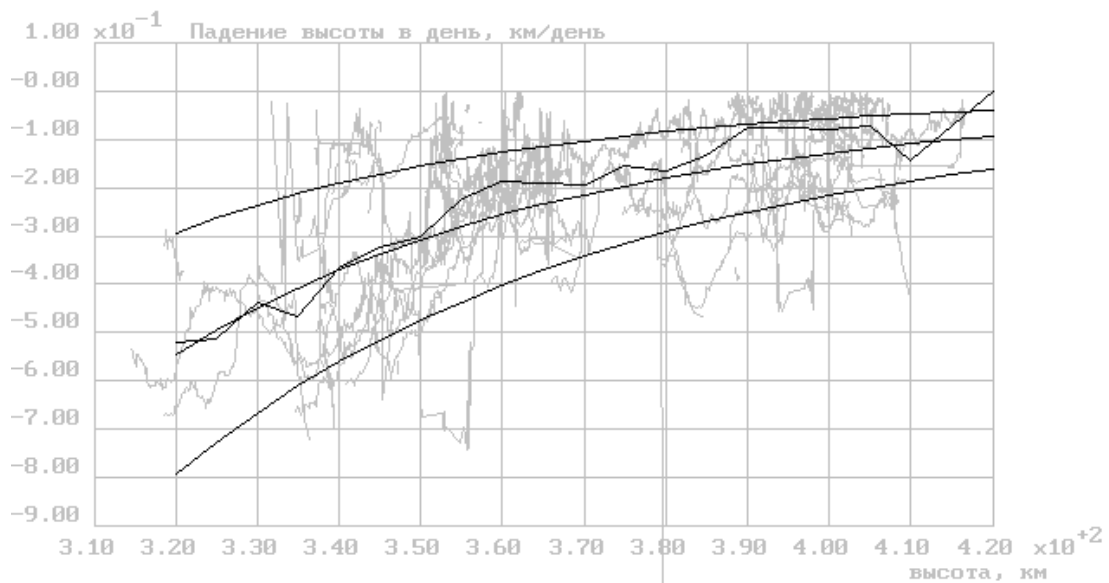


Рис. 5 Снижение станции при $S_x = 3,22$ и $F_{10,7} = 100, 150, 200$ Вт/(м²Гц)

4.2.3 Вычисление баллистического коэффициента

Вычислялся баллистический коэффициент

$$S_x = \frac{C_x F}{2M}, \quad (5)$$

для вычислений по формуле

$$dt = -\frac{1}{2S_x\sqrt{\mu}} \frac{1}{\rho\sqrt{r}} dH \quad (6)$$

dt при этом получается в секундах, для перевода в дни его следует поделить на 86400. Размерность определяемого т.о. $S_x \left[\frac{M^2}{T} \right]$. Плотность рассчитывалась по дневным значениям солнечной активности по ГОСТ 25645.101-83 и данным из INTERNET. Характерный профиль изменения S_x по времени приведён на Рис. 6 и Рис. 7. Черная кривая – «основное» значение (по непосредственному дифференцированию)

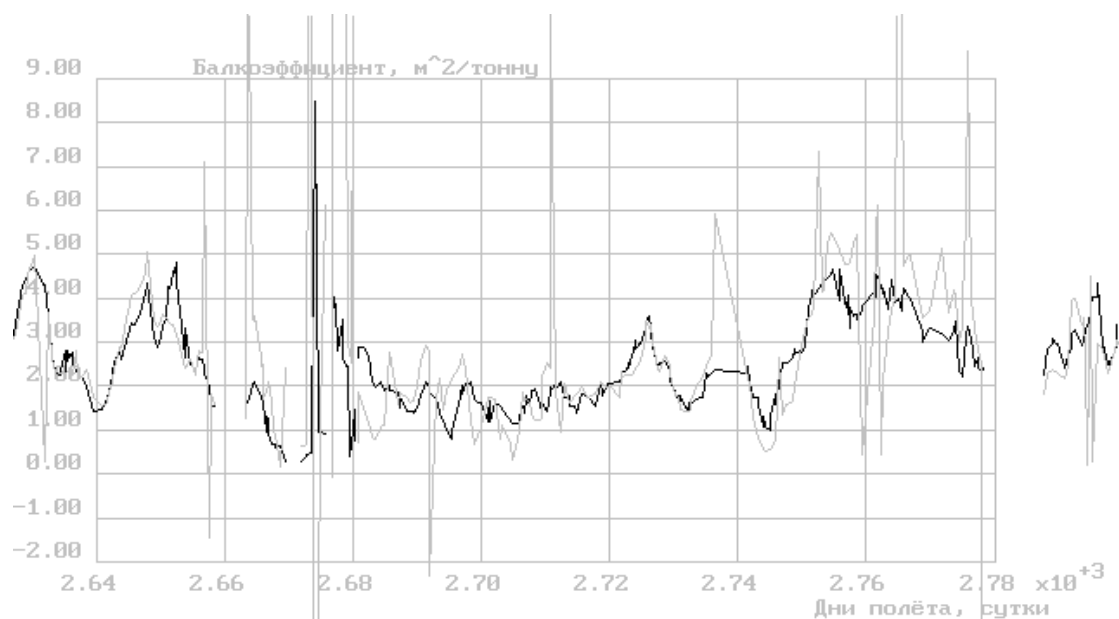


Рис. 6 Участок профиля баллистического коэффициента, $\left[\frac{M^2}{T} \right]$

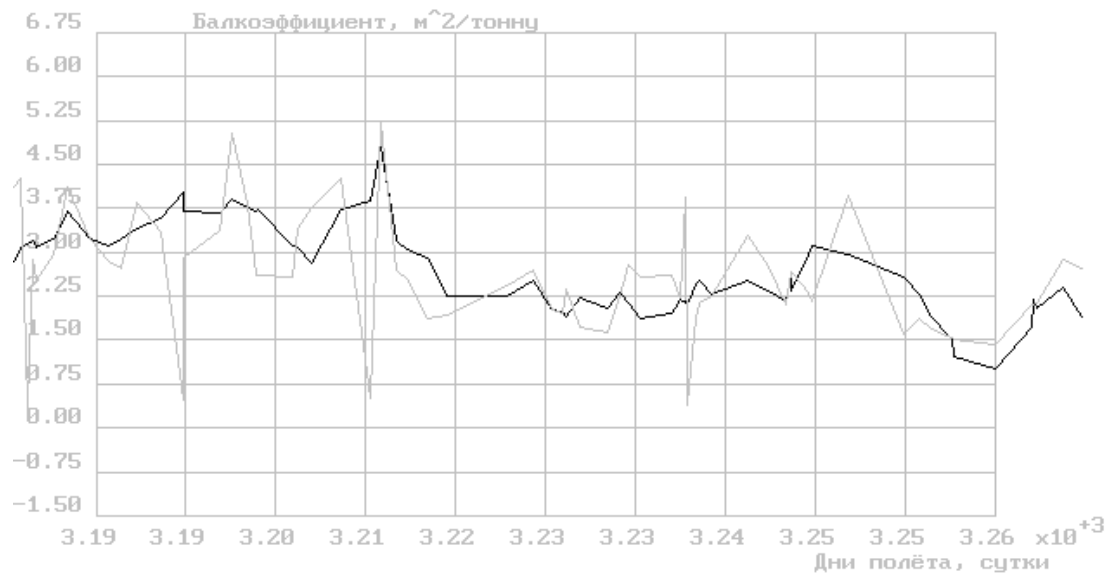


Рис. 7 Участок профиля баллистического коэффициента, $\left[\frac{\text{м}^2}{\text{т}} \right]$

Значение S_x совершает медленные и быстрые колебания. Местное среднее значение плавно перемещается в диапазоне $2 - 4 \times 10^{-22}$ Вт/(м²Гц). Причину колебаний установить не удалось. Очевидно, оказывают влияние несовершенство модели атмосферы, неучтённые геомагнитные возмущения, изменение угла атаки солнечных батарей, неточность формулы (7) для связи мгновенных значений чисел Вольфа и индекса $F_{10,7}$ и другие факторы. Никаких явных периодов не прослеживается, спектр возмущений S_x приведён ниже на рисунке.

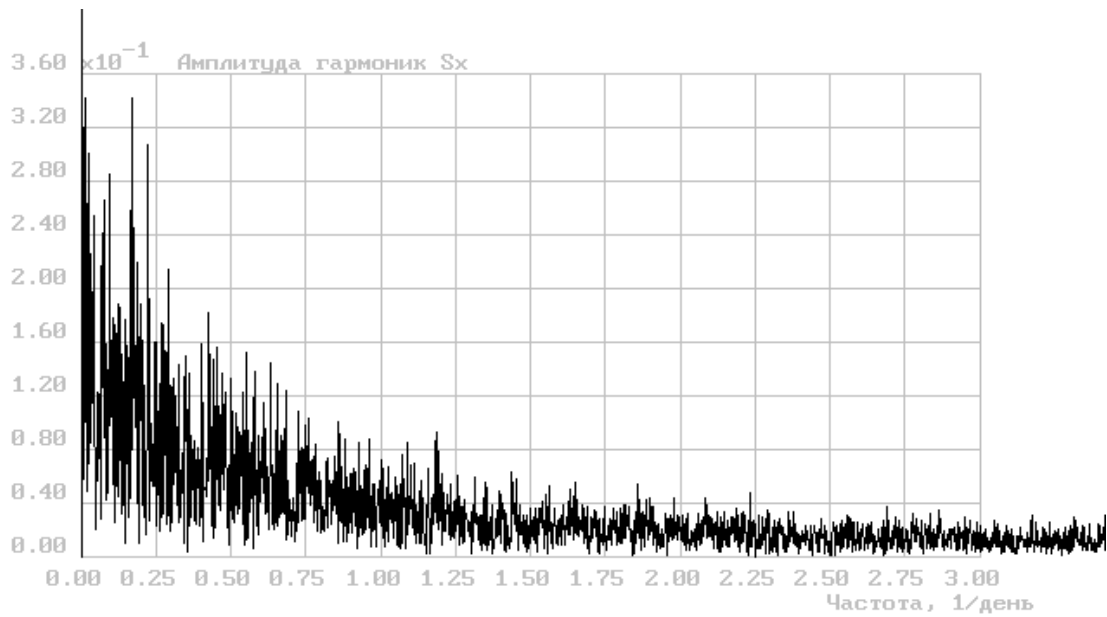


Рис. 8 Спектр отклонений баллистического коэффициента от среднего значения.

По виду спектра на Рис. 8 можно заключить, что колебания носят псевдослучайный характер. Не обнаружено зависимости баллистического коэффициента от высоты или уровня Солнечной активности:

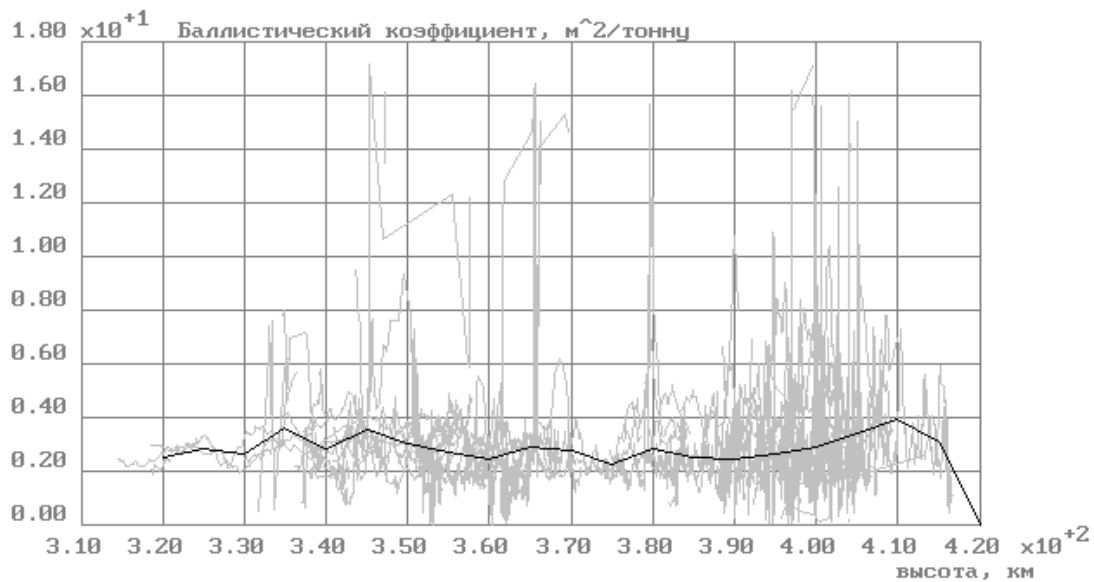


Рис. 9 Осреднение S_x по высоте.

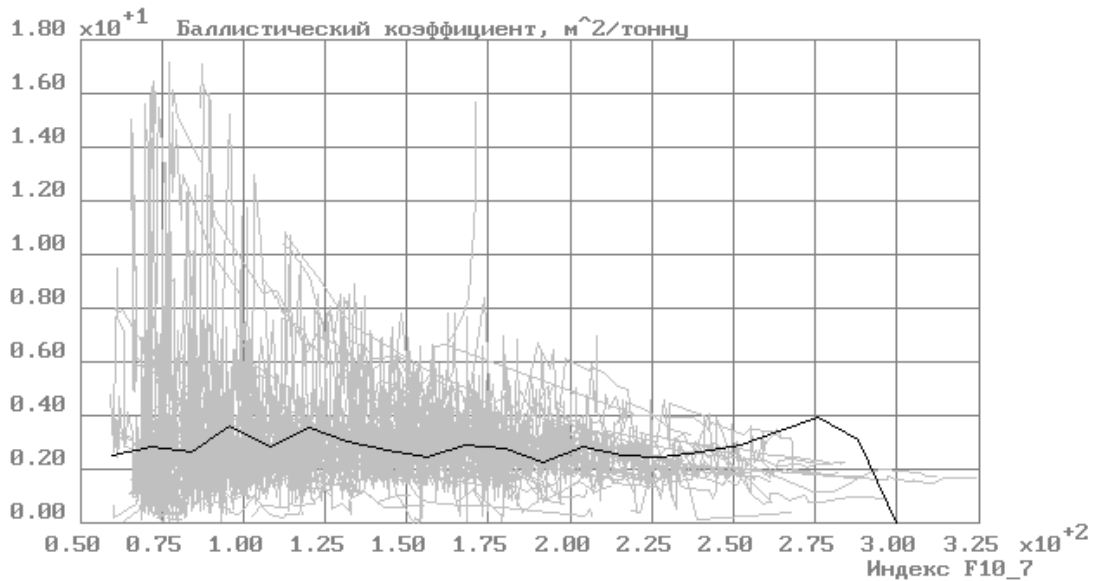


Рис. 10 Осреднение S_x по индексу $F_{10,7}$ Вт/(м²Гц).

При отсутствии возможности точного определения баллистического коэффициента S_x нельзя обеспечить узкий диапазон расчётного времени жизни на заданной высоте. Тем не менее ошибка в определении высоты при заданном времени жизни 100 лет составляет 50 км. Это связано с тем, что основное время жизни спутник набирает, проходя самую верхнюю часть начальной высоты полёта.

Проведено усреднение S_x по всему времени полёта и отдельно – концевому участку. Усреднение проводилось в два этапа, между которыми отбраковывались точки, отклоняющиеся от среднего значения более, чем на 3 СКО. Результаты равны:

- $(2,79 \pm 1,59)$ м²/тонну по всему полёту,
- $(2,39 \pm 0,95)$ м²/тонну за последние 4,5 года полёта, т.е. за время, когда была завершена сборка станции,
- $(3,22 \pm 0,62)$ м²/тонну за последние 120 суток полёта.

Основываясь на этих данных, выбраны значения:

- $(3,00 \pm 1,00)$ м²/тонну для расчёта времени высоты орбиты со временем жизни 100 лет и
- $(3,22 - 3,84)$ м²/тонну для расчёта снижения станции в ближайшее время на низких высотах. При этом наиболее вероятные время жизни и скорости снижения получаются на границе диапазона,

соответствующей значению $S_x = 3,22$.

Проведена проверка по продолжению профиля полёта интегрированием по формуле (6) из различных точек. Результат говорит о некотором завышении значения коэффициента.

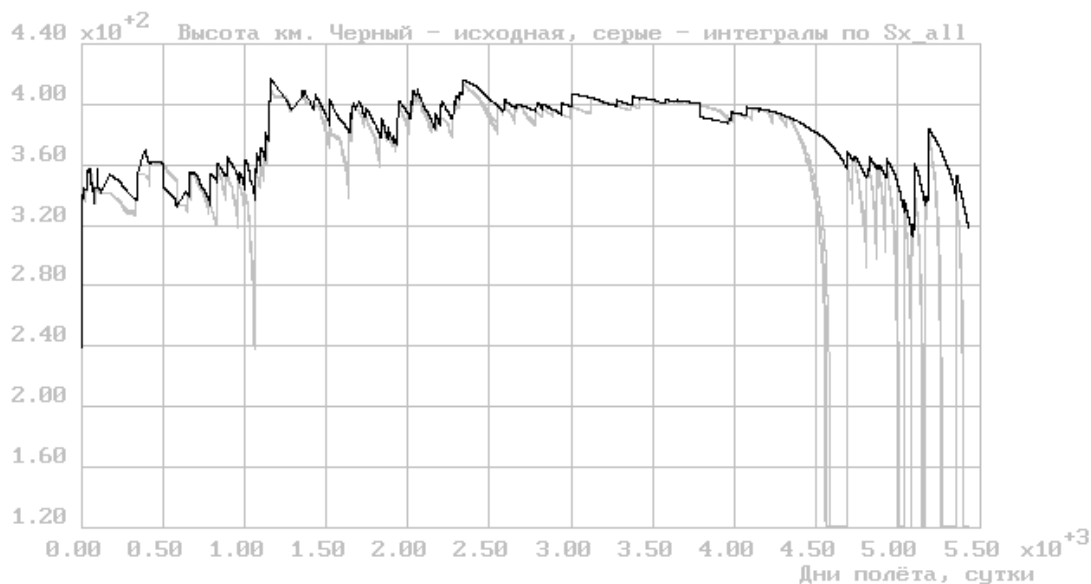


Рис. 11 Проверка значения S_x прямым интегрированием. $S_x = 2,5$.

4.2.4 Проверка значения баллистического коэффициента по снижению станции на малых высотах

Зная модельную плотность атмосферы и значение баллистического коэффициента, можно получать скорость снижения и время жизни станции на низких высотах. На следующих рисунках приведены семейства кривых для уровней солнечной активности $F_{10,7}$ от 100 до 200 ($Вт/(м^2Гц)$) с шагом 20. Время жизни – время снижения до 200км в месяцах, скорость снижения выражена в (км/сутки).

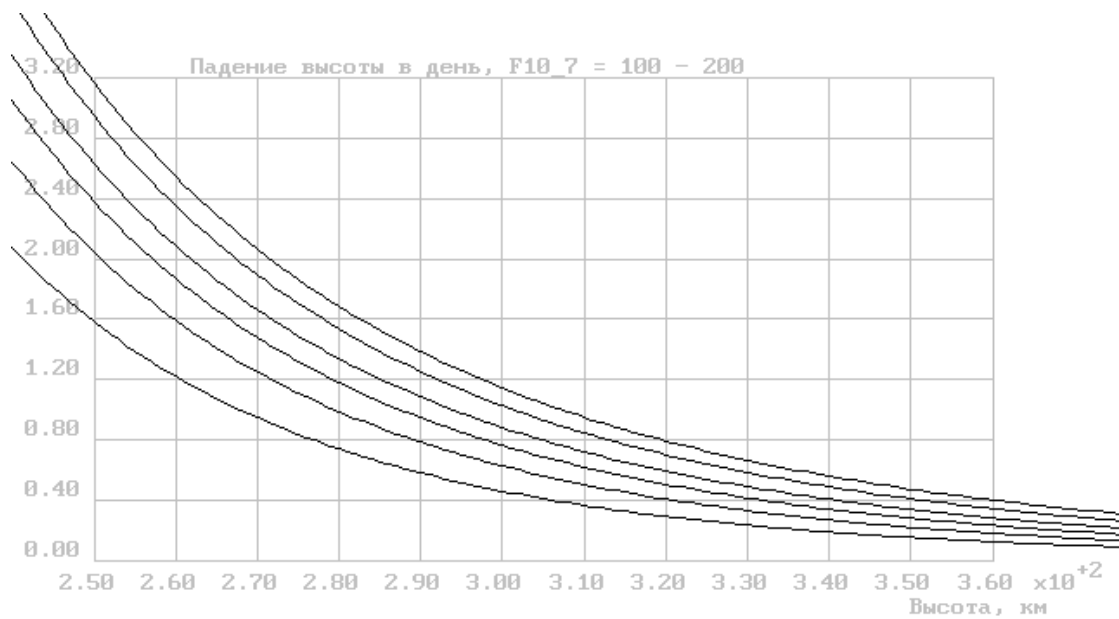


Рис. 12 Скорость снижения при различных уровнях $F_{10,7}$. $S_x = 3,22$.

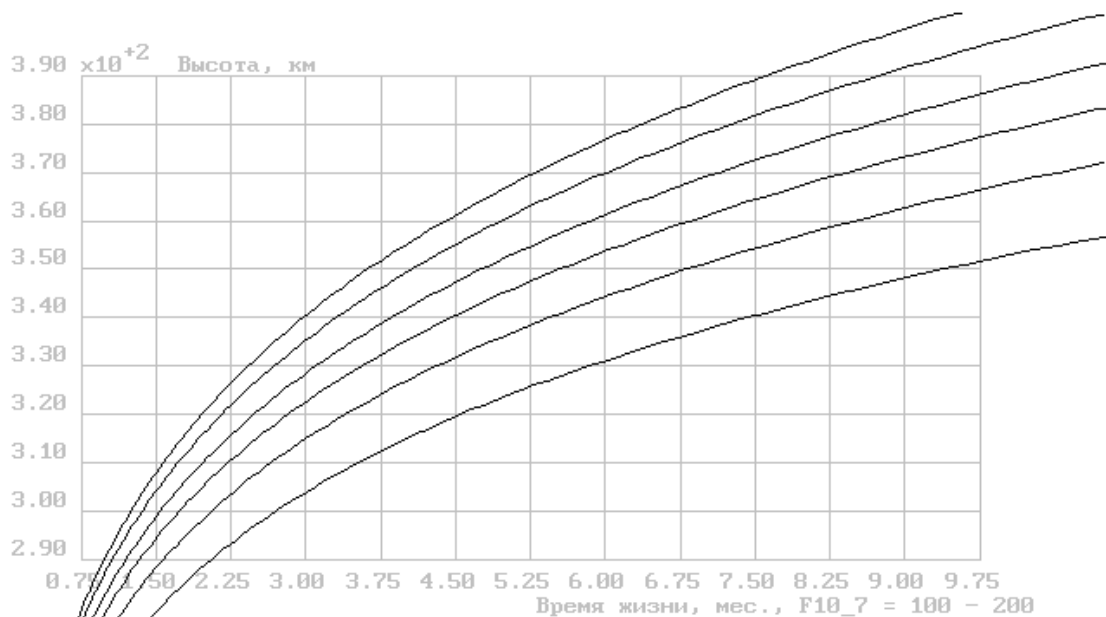


Рис. 13 Время жизни на различных высотах снижения при различных уровнях $F_{10,7}$ (100, 120, 140, 160, 180, 200 Вт/(м²Гц)). $S_x = 3,22$.

Для текущего момента времени следует использовать среднее значение индекса $F_{10,7}$ за январь 157×10^{-22} Вт/(м²Гц). Значение баллистического коэффициента следует подбирать из диапазона по совпадению темпа снижения в характерных точках. На следующих графиках приведены наиболее вероятные значения для времени жизни и темпа снижения по высоте:

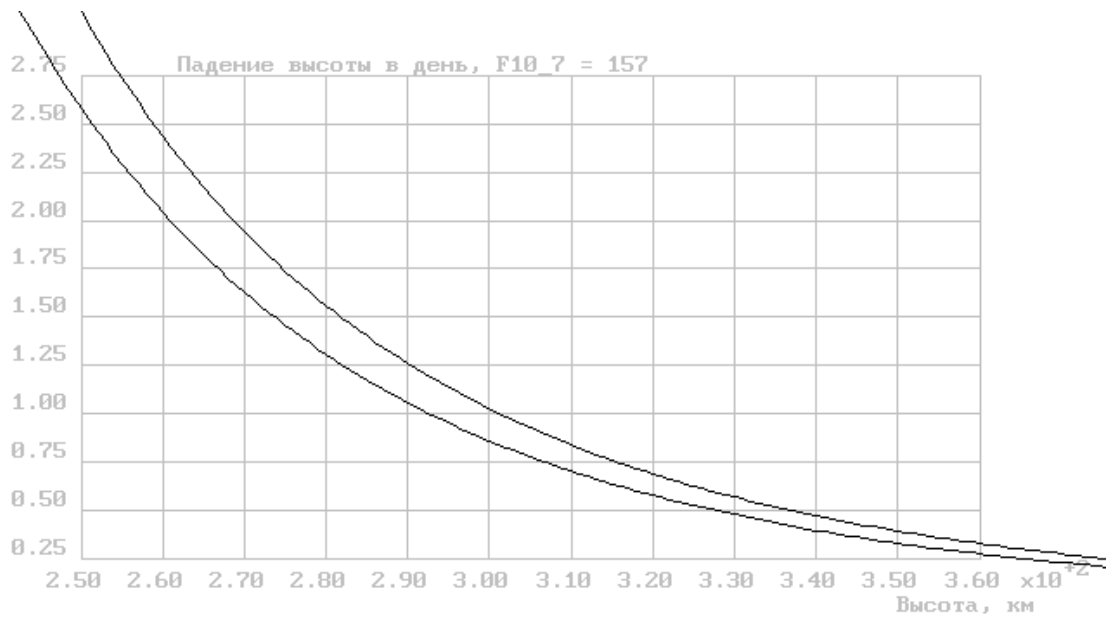


Рис. 14 Потеря высоты орбиты в день. Наиболее вероятный диапазон. Индекс солнечной активности $F_{10,7} = 157 \times 10^{-22}$ Вт/(м²Гц). $S_X = (3,22 - 3,84)$ м²/т

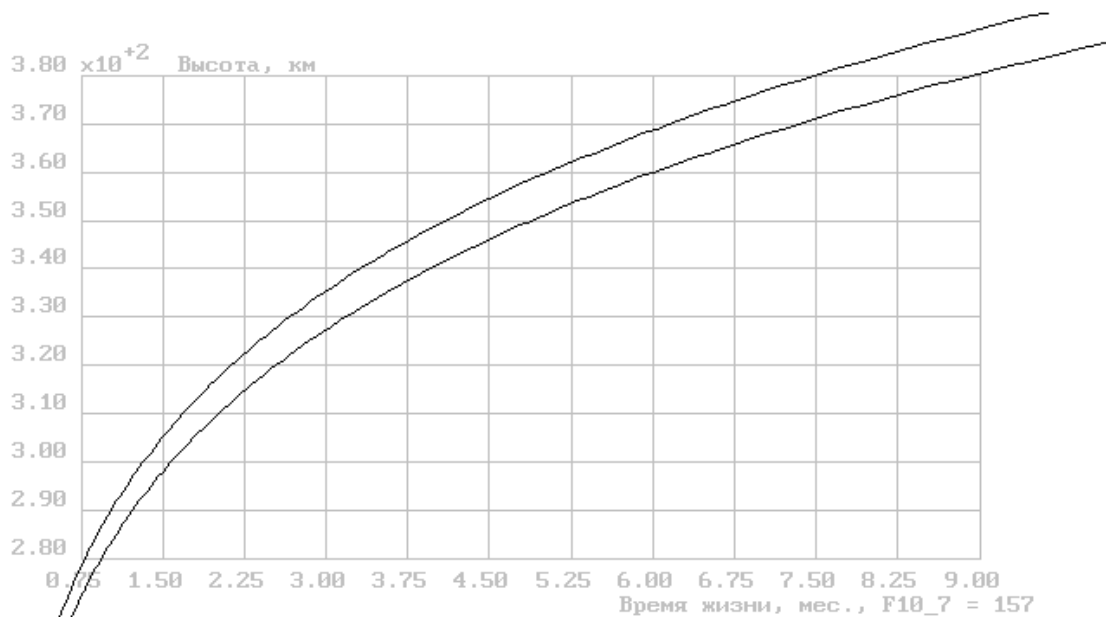


Рис. 15 Изменение времени жизни с высотой. Наиболее вероятный диапазон. Индекс солнечной активности $F_{10,7} = 157 \times 10^{-22}$ Вт/(м²Гц). $S_X = (3,22 - 3,84)$ м²/т.

За время жизни принято время снижения до высоты 200 км.

4.2.5 Необходимость срочного подъема высоты полёта станции

На околоземных орбитах все ИСЗ нуждаются в периодических разгонах из-за торможения в верхних слоях атмосферы. По состоянию на 20 февраля станция опустилась до отметки 275 км и имела скорость спуска 1 км/день. За

весь период эксплуатации станция ни разу не опускалась ниже 300 км. На этих высотах плотность разреженного воздуха резко изменяется с высотой, и каждые 10 км существенно, на десятки процентов, изменяют время жизни станции.

Поднимая станцию, следует иметь в виду, что должно быть обеспечено время её жизни на орбите до следующего запуска корабля «Прогресс». Для «Мира» такого корабля не изготовлено, цикл изготовления занимает 1,5 года, единственная возможность – снятие одного корабля с программы запусков на МКС.

Требуется выяснения вопрос, каким образом могла сложиться ситуация, когда для «Мира» не было изготовлено кораблей «Прогресс», требуемых для поддержания его орбиты. Известно, что корабли, запущенные к станции в ноябре и январе, также были сняты с программы запусков на МКС. Поддержание орбиты самой МКС в таких условиях придётся обеспечивать из резерва на её борту. На МКС на случай различных осложнений имеется годовой запас топлива. Трудности в снабжении транспортными кораблями двух станций будут ощущаться ещё полтора года, поэтому необходимо срочно как начать производство новых кораблей (замещающих снятые с программы МКС и специально для «Мира»), так и исследовать все возможности по увеличению выпуска «Прогрессов» в ближайшее время.

Ранее автором была получена ложная информация о том, что изготовление ближайшего «Прогресса» заканчивается, однако он не может быть запущен ранее июня, и путём перевода РКК «Энергия» на трёхсменную работу можно лишь незначительно сократить этот срок. На деле 26 февраля стартовал транспортный корабль к МКС, в программе запусков до июня есть ещё несколько пусков. В связи с этим требования на сроки запуска следующего транспортника снижаются, хотя в любом случае необходимо максимально ускорить подъём станции с целью минимизации потерь высоты при полёте в более плотных слоях атмосферы.

Представляет собой интерес зависимость предельного срока запуска следующего «Прогресса» от даты выдачи первого разгонного импульса. Такой график определяет влияние фактора времени на возможность спасения станции.

Заправки корабля «Прогресс» хватает на подъём орбиты на 70 км (Рис. 27). Исходя из условия, что следующего «Прогресса» необходимо дожидаться на высоте не ниже 300 км, можно построить зависимость времени до следующего

запуска от даты выдачи разгонного импульса:

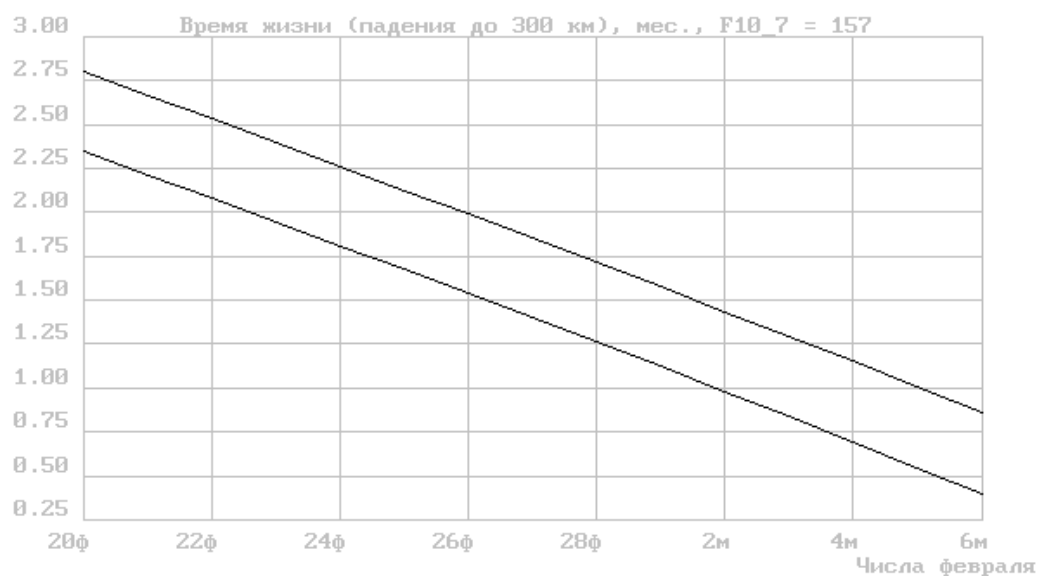


Рис. 16 Сокращение максимального времени до запуска следующего «Прогресса» по числам февраля.

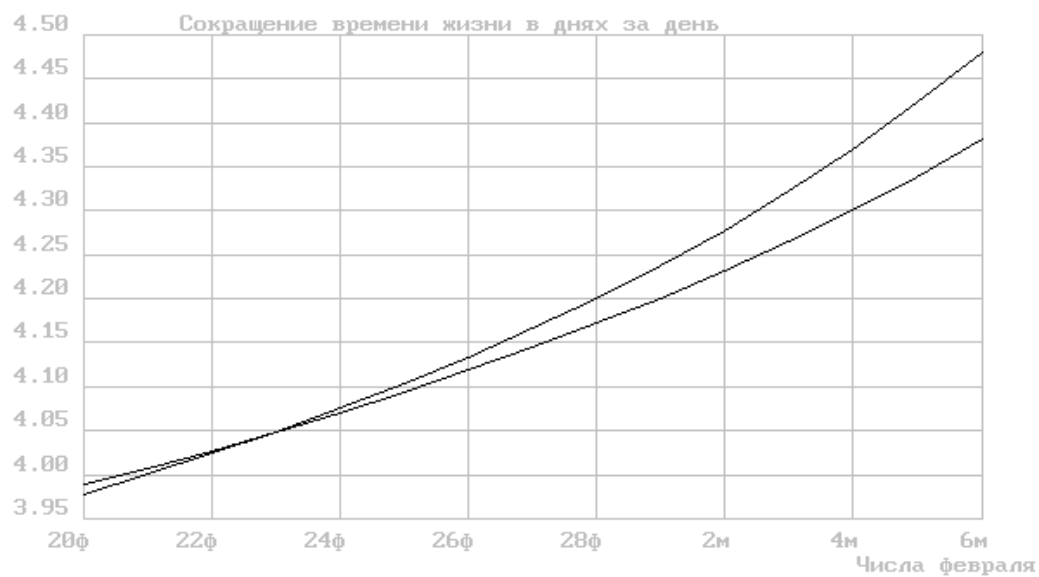


Рис. 17 Ежедневное сокращение максимального срока до запуска следующего «Прогресса» в днях по числам февраля.

Ситуацию незначительно улучшает произошедшее падение солнечной активности до уровня $F_{10,7} = 145$ Вт/(м²Гц). Аналогичная зависимость для этого уровня приведена на следующем рисунке:

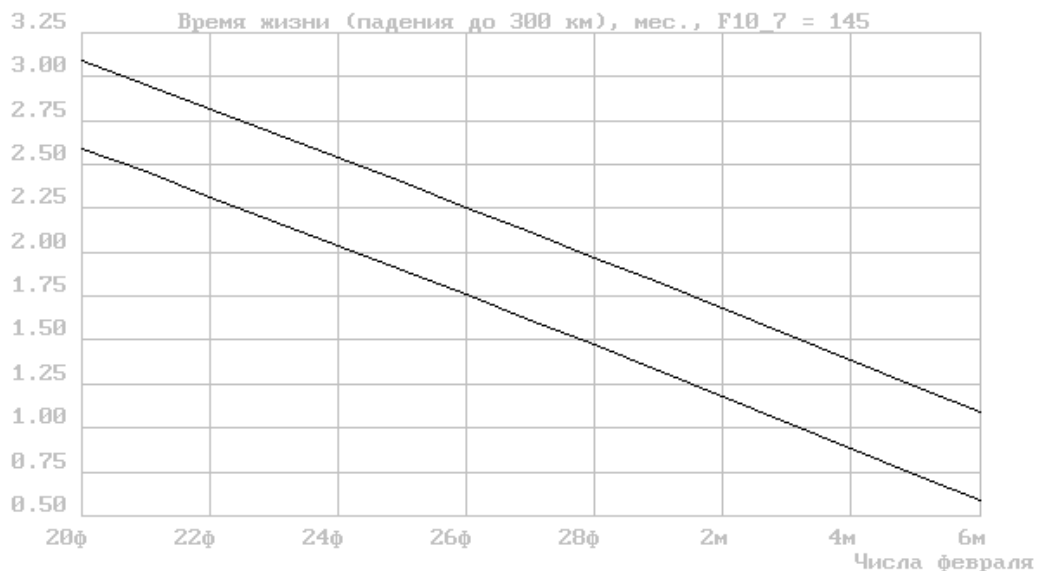


Рис. 18 Сокращение максимального времени до запуска следующего «Прогресса» по числам февраля при текущем пониженном значении индекса солнечной активности $F_{10,7} = 145 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{Гц})$.

Вариантов спасения станции два: продолжение пилотируемого полёта и захоронение на высокой орбите, для чего потребуется изготовление специального модуля (см. 4.4 «Затраты топлива на подъём»). Время на изготовление разгонного блока или просто восстановление приемлемой высоты орбиты для продолжения пилотируемой эксплуатации лучше обеспечивать, выдавая два разгонных импульса подряд. Минимальную оценку времени жизни станции после подъёма двумя кораблями «Прогресс» лучше оценивать по статическому стандарту CIRA-61, подбирая множитель до совпадения известной скорости снижения на какой-либо высоте. Для «Мира» соответствующий график приведён на Рис. 19.

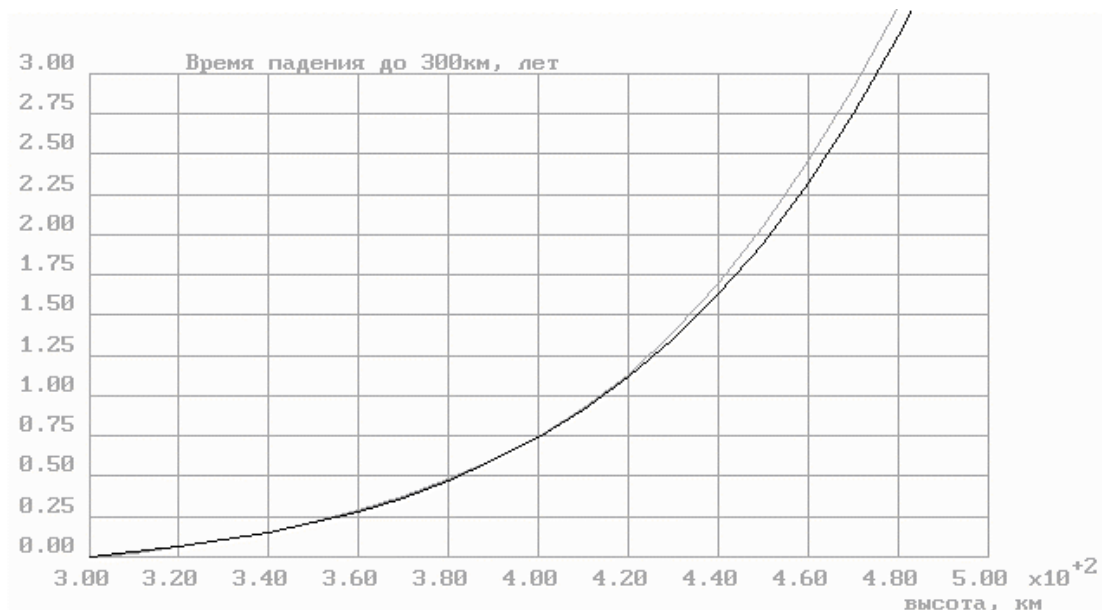


Рис. 19 К оценке работы двух «Прогрессов». Оценка «в запас» по стандарту CIRA-61. Нормирование под темп снижения 0,5 (км/сутки) на высоте 340 км.

Для использования этого рисунка следует прибавить к высоте начала подъёма 130 – 140 км (в зависимости от потерь высоты за время пуска второго «Прогресса», каждого «Прогресса» хватает на 70 км подъёма). При начале операции с 300 км время жизни (снижения обратно до 300) с высоты 440 составило бы 1,5 года, при начале с 260 км – 0,6 - 0,75 года. Данные оценки следует рассматривать как содержащие некоторый запас. Используя Рис. 15 и Рис. 19, получаем, что время жизни, обеспечиваемое двумя кораблями, изменяется от 9 – 12 месяцев 20 февраля до 5 – 7,5 месяцев 6 марта.

4.3 Оценка времени жизни станции «Мир» на круговых орбитах

4.3.1 Проверка расчёта по статической модели атмосферы CIRA-61 на примере станции «Салют-7»

Стандарт CIRA-61 позволяет делать оценки времени жизни по статической модели атмосферы. Для использования вычисляется нормирующий множитель, обеспечивающий совпадение темпа снижения на заданной высоте. Оценка времени жизни проведена двояко: прямым интегрированием величины $\frac{1}{365} \left(\frac{\partial H}{\partial t} \right)^{-1}$ с шагом в километр с начальной высоты 300 км и применением приращения специальной функции $F(h)$, построенной на стандарте CIRA. Оба

подхода дали очень близкие результаты. На нижеследующих картинках результаты расчётов приведены вместе, что выражается в «двоящихся» кривых. В итоге получена функция, отсчитывающая время в годах, которое понадобится станции для спуска с различной высоты до круговой орбиты в 300км. Отметим, что достоинством применённого стандарта CIRA является то обстоятельство, он содержит плотности, близкие к наблюдаемым в момент наибольшей солнечной активности.

Принимаем $\frac{\partial H}{\partial t} = -0,5$ км в день при полёте на средней высоте 340км.

Определяем время жизни станции “Салют-7” (480 км). По Рис. 20 оно составляет 4 года, что хорошо согласуется с временем падения станции 4,3 года.

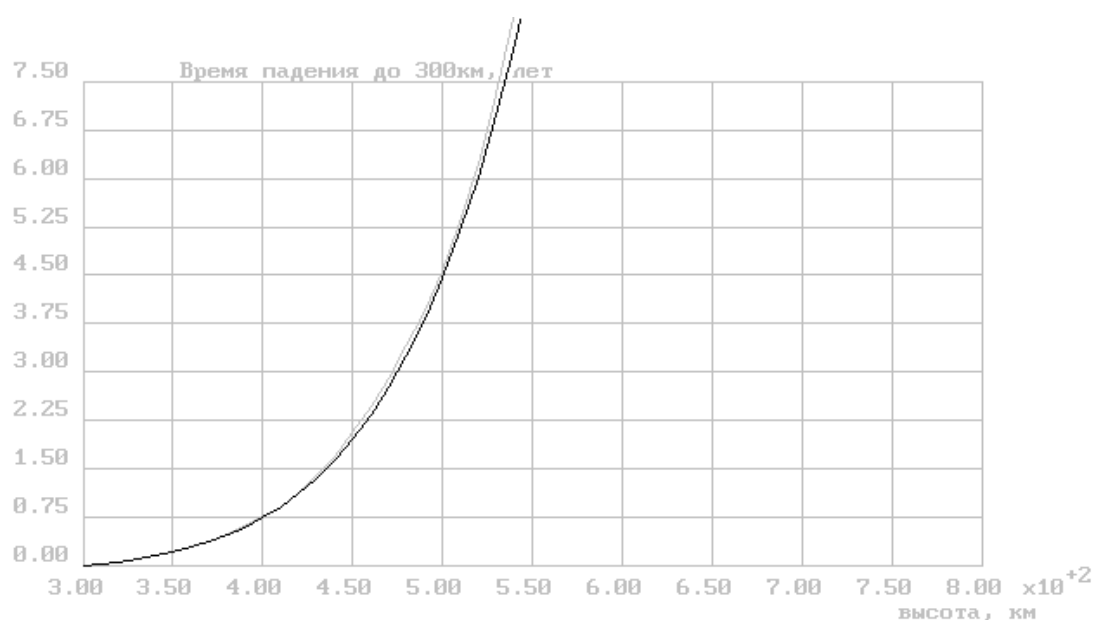


Рис. 20 Оценка времени падения “Салюта-7” с высоты 480км.

Тогда получим по Рис. 21 для отметки в 100 лет высоту 750км. На рисунках Рис. 20 и Рис. 21 изображена одна и та же функция времени жизни, но с различным увеличением. Т.о., необходимо принять оценку 750км по условиям сопротивления в атмосфере.

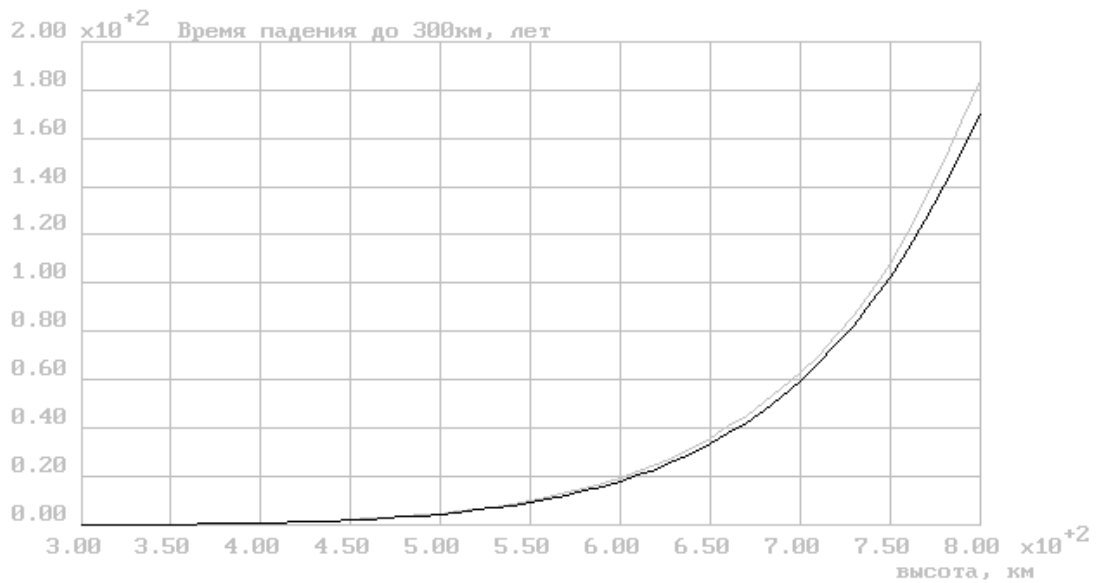


Рис. 21 К оценке времени жизни “Мира” в 100 лет

Снижение оценки сопротивления до величины $\frac{\partial H}{\partial t} = -0,468$ км в день при полёте на средней высоте 335км приводит к оценка времени жизни “Салют-7” 4,8 лет (Рис. 22).

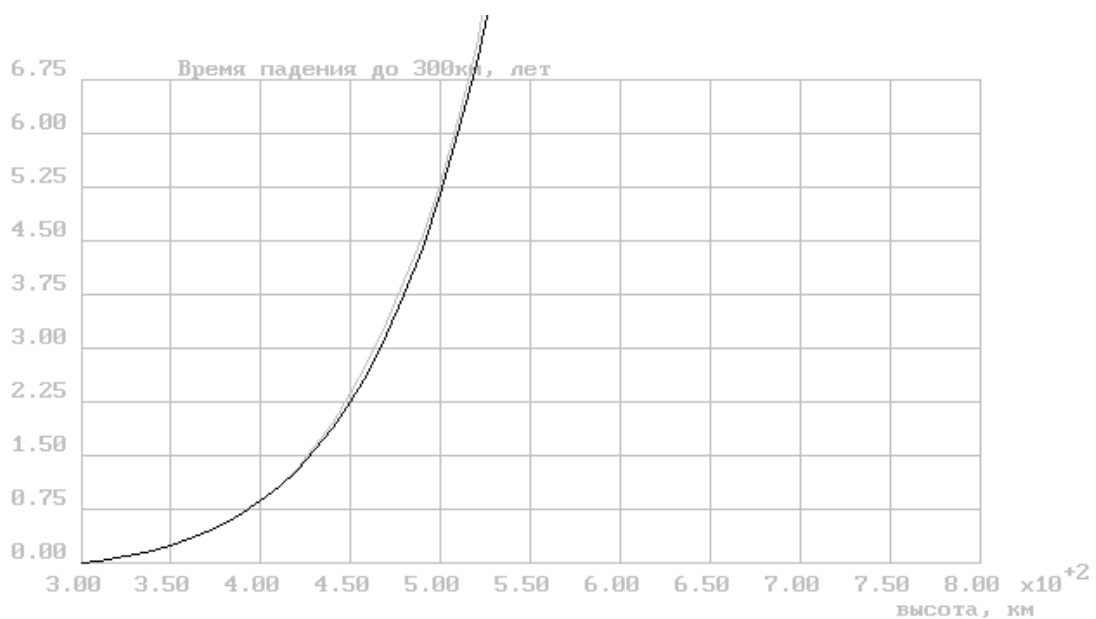


Рис. 22 Оценка времени жизни для «Салюта-7» на 480 км при пониженном сопротивлении

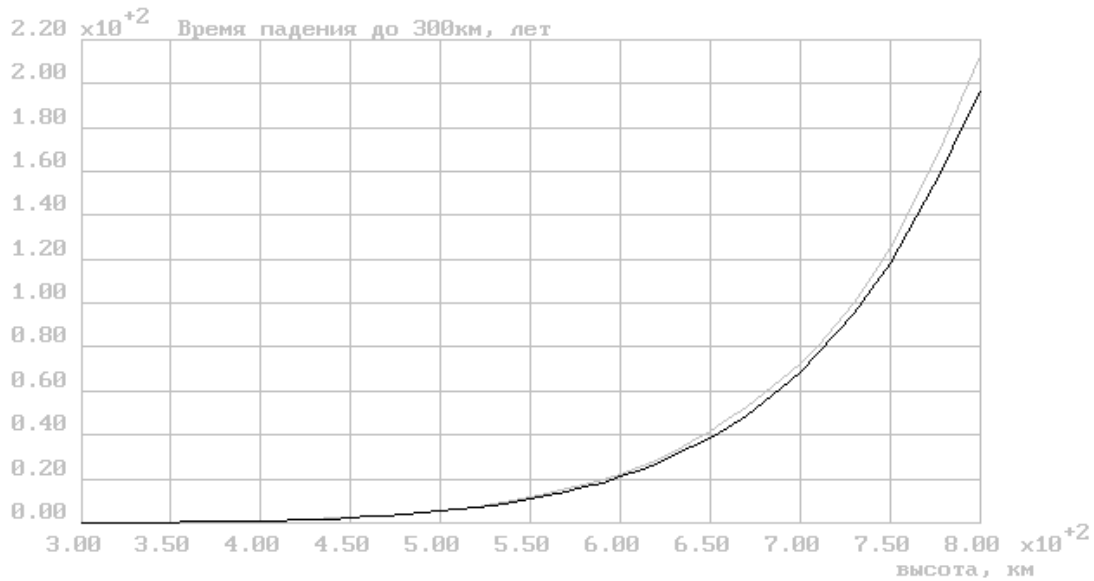


Рис. 23 Оценка времени жизни для «Мира» при пониженном сопротивлении

4.3.2 Моделирование солнечной активности

Для расчёта времени жизни с учётом солнечной активности необходимо построить модель изменения солнечной активности во времени.

Величину солнечной активности связывают с числами Вольфа, вычисляемыми по числу пятен и групп пятен на Солнце различными наблюдателями. Согласно ГОСТ 25645.302-83, средние значения за квартал или год индекса солнечной активности $F_{10,7}$ и чисел Вольфа W связаны линейно:

$$\bar{F}_{10,7}^{\text{кв.год}} = a\bar{W}_{10,7}^{\text{кв.год}} + b, \quad (7)$$

где $a = 0,895 \cdot 10^{-22} \text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$, $b = 61,17 \cdot 10^{-22} \text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$. За изменениями величины $F_{10,7}$ ведутся наблюдения с 1958 года, в то время как за осреднёнными числами Вольфа имеются данные, приводимые в том же ГОСТ 25645.302-83, с 1749г., что позволяет провести некоторый анализ хода солнечной активности. Изменение во времени имеет характер циклов длиной в среднем 11 лет. Форма цикла, за вычетом случайных колебаний, положений минимумов, вариаций длительности, не оказывающих большое влияние на время жизни, определяется величиной максимума. Задача сводится к моделированию хода максимума чисел Вольфа.

К сожалению, имеются данные только о 22 циклах, что даёт возможность получить среднестатистический солнечный цикл, но недостаточно для прогноза самого максимума. Например, ни один прогноз на текущий, 23 цикл не

оправдался.

Построить адекватную статистическую модель солнечной активности не удалось. Результат типового расчёта времени жизни показан на рисунке. Выполнялось статистическое моделирование по двум методикам: по построенной модели и по известному за 250 лет ходу числа Вольфа. При недостатке временного интервала зависимость зацикливалась, а точка начала полёта во временном интервале 259 лет выбиралась произвольно.

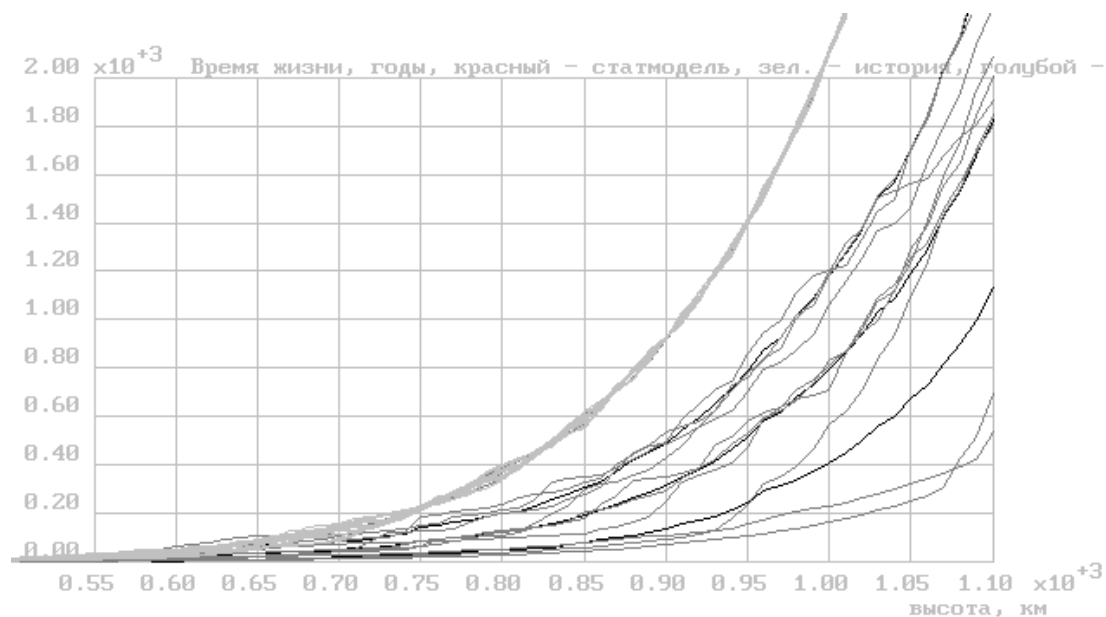


Рис. 24 Время жизни от $F_{10,7}$ по различным моделям.

Рисунок свидетельствует о непригодности построенной модели.

Обращает на себя внимание высокая стабильность некоторых средних параметров хода солнечной активности, отражающаяся в малой величине разброса времени жизни на каждой высоте. Кроме того, подмечен любопытный факт. Если построить зависимость времени жизни на фиксированной высоте от среднего уровня индекса $F_{10,7}$ за полёт, то кривая, выстроенная по реальному ходу солнечной активности, ближе всех других статистических моделей пройдёт к аналогичной кривой, каждая точка которой получена при фиксации уровня максимума солнечного цикла. Результат такого расчёта приведён на рисунке

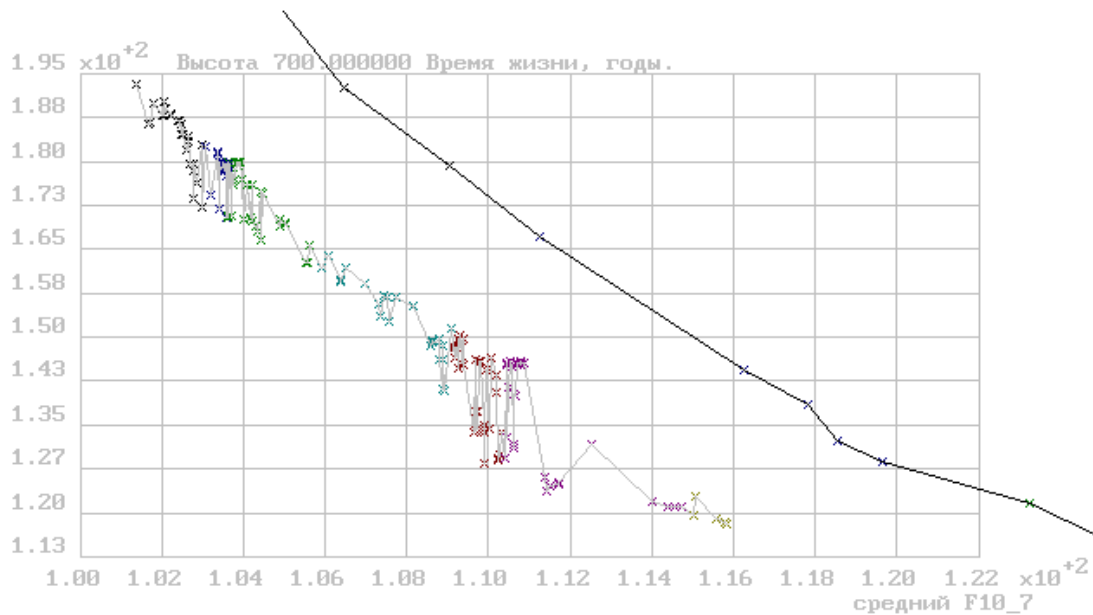


Рис. 25 Сравнение зависимости от $F_{10,7}$ времени жизни на высоте 700 км по реальному ходу максимума солнечного цикла и при фиксации максимума. $S_x = 4,0 \text{ м}^2/\text{т}$.

4.3.3 Расчёт времени жизни станции на различных высотах

По ГОСТ 25645.101-83, время жизни рассчитывается по формуле

$$t_{\text{сущ}}(h_0) = \frac{1}{2S_x \sqrt{\mu}} \int_{h_0}^{h_k} \frac{dh}{\rho(t, h) \sqrt{r}} \quad (8)$$

где $S_x = \frac{C_x F}{2m}$ – баллистический коэффициент, μ – произведение гравитационной постоянной на массу Земли. Коэффициенты для перевода единиц в одну систему не приведены.

На основании изложенного в предыдущем пункте можно предложить следующую методику учёта солнечной активности:

1. Время жизни на заданной высоте определяется статистическим моделированием.
2. Расчёт проводится по ходу солнечной активности за 250 лет, со случайной точкой входа и периодическим повторением по мере нехватки временного интервала.
3. Вводится запас 20% по среднему уровню активности. Во все моменты времени к значению индекса $F_{10,7}$ прибавляется 25

единиц, т.е. 23%.

4. Вводится запас 50% по времени жизни станции.
5. Принимается значение $S_x = 4,0 \text{ м}^2/\text{т}$, интервал значений образуется при разбросе $S_x = 2,0 - 4,0$.

Результаты расчётов сведены в следующую таблицу. В ней приведён интервал времени жизни для различных высот при $S_x = 2,0$ и $S_x = 4,0$, для каждого из этих значений проведён расчёт с запасом по $F_{10,7}$ в 20% и без него.

N	высота , км	$S_x = 2,0 \text{ (м}^2/\text{тонну)}$		$S_x = 4,0 \text{ (м}^2/\text{тонну)}$	
		Запас $F_{10,7}$ отсутствует	Запас $F_{10,7}$ 25×10^{-22} $\text{Вт}/(\text{м}^2\text{Гц})$ (23%)	Запас $F_{10,7}$ отсутствует	Запас $F_{10,7}$ 25×10^{-22} $\text{Вт}/(\text{м}^2\text{Гц})$ (23%)
0	300.0	0.00-0.00	0.00-0.00	0.00-0.00	0.00-0.00
1	310.0	0.05-0.15	0.04-0.10	0.02-0.07	0.02-0.05
2	320.0	0.11-0.34	0.09-0.23	0.05-0.16	0.05-0.12
3	330.0	0.19-0.58	0.15-0.38	0.09-0.27	0.08-0.20
4	340.0	0.29-0.87	0.23-0.57	0.13-0.41	0.12-0.30
5	350.0	0.40-1.20	0.31-0.80	0.18-0.58	0.17-0.42
6	360.0	0.53-1.61	0.40-1.07	0.24-0.78	0.22-0.57
7	370.0	0.71-2.10	0.51-1.38	0.32-1.03	0.29-0.75
8	380.0	0.93-2.68	0.65-1.76	0.42-1.35	0.37-0.96
9	390.0	1.19-3.39	0.81-2.19	0.53-1.73	0.46-1.22
10	400.0	1.51-4.24	0.99-2.71	0.67-2.18	0.56-1.53
11	410.0	1.90-5.21	1.21-3.30	0.83-2.71	0.69-1.91
12	420.0	2.42-6.37	1.47-3.97	1.02-3.34	0.83-2.34
13	430.0	3.03-7.71	1.80-4.73	1.29-4.05	1.01-2.84
14	440.0	3.72-9.29	2.22-5.62	1.62-4.86	1.21-3.41
15	450.0	4.58-11.12	2.72-6.68	2.02-5.74	1.46-4.06
16	460.0	5.61-13.21	3.35-7.89	2.52-6.70	1.75-4.76
17	470.0	6.73-15.87	4.08-9.29	3.10-7.82	2.10-5.53
18	480.0	8.08-18.82	5.12-10.91	3.77-9.06	2.52-6.39
19	490.0	9.80-22.07	6.15-12.88	4.47-10.39	3.00-7.36
20	500.0	11.93-25.94	7.42-15.04	5.26-12.05	3.51-8.43
21	510.0	14.48-30.10	8.92-17.52	6.19-13.93	4.19-9.68
22	520.0	17.60-34.62	10.75-20.58	7.26-16.21	4.89-11.21
23	530.0	20.85-39.67	12.85-24.00	8.56-18.96	5.67-13.03
24	540.0	24.73-45.34	15.08-27.64	10.11-22.09	6.64-15.12
25	550.0	29.13-51.89	17.31-31.28	11.69-25.60	7.79-17.42
26	560.0	34.09-58.86	20.87-36.20	13.55-29.77	9.20-20.03
27	570.0	39.91-67.23	24.65-41.03	15.98-34.56	10.69-23.16
28	580.0	46.26-76.78	28.70-46.90	18.81-40.14	12.52-26.16
29	590.0	54.50-86.80	34.23-54.39	21.90-46.71	14.81-29.68
30	600.0	64.25-98.70	39.69-62.67	25.83-53.62	17.55-33.52
31	610.0	75.41-113.47	46.11-71.88	30.49-61.92	20.59-38.33
32	620.0	87.78-127.82	53.22-81.30	36.32-69.88	23.77-44.14
33	630.0	102.11-144.34	61.46-93.04	43.20-79.95	27.68-50.06
34	640.0	120.40-161.81	70.09-105.00	52.63-90.18	31.65-56.24
35	650.0	146.56-182.40	81.35-118.24	63.98-105.01	35.82-63.20
36	660.0	175.84-203.74	94.19-131.49	76.75-118.41	40.79-70.36
37	670.0	205.44-225.13	110.04-148.80	91.36-131.80	46.26-78.54
38	680.0	236.69-252.08	128.86-165.04	106.98-147.25	52.65-86.99
39	690.0	261.77-286.99	148.62-180.44	122.12-162.76	60.35-95.62

40	700.0	287.28-322.28	169.30-198.47	139.49-180.14	69.04-105.41
41	710.0	319.66-361.65	192.99-216.35	160.17-197.49	80.16-117.86
42	720.0	361.10-401.08	222.82-233.66	182.22-213.27	91.94-130.37
43	730.0	419.17-443.95	245.68-259.19	206.24-227.73	104.99-142.99
44	740.0	472.87-491.04	268.29-290.89	235.02-243.89	119.08-157.88
45	750.0	514.35-549.02	293.86-328.00	252.18-276.60	135.50-172.01
46	760.0	565.78-609.78	325.78-363.89	274.70-312.46	155.40-187.59
47	770.0	644.53-670.73	368.20-402.24	310.93-352.38	180.02-206.77
48	780.0	717.08-739.53	411.59-438.95	348.94-389.94	203.74-221.75
49	790.0	778.41-820.02	463.80-472.00	389.13-427.04	231.40-237.22
50	800.0	872.96-899.90	501.84-526.01	433.98-456.49	249.19-265.28
51	810.0	961.28-990.26	547.26-585.36	477.17-494.30	268.64-297.27
52	820.0	1047.60-1088.28	610.44-642.47	516.35-554.34	291.62-326.77
53	830.0	1171.16-1190.14	681.30-693.50	574.98-615.80	321.56-359.72
54	840.0	1266.96-1309.32	738.22-764.95	635.34-667.73	355.32-393.61
55	850.0	1408.02-1429.08	807.61-846.13	701.93-713.22	398.39-429.01
56	860.0	1530.59-1566.66	895.45-915.86	756.66-796.70	447.47-458.97
57	870.0	1675.51-1710.13	973.87-1002.06	834.23-873.47	484.85-503.90
58	880.0	1846.99-1858.10	1067.50-1099.89	922.75-930.42	520.68-555.13
59	890.0	2002.55-2035.18	1172.59-1187.99	992.48-1032.30	569.47-607.32
60	900.0	2176.12-2217.59	1272.02-1309.57	1089.33-1123.81	630.85-660.62
61	910.0	2375.81-2411.97	1399.24-1411.76	1182.13-1210.45	699.21-707.02
62	920.0	2588.74-2621.12	1516.06-1551.32	1289.81-1328.77	746.85-780.28
63	930.0	2815.73-2847.60	1654.66-1677.08	1404.34-1425.15	813.04-850.39
64	940.0	3056.73-3089.62	1802.69-1827.10	1524.74-1562.59	899.95-915.78
65	950.0	3314.28-3352.49	1952.31-1989.81	1650.59-1682.08	969.02-999.43
66	960.0	3594.00-3629.60	2126.34-2153.17	1799.14-1826.64	1050.69-1086.89
67	970.0	3909.93-3922.32	2318.84-2328.68	1944.63-1981.18	1159.28-1165.59
68	980.0	4218.25-4251.74	2512.83-2531.00	2103.99-2129.95	1240.65-1275.96
69	990.0	4570.71-4593.43	2721.03-2745.95	2283.95-2302.47	1358.65-1375.32
70	1000.0	4928.30-4965.56	2947.58-2973.59	2463.57-2498.57	1460.02-1494.04
71	1010.0	5333.70-5356.01	3193.52-3215.22	2658.66-2696.33	1595.75-1609.82
72	1020.0	5760.27-5770.29	3462.66-3468.41	2870.06-2905.02	1713.14-1748.37
73	1030.0	6206.72-6223.42	3733.70-3756.02	3094.25-3129.54	1865.39-1880.12
74	1040.0	6691.38-6699.65	4029.40-4064.71	3335.25-3370.13	2008.85-2037.52
75	1050.0	7194.11-7220.49	4364.22-4379.25	3590.99-3627.15	2166.19-2200.37
76	1060.0	7731.10-7768.09	4698.24-4731.81	3867.82-3895.94	2345.07-2369.79
77	1070.0	8327.68-8346.84	5082.55-5089.69	4163.57-4173.46	2541.16-2546.09
78	1080.0	8944.18-8968.47	5469.57-5498.06	4464.65-4499.36	2733.26-2752.09
79	1090.0	9597.08-9629.28	5890.51-5923.78	4800.43-4825.33	2941.13-2967.17
80	1100.0	10300.21-10330.51	6340.71-6374.17	5144.29-5176.54	3165.15-3192.39

В соответствии с этими результатами требуемая высота составляет 760 км , интервал 690 – 760 км. С учётом запаса от прочих возмущений высота требуемой круговой орбиты составляет 800 – 810 км.

4.4 Затраты топлива на подъём

Автору неизвестна номенклатура имеющихся разгонных блоков и двигателей, поэтому расчёты требуемого количества топлива проведены при стандартном импульсе 3200с и расходе топлива в 50 кг на увеличение импульса станции без разгонного блока на 1 м/с (величина потерь 16%), согласно данным,

полученным на РКК «Энергия».

По оценкам специалистов РКК «Энергия», на сегодня расходуется 50кг топлива на 1 м/с импульса станции. При весе комплекса в 130т и удельном импульсе двигателя 320 (кГс·с/кг) это соответствует 16,5% потерь топлива на поддержание ориентации. Принимая такую производную, можем рассчитать расход топлива на подъём по формулам:

$$\frac{dr}{dV} = 0.001 \frac{2\sqrt{r}^3}{\sqrt{\mu}} \left[\frac{\text{км}}{\text{м/с}} \right] \quad (9)$$

$$\Delta V = 1000 \sqrt{\mu} \left(\frac{1}{\sqrt{r_{\text{MIN}}}} - \frac{1}{\sqrt{r_{\text{MAX}}}} \right) \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right] \quad (10)$$

$$m_{\text{ТОП}} = (M + M_{\text{СУХ}}) \left[e^{\left(\frac{\partial m}{\partial V} \right)_0 \frac{\Delta V}{M}} - 1 \right], \quad (11)$$

где M – масса станции без разгонного блока, 131 т,

$M_{\text{СУХ}}$ – масса пустого разгонного блока,

$\left(\frac{\partial m}{\partial V} \right)_0$ – упомянутый выше расход топлива на увеличение импульса

станции на 1м/с,

μ – произведение гравитационной постоянной на массу Земли,

$$3,98602 \times 10^5 \left[\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2} \right],$$

ΔV – приращение импульса станции, м/с. Здесь уместно отметить, что это величина условная, т.к. в результате разгона станции её высота увеличивается, а скорость уменьшается.

Формулы выведены в предположении плавного подъёма по высоте.

Принималось, что для разгона станции применяется разгонный модуль на основе транспортного корабля ФГБ, разработанного и выпускаемого центром им. Хруничева для запусков р-н «Протон». Масса доставляемого груза оценивается в 12т, сухая масса в расчёте принята равной 8т. Удельный импульс двигателя принимался равным 320 (кГс·с/кг). На реальном двигателе ФГБ он гораздо меньше (примерно 280 (кГс·с/кг)), поэтому модуль не может быть использован для разгона с минимальными переделками. Результат расчёта представлен на Рис. 26.

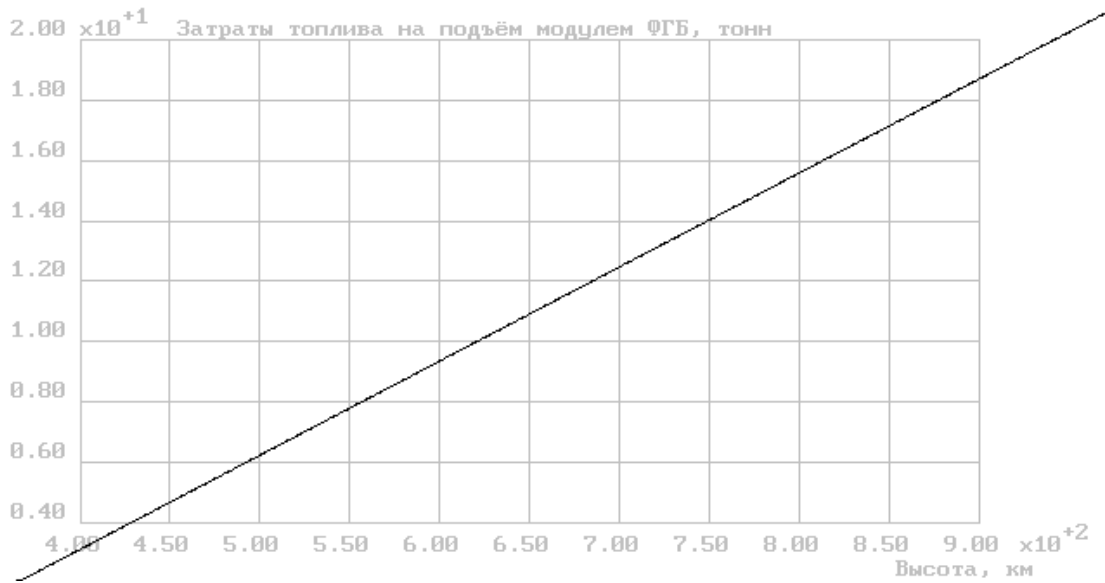


Рис. 26 Затраты топлива на подъем с высоты 300км модулем на основе ФГБ.

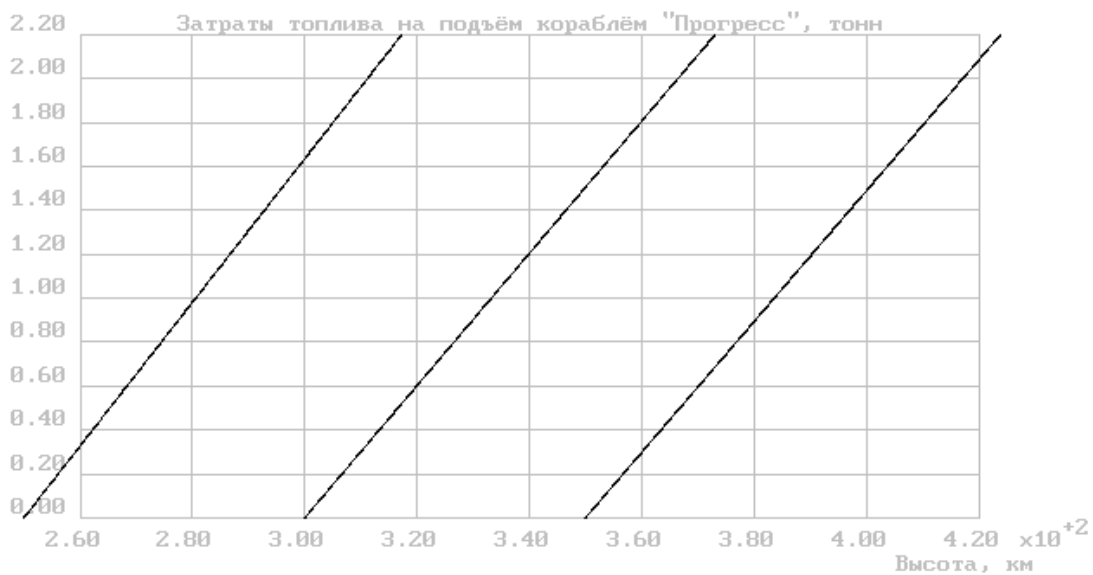


Рис. 27 Затраты топлива на подъем кораблём «Прогресс».

На Рис. 27 приведены результаты аналогичного расчёта для случая подъёма орбиты танкерным вариантом корабля «Прогресс» (сухая масса принята равной 4,9т) с высот 250, 300 и 350 км. Линии ограничиваются максимальным количеством доставляемого топлива 2,2т.

Т.О. получено, что на подъём с 300 до 810 км потребуется 15,66 т горючего. Такое количество топлива не может быть доставлено кораблями «Прогресс». Пришлось бы послать 8 – 9 танкерных кораблей. Следовательно, остаётся один путь: повышение орбиты станции двумя кораблями «Прогресс» и

либо продолжение пилотируемого полёта, либо изготовление специального разгонного модуля и захоронение станции на орбите 810 км путём разгона с его помощью. Для доставки такого модуля на орбиту потребуется пуск р-н «Протон».

Представляется перспективным вариант подъёма орбиты «Мира» электроракетными двигателями, которые уже применяются в космической технике в широких масштабах. Такие двигатели имеют очень большое значение удельного импульса. К их недостаткам следует отнести низкую тягу, исчисляемую десятками грамм, высокое энергопотребление и низкий ресурс, позволяющий снять с килограмма массы ускорительного блока суммарный импульс, не более чем в два раза больший, аналогичного импульса разгонного блока на обычных двигателях. Вариант применения такого блока следует проработать в случае наличия резерва времени, т.е. при продолжении пилотируемого полёта станции. Разгонный блок, очевидно, должен удовлетворять следующим требованиям: иметь комбинированную силовую установку для вывода станции на высоту 450 – 500 км с низким атмосферным сопротивлением на обычных двигателях, автономную систему питания на СБ, высокую степень защиты электроники от радиации для обеспечения надёжности при движении в радиационных поясах. Предполагаемое время подъёма – 2 года.

5 Выводы

1. Следует продолжить эксплуатацию станции «Мир».
2. Необходимо немедленно выдать станции «Мир» разгонный импульс, израсходовав всё имеющееся горючее на корабле «Прогресс», пристыкованном к станции в настоящее время.
3. С целью восстановления нормального значения высоты орбиты станции следует запустить к станции ещё один корабль «Прогресс» из числа изготовленных по программе запусков к МКС и выдать второй разгонный импульс с минимальным интервалом после первого. Обеспечиваемый срок жизни станции после двойного разгона изменяется от 9 – 12 месяцев 20 февраля до 5 – 7,5 месяцев 6 марта.
4. Необходимо немедленно начать изготовление кораблей «Прогресс» для дальнейшего снабжения «Мира» и замещения 3 кораблей, снятых с программы МКС. Возможно, понадобится снять ещё 1 – 2 корабля в течение полутора лет. Необходимо исследовать все резервные возможности по увеличению выпуска кораблей.
5. Необходимо подготовить разгонный модуль для захоронения станции на круговой орбите со сроком жизни не менее 100 лет по завершении эксплуатации.
6. В результате произведённых вычислений получено, что величину баллистического коэффициента S_x для станции «Мир», соответствующего формуле $\frac{C_x F}{2m}$, необходимо оценивать значением 4 ($\text{м}^2/\text{тонну}$) для вычисления времени жизни на орбите и интервалом 2 – 4 ($\text{м}^2/\text{тонну}$) при назначении интервала времени жизни. Для оценки торможения станции «Мир» в нижних слоях атмосферы следует подбирать такое значение S_x из интервала 3,22 – 3,84 ($\text{м}^2/\text{тонну}$), чтобы при уровне солнечной активности $F_{10,7} = 157 \times 10^{-22}$ Вт/($\text{м}^2\text{Гц}$) значение производной высоты по времени составляло $\frac{\partial H}{\partial t} = -0,5$ км в день при полёте на средней высоте 340 км, либо $\frac{\partial H}{\partial t} = -0,468$ км в день при полёте на средней высоте 335 км.
7. Оценка высоты круговой орбиты, основанная на оценке

баллистического коэффициента в пб, статической модели CIRA от 1961г., стандарте атмосферы ГОСТ 25645.101-83, запасе среднего значения индекса солнечной активности $F_{10,7} = 25 \times 10^{-22}$ Вт/(м²Гц) (23%), запасе по времени 50% и запаса от радиальных колебаний при различных возмущениях 50км, дает величину 810 км. Запасы высоты составляют: 50 км на величину средней солнечной активности и 30 км на время жизни.

8. Проверка методики оценки баллистического коэффициента по времени схода с орбиты станции «Салют-7» показала удовлетворительное совпадение методики с действительностью.
9. При подъёме станции необходимо учитывать, что при последней коррекции орбита должна быть тщательно приближена к круговой; необходимо рассмотреть вопрос о наивыгоднейшем первоначальном положении перигея орбиты относительно плоскости Луны.
10. Операция не может быть выполнена разгонами станции кораблями «Прогресс». Следует разогнать станцию импульсом от двух «Прогрессов», что обеспечит время на изготовление разгонного модуля, рассчитанного на доставку р-н «Протон» и отработку 15,7т топлива. Необходимо проработать вопрос о снижении потерь на подъёме балансировкой станции либо управлением вектором тяги.
11. В случае наличия резерва времени при продолжении пилотируемой эксплуатации следует проработать вариант подъёма орбиты «Мира» электроракетными двигателями. Разгонный блок должен удовлетворять следующим требованиям: наличие комбинированной двигательной установки, автономной системы питания на СБ, высокой степени защиты электроники от радиации для обеспечения надёжности при движении в радиационных поясах, время подъёма – не более 2 лет.

6 Литература

Приводимый далее список литературы отличается большей подробностью, чем это требуется для н.-т. отчёта. Такой подход выбран преднамеренно с целью обеспечить любому читателю, не имеющему специальной подготовки в области баллистики, разобраться в методиках проведённых расчётов и проверить их в минимально возможный срок.

1. П.Е.Эльясберг. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. «Наука», Москва, 1965.
2. Г.Н.Дубошин. Небесная механика. Физматгиз, 1963.
3. М.Ф.Субботин. Курс небесной механики. т.1, Гостехиздат, 1933.
4. М.Ф.Субботин. Курс небесной механики. т.2, Гостехиздат, 1937.
5. М.Ф.Субботин. Курс небесной механики. т.3, Гостехиздат, 1949.
6. Д.Е.Охоцимский, Т.М.Энеев, Г.П.Таратынова. Определение времени существования искусственного спутника Земли и исследование вековых возмущений его орбиты. Успехи физических наук, т. LXIII, вып. 1а, 1957.
7. П.Е.Эльясберг. Определение орбиты по двум положениям. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 13., 1962.
8. М.Д.Кислик. Анализ интегралов движения искусственного спутника в нормальном гравитационном поле Земли. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 13., 1962.
9. М.Д.Кислик. Движение искусственного спутника в нормальном гравитационном поле Земли. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 4., 1960.
10. Г.А.Колегов. Вариации плотности Земной атмосферы. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 4., 1960.
11. М.Л.Лидов. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 8., 1961.
12. А.В.Егорова. Влияние притяжения Луны и Солнца на движение искусственного спутника Земли. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 8., 1961.

13. В.Г.Дёмин. О почти круговых орбитах искусственных спутников Земли. Сб. «Искусственные спутники Земли», вып 8., 1961.
 14. А.Л.Чижевский. Земля в объятиях Солнца. Часть I, гл. 1. Периодическая деятельность Солнца и её влияние на физический мир Земли. Сб. «Космический пульс жизни», М., «Мысль», 1995.
 15. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Взамен ГОСТ 4401-73.
 16. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модели плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли.
 17. ГОСТ 25654.102-83. Атмосфера Земли верхняя. Методика расчёта характеристик вариаций плотности.
 18. ГОСТ 25645.103-84. Условия физические космического вакуума.
 19. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. Взамен ГОСТ 22721-77.
 20. ГОСТ 25645.301-83. Расчёты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчёта затрат топлива на манёвр.
 21. ГОСТ 25645.302-83. Расчёты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчётов индексов солнечной активности.
 22. F.R. Hoots, R.L. Roehrich. Models for Propagation of NORAD elements Sets. Spacetrack report №3. 1980. (Defense Documentation Center, Cameron Station, Alexandria, VA 22314)
 23. Г.Корн, Т.Корн. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М., «Наука», 1968.
- и другие.

7 Оглавление

1	Обращение к читателям.....	1
2	Введение.....	2
2.1	Предложение по захоронению станции «Мир» на высокой орбите	2
2.2	Структура предлагаемого материала	3
2.3	Первоисточники проделанных вычислений	4
3	Перспективы развития космонавтики в свете предстоящего затопления станции «Мир»	5
3.1	Несколько слов о важности продолжения освоения космоса.....	5
3.2	Перспектива сворачивания пилотируемой космонавтики	6
3.3	Историческое и техническое значение станции «Мир».....	7
3.4	К вопросу обеспечения безопасности работы экипажа на станции	8
3.5	Необходимость отказа от прекращения эксплуатации крупных космических объектов спуском их с орбиты в атмосферу.....	10
4	Расчёт высоты требуемой орбиты и количества топлива, необходимого на подъём	11
4.1	Влияние различных факторов на время жизни искусственного спутника Земли.....	12
4.1.1	О проблеме длительного сохранения космических объектов на высоких орбитах	12
4.1.2	Оценка колебаний плотности атмосферы на различных высотах в зависимости от солнечной активности	13
4.1.3	Запасы высоты на возмущения орбит.....	13
4.2	Оценка торможения станции в атмосфере Земли.....	14
4.2.1	Расшифровка данных NORAD.....	14

4.2.2	Оценка суточного снижения станций «Мир».....	18
4.2.3	Вычисление баллистического коэффициента	19
4.2.4	Проверка значения баллистического коэффициента по снижению станции на малых высотах	24
4.2.5	Необходимость срочного подъёма высоты полёта станции.....	26
4.3	Оценка времени жизни станции «Мир» на круговых орбитах.....	30
4.3.1	Проверка расчёта по статической модели атмосферы CIRA-61 на примере станции «Салют-7»	30
4.3.2	Моделирование солнечной активности	33
4.3.3	Расчёт времени жизни станции на различных высотах	35
4.4	Затраты топлива на подъём.....	37
5	Выводы	41
6	Литература	43
7	Оглавление	45

Ильин Алексей Леонидович,
инженер ЦАГИ,
раб.тел. 556-36-65, факс 556-44-07.