

УДК 531.36:62–50

© 2000 г. Ф. Дигнат, В. Шилен

УПРАВЛЕНИЕ КОЛЕБАНИЯМИ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Предлагается подход к введению демпфирования колебаний конструкций с использованием техники оптимизации и приложением к орбитальной тросовой системе. Эта система моделируется символьными уравнениями динамики системы многих тел, элементы которой испытывают большие деформационные смещения, вследствие чего необходимы механизмы демпфирования, активного или пассивного. Оптимизация проводится по скорости демпфирования колебаний конструкции. Активное демпфирование обеспечивается управляемым звеном (лебедкой троса), расположенным между основным телом и тросом. В качестве критерия качества используется потеря энергии в системе. Сложная динамика движения такой системы продемонстрирована расчетами при различных начальных данных с учетом колебаний конструкции. Показано, что оптимизация позволяет улучшить значения параметров управления по отношению к диссипации энергии продольных колебаний троса.

Орбитальная тросовая система (ОТС) состоит из двух или нескольких спутников, связанных длинной струной. Такая система имеет большие динамические возможности и разнообразные приложения [1]. Здесь рассматривается демпфирование колебаний конструкции при разворачивании троса в описанном ранее [2] процессе возвращения капсулы с международной космической станции.

Используемая техника основана на оптимизации в системах твердых тел [3, 4]. Моделирование нежестких механических конструкций системами твердых тел – хорошо разработанный подход в случае больших смещений и малых деформаций [5–7]. Для целей оптимизации дифференциальные уравнения движения в такой модели должны быть записаны в символьной форме. При этом для вариации параметров не нужно выводить уравнения заново, это может быть сделано автоматически с помощью компьютерных программ, например NEWEUL [8]. В процессе оптимизации требуются алгоритмы поиска минимума, интегрирования уравнений движения и, возможно, анализа чувствительности, которые входят в программу AIMS [9].

Идея использования системы двух или нескольких спутников, соединенных длинным тонким тросом, насчитывает несколько десятилетий [10, 11]. Из предложенных применений наиболее реальными являются, по-видимому, создание искусственной тяжести при относительном вращении связанных спутников, гравитационная стабилизация системы двух тел, запуск малых спутников и увод с орбиты возвращаемой капсулы. Обзор возможных приложений ОТС приведен в книге В.В. Белецкого и Е.М. Левина [1], которую можно считать образцовой работой по ОТС. В ней рассмотрены, в частности, динамические эффекты растяжимого троса как невесомого, так и массивного для разных конфигураций и назначений системы. Изложены в литературе также вопросы аэродинамического и космического конструирования для маневра спуска с орбиты [2], [12].

О динамике ОТС в последние годы опубликовано огромное количество работ. В частности, рассматривалось [13–16] управление колебаниями троса, представлена [17] подходящая механическая модель. Следует упомянуть также анализ динамики ОТС [18].

1. Постановка задачи. Рассматривается увод с орбиты спускаемой капсулы международной космической станции с помощью троса без использования реактивных двигателей [12]. При этом возможно статическое (левая часть фиг. 1) и динамическое

(правая часть) сбрасывание (S – станция, T – трос, P – капсула, C – точка отделения капсулы, ω_{orb} – угловая скорость движения по орбите). В первом случае капсула медленно спускается к Земле по вертикали, приобретая в результате меньшую скорость движения по орбите. Во втором случае трос разворачивается быстрее и кориолисова сила приводит к его отклонению от вертикали в плоскости орбиты. Когда разворачивание троса прекращается, колебания капсулы начинаются с возвратного движения к местной вертикали, при котором ее скорость относительно Земли дополнительно уменьшается. Преимущество такого динамического сбрасывания состоит в том, что при этом требуемая длина троса примерно в 2 раза меньше, чем при статическом.

Рассматривается упомянутый участок возвратного колебательного движения капсулы и изучается активное демпфирование возникающих колебаний конструкции. Для рассматриваемой системы типичная длина троса составляет 20 км, а его диаметр всего 0,5 мм. Масса возвращаемой капсулы 170 кг, что соответствует ее проектному значению [2]. Параметры выбраны как для станции с номинальной высотой орбиты 400 км и полной массой 415 т.

2. Механическая модель. ОТС моделируется как система многих тел (фиг. 2). Она состоит из двух находящихся на орбите твердых тел: станции S и возвращаемой капсулы с полезной нагрузкой P . Эти два тела связаны цепочкой из n частиц (точечных масс), соединенных вязкоупругой связью, моделирующей гибкий трос. Такая модель похожа на модель из бусинок [17], но отличается от нее в отношении концевых тел, которые могут свободно перемещаться в пространстве. Параметры частиц и вязкоупругой связи выбираются соответствующими эквивалентному элементу троса длиной l

$$m = \rho_T A_T l, \quad c = E_T A_T / l, \quad d = D_T / l$$

Здесь ρ_T – плотность, A_T – площадь поперечного сечения, E_T – модуль Юнга, D_T – коэффициент демпфирования материала троса. В качестве подходящих материалов для очень длинного тонкого троса обычно рассматриваются кевлар или дайнима [19]. Длина элемента троса зависит от дискретизации

$$l = L_T / n$$

где L_T – полная длина троса. В контрольных вычислениях $n = 50$. В процессе оптимизации $n = 20$, поскольку различие траекторий оказывается несущественным.

Уравнения движения относительно просты, если в качестве обобщенных координат взять абсолютные координаты в невращающейся системе, связанной с Землей:

$$y = \| X_S^T \ A_S^T \ X_1^T \ X_2^T \ \dots \ X_n^T \ X_P^T \ A_P^T \|^T$$

Здесь X_i – вектор координат центра масс i -го тела, A_i – вектор углов, определяющих его ориентацию. Числовые значения индекса i относятся к элементам троса, $i = S$ для станции, $i = P$ для возвращаемой капсулы. Уравнения движения имеют вид

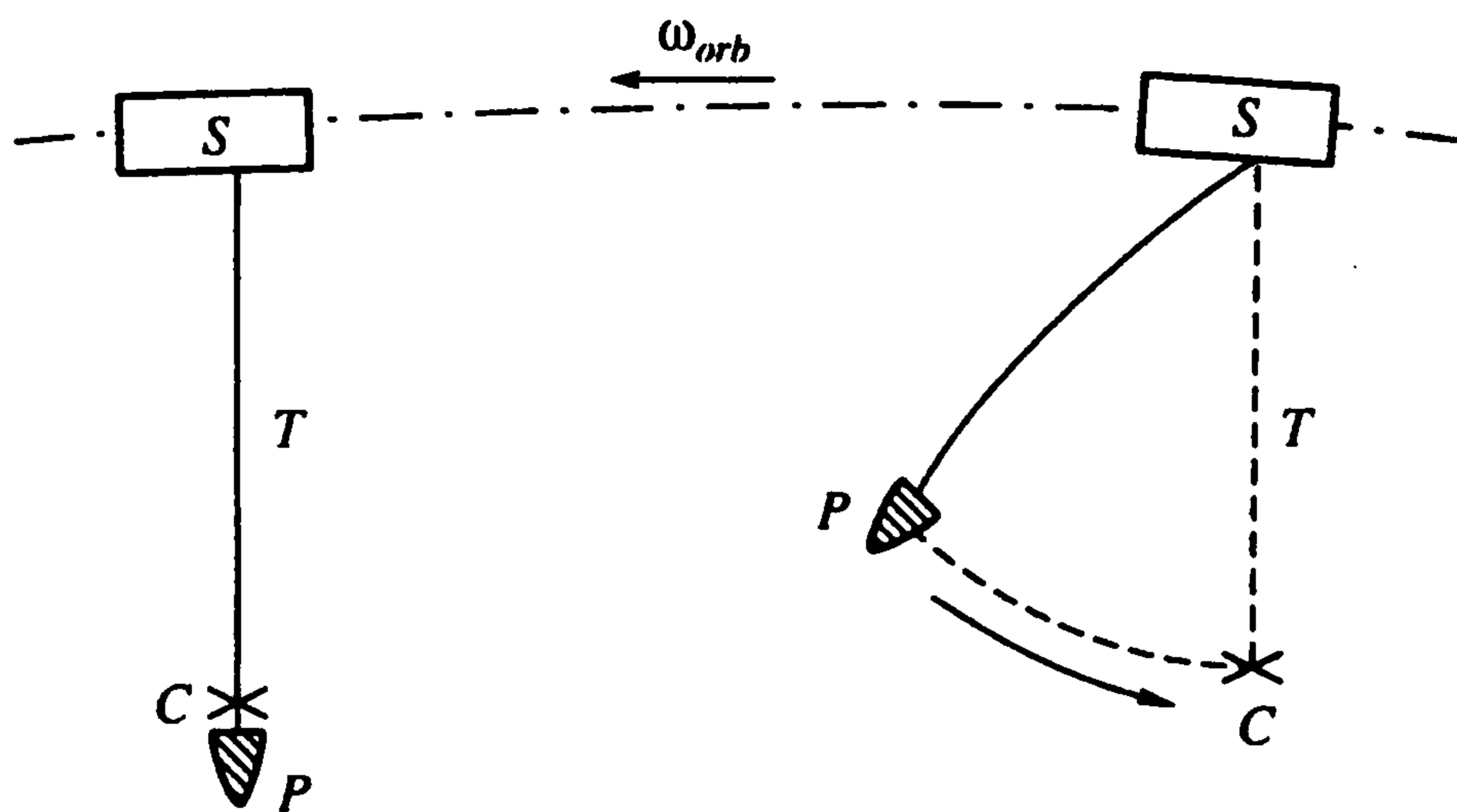
$$\dot{y} = z, \quad M\dot{z} + k = q \quad (2.1)$$

где z – вектор производных по времени от компонент вектора y , M – блочно-диагональная положительно-определенная инерционная матрица

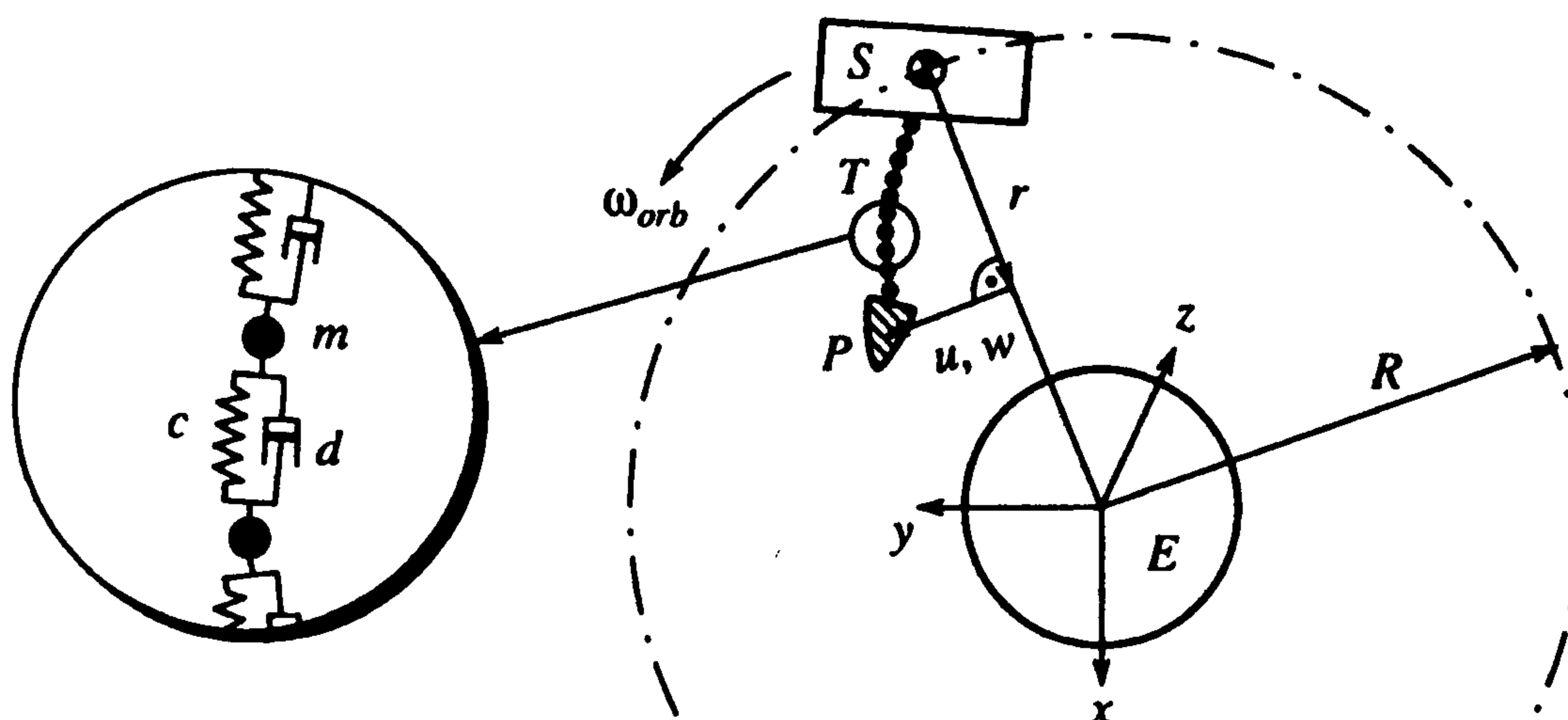
$$M = \text{diag} \| M_S \ m \ m \ \dots \ m \ M_P \|$$

k – вектор размерности $3n + 12$, ненулевые компоненты которого соответствуют квадратичным по скоростям гироскопическим членам в уравнениях движений концевых тел, q – вектор обобщенных сил, причем компоненты силы для i -й точки имеют вид

$$F_i = \| F_{xi} \ F_{yi} \ F_{zi} \|^T$$



Фиг. 1



Фиг. 2

Видно, что движения частиц связаны только через обобщенные силы в векторе $\mathbf{q}$. Их компоненты по направлению x выражаются так:

$$F_{xi} = F_{G_{xi}} + F_{C_{xi}} + F_{D_{xi}} - F_{C_{xi-1}} - F_{D_{xi-1}} \quad (2.2)$$

где $F_{G_{xi}}$ – гравитационная сила, действующая на i -ю частицу, $F_{C_{xi}}$ и $F_{D_{xi}}$ – силы упругости и демпфирования соответственно между частицами $i+1$ и i , $F_{C_{xi-1}}$ и $F_{D_{xi-1}}$ – эти же силы между частицами i и $i-1$. Если m_E – масса Земли, γ – гравитационная постоянная, а l_0 – длина нерастянутой пружины, то получаем

$$F_{G_{xi}} = -m_E \gamma m \frac{x_i}{R_i^3}, \quad R_i = (x_i^2 + y_i^2 + z_i^2)^{1/2}$$

$$F_{C_{xi}} = c(l_i - l_0) \frac{x_{i+1} - x_i}{l_i}, \quad l_i = [(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2 + (z_{i+1} - z_i)^2]^{1/2}$$

$$F_{D_{xi}} = d \frac{\dot{\mathbf{l}}_i^T \mathbf{l}_i}{l_i^2} (x_{i+1} - x_i), \quad \mathbf{l}_i = \begin{pmatrix} x_{i+1} - x_i \\ y_{i+1} - y_i \\ z_{i+1} - z_i \end{pmatrix}, \quad \dot{\mathbf{l}}_i = \frac{d\mathbf{l}_i}{dt}$$

Оказывается, что компоненты уравнений по различным направлениям связаны только в нелинейных членах. Линеаризация относительно квазистатического положения равновесия

$$z_i = z_{i0} + dz_i, \quad z_{i0} = 0, \quad \dot{z}_{i0} = 0, \quad \ddot{z}_{i0} = 0$$

приводит к разделению движений в плоскости и вне плоскости орбиты, [16]. Так как при изучении демпфирования в ОТС важно учитывать взаимосвязь движений, в данной работе рассматривались полные нелинейные уравнения.

Для активного гашения колебаний используется управление тросом с помощью лебедки. В модели она представлена управляющей силой на космической станции. Управляющая сила F_{act} добавляется к действующим силам в векторе q , так что в уравнении (2.2) к F_{xi} ($i = 1$) добавляется слагаемое $F_{act}(x_s - x_1)/l_s$.

В качестве закона управления для силы F_{act} в литературе встречаются несколько линейных соотношений [15]. Для продольного управления рекомендуется

$$F_{act} = k_1 l + k_2 \dot{l} \quad (2.3)$$

где $l \equiv l_s$ – расстояние от станции до самой верхней частицы. Для управления в боковом направлении можно использовать линейный закон

$$F_{act} = k_3 \theta + k_4 \dot{\theta}$$

где θ – угол наклона троса в плоскости орбиты вблизи станции. Предлагалось также нелинейное соотношение [13]

$$F_{act} = k_5 \dot{\theta}^2.$$

Для того чтобы уменьшить влияние высокочастотных колебаний, между датчиком и приводом используется PT_1 -фильтр, не пропускающий частоты выше 1 с^{-1} . Эта частота значительно выше частоты колебаний.

3. Анализ движения орбитальной тросовой системы. Динамика ОТС изучалась численно в двух вариантах. В первом случае рассматриваются колебания троса в окрестности положения равновесия. Во втором – такие колебания в процессе пространственного возвратного движения капсулы при динамическом ее сбрасывании. В этом случае можно наблюдать влияние нелинейных перекрестных членов.

В обоих случаях станция движется вокруг Земли, как описано в разд. 1, но орбита не является идеально круговой из-за малых возмущений в начальных условиях и колебаний конструкции.

Окрестность положения равновесия. В режиме поддержания состояния равновесия трос расположен по вертикали вниз от станции, так что груз направлен к центру Земли, а вся система движется по почти круговой орбите. Для сравнения результатов моделирования параметры выбраны, как в работе [14], а именно

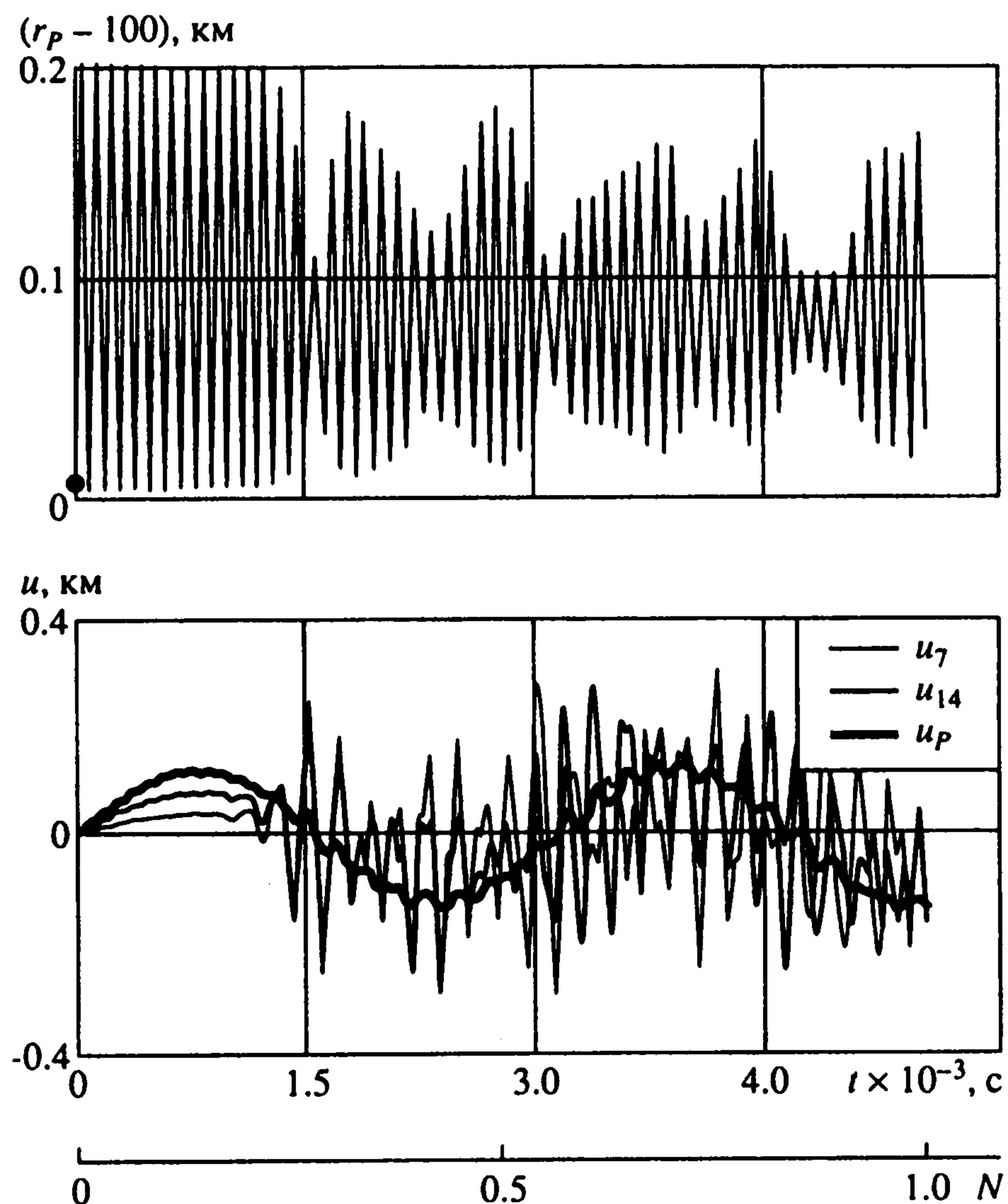
$$L_T = 100 \text{ км}, \quad \rho_T = 5,76 \text{ кг/км}, \quad M_P = 500 \text{ кг}, \quad EA_T = 2,8 \cdot 10^5 \text{ Н}$$

Дополнительно учитывалось небольшое внутреннее демпфирование, $D = 2 \text{ 500 Нс}$ [19]. Вначале система испытывает большие продольные колебания без отклонений от вертикали.

Результаты расчетов показаны на фиг. 3, где r_p – расстояние груза от станции по вертикали к центру Земли; u_i – смещение в направлении, перпендикулярном к r в плоскости орбиты i -й частицы или соответственно груза P . На нижней шкале N – число оборотов по орбите. Видно, что продольные колебания вызывают вследствие кориолисовых сил поперечные колебания троса и, с меньшей амплитудой, груза. Начальная энергия продольных колебаний передается поперечным движениям в плоскости орбиты.

В расчетах получены следующие значения нормированных частот $\omega_0 = \omega/\omega_{orb}$ низших мод колебаний (в скобках для сравнения приведены соответствующие значения, полученные ранее [14] с использованием линейной модели): колебательная 1,758 (1,732), первая продольная 55,7 (54,3), первая поперечная 57,7 (59,6).

Согласие частот достаточно хорошее. Небольшие различия вполне можно объяснить влиянием нелинейности. Для упрощенной, полностью линеаризованной модели с



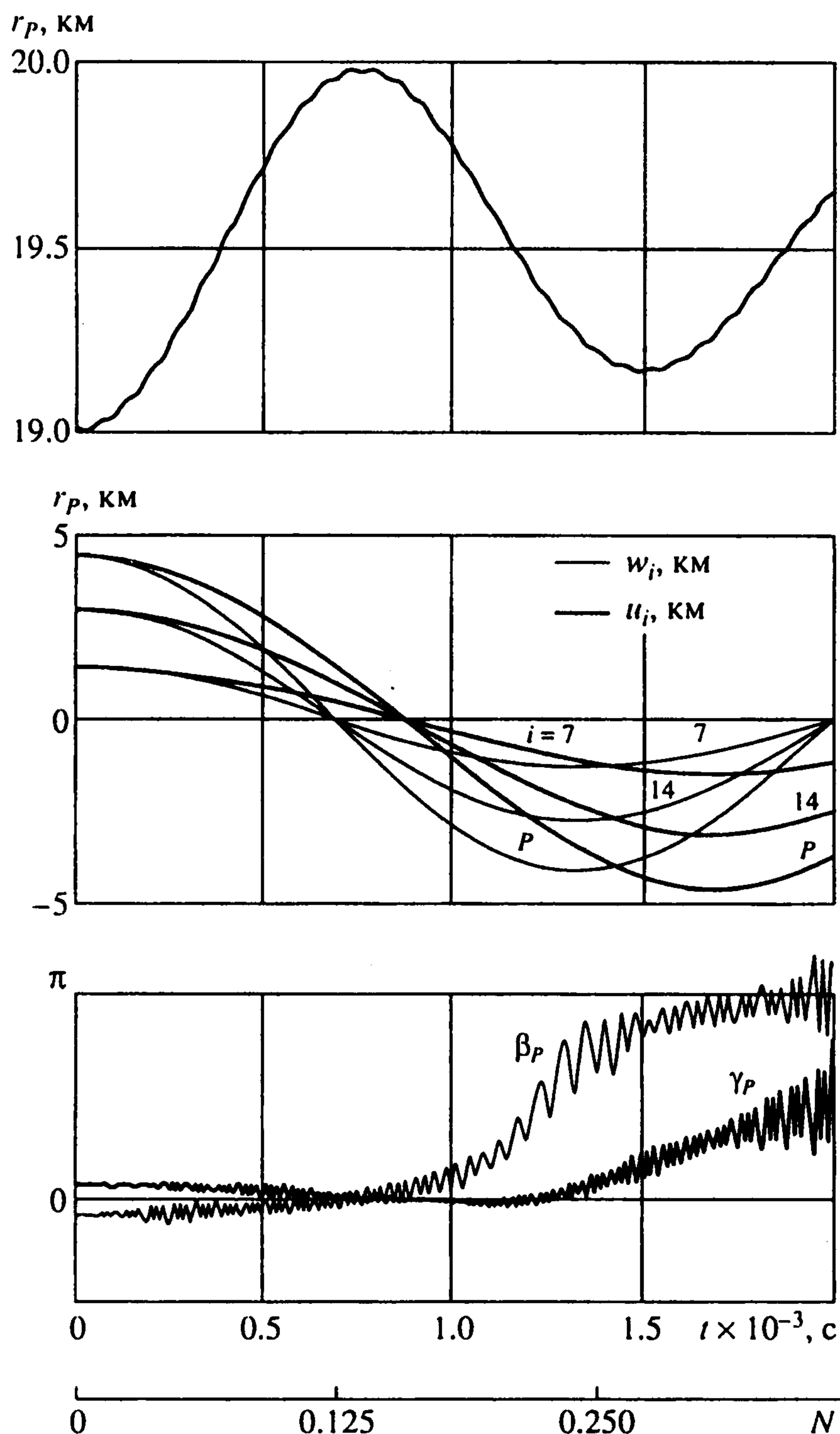
Фиг. 3

малыми отклонениями колебательная частота $\sqrt{3}\omega_{\text{orb}}$ вычисляется аналитически [20]. Разница в 1,5% между частотой колебаний, полученной аналитически и найденной численно, может быть объяснена нелинейностью колебаний и небольшой эллиптичностью орбиты станции.

Возвратное колебательное движение вне плоскости орбиты. Во втором режиме происходит возвратное колебательное движение сбрасываемой капсулы. Вначале она имеет большие боковые отклонения от квазистатического положения равновесия как в плоскости орбиты, так и по нормали к ней. Параметры выбраны, как указано в разд. 1:

$$L_T = 20 \text{ км}, \quad \rho_T = 0,3 \text{ кг/км}, \quad M_P = 170 \text{ кг}, \quad EA_T = 3,15 \cdot 10^4 \text{ Н}, \quad D = 2500 \text{ Нс}$$

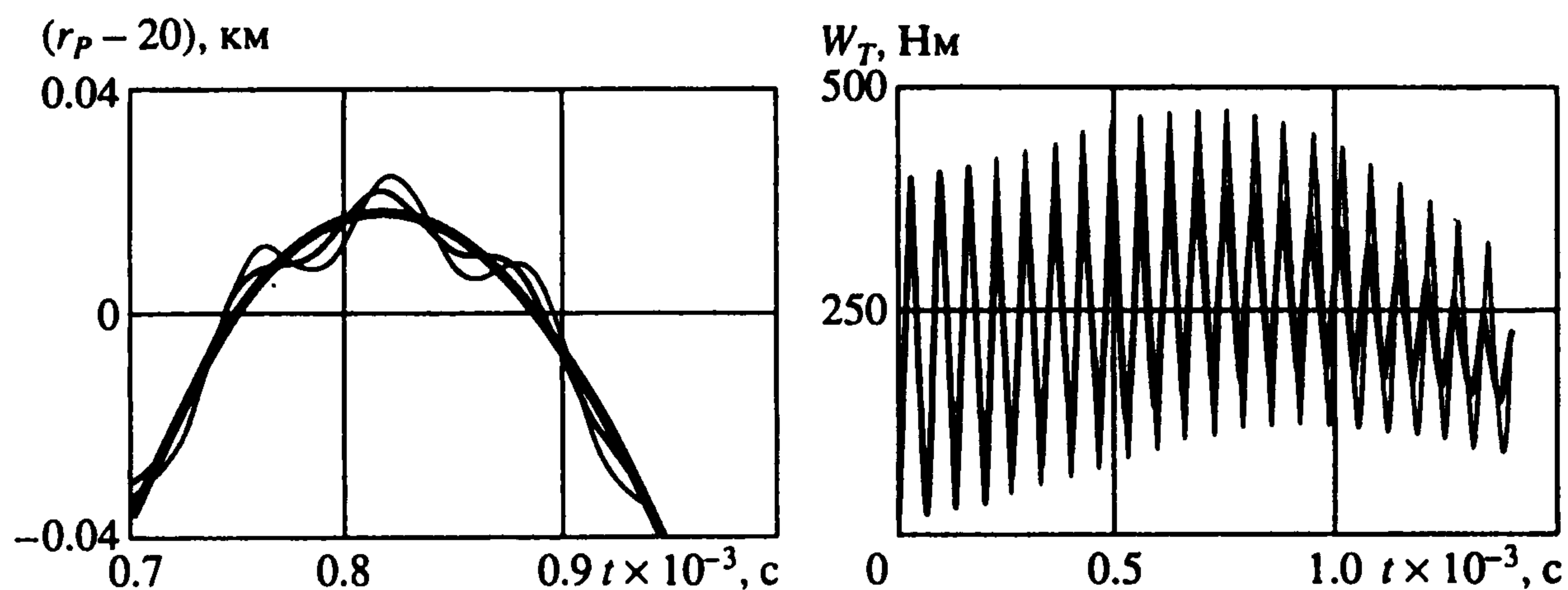
Результаты вычислений показаны на фиг. 4, где, как и прежде, r_P – расстояние груза от станции вниз по вертикали, u_i – поперечное смещение в плоскости орбиты, w_i – поперечное смещение вне плоскости орбиты. Углы β_P и γ_P концевого груза относительно осей y и z измеряются в связанной с телом системе координат. Кроме движения груза P показаны движения 7-й и 14-й частиц. Малые продольные колебания не оказывают заметного влияния на крупномасштабные поперечные движения. Однако продольные движения троса приводят из-за влияния нелинейных перекрестных связей к раскачке груза. В конце полупериода маятниковых колебаний происходит его переворот. Это, конечно, весьма нежелательно, тем более если груз должен освободиться и входить в атмосферу по заданной траектории. Поэтому необходимо дополнительное демпфирующее устройство для управления движением груза. Итак, из расчетов следует, что конечной груз, вообще говоря, нельзя моделировать точечной массой. Необходимо использовать модель твердого тела с вращательными степенями свободы.



Фиг. 4

4. Процедура оптимизации. Для гашения колебаний троса используется активное демпфирование с помощью тросовой лебедки. Коэффициенты закона управления выбирались для данных параметров конструкции оптимальным образом. Так как оптимизация требует трудоемкого интегрирования уравнений движения для каждого набора параметров, следует использовать детерминированные алгоритмы оптимизации, требующие относительно небольшого числа итераций. Здесь использовался алгоритм из [21], основанный на методе последовательного квадратичного программирования (SQP) [22]. Кроме вычисления минимизируемого функционала алгоритм требует нахождения чувствительностей, что делается с помощью автоматического дифференцирования [23].

В качестве характерного режима, для которого проводится оптимизация параметров ОТС, использовалось описанное в разд. 1 возвратное движение к вертикали конечного груза с приведенными выше параметрами. Начальные условия для системы уравнений (2.1) отвечают вытянутому по прямой тросу с большим боковым отклонением в плоскости орбиты. Дополнительно накладывалось небольшое продольное смещение, так что возникали как боковые, так и продольные колебания.



Фиг. 5

Если в процессе оптимизации варьируются такие параметры конструкции, как жесткость троса, то начальные условия рекомендуется задавать так, чтобы начальная энергия не зависела от этих конструктивных параметров, таким образом, чтобы сохранялась энергия упругого растяжения. Это особенно важно, если энергия упругих колебаний является критерием оптимальности. Другими возможными критериями являются смещения груза или некоторых частиц троса.

В данной статье рассматривается оптимизация по быстродействию затухания продольных колебаний троса с использованием упомянутого критерия энергии.

Оптимизация по продольным колебаниям. Для гашения продольных колебаний выбран простой закон активного управления (2.3) в виде

$$F_{\text{act}} = k_1 l + k_2 \dot{l}$$

где коэффициенты k_1 и k_2 – варьируемые параметры. В качестве критерия оптимальности выбран "энергетический" критерий:

$$E = \int_0^T \left(\frac{1}{2} M_P (v_P - v_{\text{ref}})^2 + \frac{1}{2} c \Delta l_P^2 \right) dt, \quad v_{\text{ref}} = \omega_{\text{orb}} R_P$$

где R_P – расстояние груза от центра Земли, $\Delta l_P = \Delta l_P(t)$ – полное растяжение троса.

Результаты оптимизации по продольным колебаниям приведены в таблице

Параметр	k_1/c_1	k_2/d_1
Начальное значение	0	10
Оптимальное значение	-0,275	101,08
Пределы изменения	-0,5 ... 10,0	0 ... 1000

и изображены на фиг. 5. Жирной линией в левой части показано низкочастотное движение; тонкая линия на обоих графиках соответствует исходным значениям параметров, линия средней толщины – оптимизированным; W_T – потенциальная энергия растяжения троса.

Оптимизация параметров приводит к уменьшению амплитуды продольных колебаний, но не влияет на крупномасштабные движения. Это видно на фиг. 5 для некоторого диапазона значений r_p вблизи точки сброса примерно на 800-й с. Показана динамика после оптимизации по низкочастотному движению без упругих колебаний. Видно, что после оптимизации упругая энергия рассеивается быстрее, чем при начальных параметрах, и, разумеется, быстрее, чем при отсутствии активного демпфирования. Активное управление лебедкой обеспечивает дополнительное демпфирование ОТС и, следовательно, стабилизацию движения при надлежащем выборе параметров.

Ф. Дигнат признателен за поддержку Немецкому исследовательскому фонду (DFG), Специальной исследовательской программе SFB 409 "Адаптивные легкие и авиационные конструкции", Проекту В1 "Глобальная оптимизация конструкций и устройств управления".

ЛИТЕРАТУРА

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
2. Messerschmid E., Burkhardt J., Zimmermann F., Schöttle U. Consultancy on Space Station Utilization, Analysis of a Reentry Capsule for Space Station Sample Retrieval // Report IRS 96-P-2, Space Systems Institute; University of Stuttgart, 1996.
3. Bestle D. Analyse und Optimierung von Mehrkörpersystemen. B.: Springer, 1994. 250 S.
4. Eberhard P. Zur Mehrkriterienoptimierung von Mehrkörpersystemen. VDI Fortschritt-Berichte. Reihe 11, № 227. Düsseldorf: VDI Verlag, 1996. 176 S.
5. Shabana A. Dynamics of Multibody Systems. Cambridge: Univ. Press, 1998. 372 p.
6. Schiehlen W. Technische Dynamik. Stuttgart: B.G. Teubner, 1986. 180 S.
7. Multibody Systems Handbook / Ed. W. Schiehlen. B.: Springer, 1990. 432 p.
8. Kreuzer E., Leister G. Programmsystem NEWEUL'90 // Manual AN-24. Institute B of Mechanics, University of Stuttgart, 1991.
9. Bestle D., Eberhard P. NEWOPT/AIMS 2.2. Ein Programmsystem zur Analyse und Optimierung von mechanischen Systemen // Manual AN-35. Institute B of Mechanics, University of Stuttgart, 1994.
10. Rupp C., Laue J. Shuttle/tethered satellite system // J. Astronaut. Sci. 1978. V. 26. № 1. P. 1–17.
11. Stabekis P., Bainum P. Motion and stability of a rotating space station-cable-counterweight configuration // J. Spacecraft and Rockets. 1970. V. 7. № 8. P. 912–918.
12. Zimmermann F., van der Heide E., Messerschmid E., Schöttle U. Application of tethers to space station utilization // ESA Sympos. Proc. on "Space Station Utilization". ESOC, Darmstadt: 569–572, 1996.
13. Modi V., Lakshmanan P., Misra A. Dynamics and control of tethered spacecraft during deployment and retrieval // Mechanics and Control of Large Flexible Structures Ed. J. Junkins. Progress in Astronautics and Aeronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.: Washington DC. 1990. P. 145–182.
14. Modi V., Pradhan S., Misra A. Controlled dynamics of flexible orbiting tethered systems: Analysis and experiments // J. Vibrat. and Control. 1997. V. 3. № 4. P. 459–497.
15. Bainum P., Kumar V. Optimal control of the shuttle-tethered-subsatellite system // Acta Astronaut. 1980. V. 7. № 12. P. 1333–1348.
16. Steiner W., Steindl A., Troger H. Center manifold approach to the control of a tethered satellite system // Appl. Math. and Comput. 1995. V. 70. № 2/3. P. 315–327.
17. Kim E., Vadali S. Modeling issue related to retrieval of flexible tethered satellite systems // J. Guidance, Control and Dynamics. 1995. V. 18. № 5. P. 1169–1176.
18. Buchholz H., Troger H. Dynamical Analysis of Tethered Systems // ESA contract report, Daimler-Benz Aerospace AG, Bremen, Institute of Mechanics, Technical University of Vienna, 1995.
19. Sabbath D. Chancen und Probleme des seilunterstützten Wiedereintritts. München: Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1996. 140 S.
20. Arnold D. The behavior of long tethers in space // Adv. Astronaut. Sci. 1994. V. 85. P. 34–50.
21. Schittkowski K. NLPQL: A Fortran subroutine solving constrained nonlinear programming problems // Annals Operat. Res. 1986. V. 5. № 1–4. P. 485–500.
22. Fletcher R. Practical Methods of Optimization. Chichester: Wiley, 1987. 436 p.
23. Bischof C., Carle A., Corliss G., Griewank A., Hovland P. Adifor – generating derivative codes from Fortran. // Scientific Programming. 1992. V. 1. P. 11–29.

Штутгарт (Германия)
e-mail:[fd,wos]@mechb.uni-stuttgart.de

Поступила в редакцию
30.V.2000