

существенно зависит от газодинамических параметров истекающего газа, высоты полета РН, сопловой компоновки. В настоящий момент не существует метода, позволяющего с удовлетворительной точностью решить задачу расчетного определения донного давления при работе ДУ со сложной сопловой компоновкой. Поэтому в практике донное давление определяется экспериментально и в ходе летных испытаний. На этапе проектирования донное сопротивление определяется по данным летных испытаний для РН подобного класса.

По описанной методике была создана программа расчета аэродинамических характеристик оперенных ракет, эксплуатация которой показала высокую надежность получаемых данных и точность, достаточную для решения задач выбора компоновки и баллистики.

1. Абрамовский Е. Р., Аврахов Ф. И., Урбан А. А. Основы аэродинамического расчета летательных аппаратов. — Днепропетровск: ДГУ, 1990.—84 с.
2. Абрамовский Е. Р., Лычагин Н. Н. Основные методы сверхзвуковой аэrodинамики. — Днепропетровск: ДГУ, 1981.—142 с.
3. Абрамовский Е. Р., Лычагин Н. Н. Аэродинамика гиперзвуковых аппаратов. — Днепропетровск: ДГУ, 1982.—120 с.

4. Абрамович Ю. В., Широкопляс Е. П. Инженерная методика расчета на ЭВМ аэродинамических характеристик летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях полета // Труды ЦАГИ.—1974.—Вып. 1580.—С. 3—29.
5. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К. Аэродинамические производные ЛА и крыла при дозвуковых скоростях. — М.: Наука, 1975.—424 с.
6. Беляев Н. М., Хрущ В. К. Численный расчет сверхзвуковых течений газа. — Киев: Вища школа, 1984.—222 с.
7. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1970.—904 с.
8. Менышников В. И. Аэродинамические характеристики самолетов. — Харьков: ХАИ, 1984.—58 с.
9. Сахно А. Г., Холявко В. И. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов. — Харьков: ХАИ, 1985.—99 с.
10. Холявко В. И. Интерференция частей летательного аппарата. — Харьков: ХАИ, 1967.—107 с.

METHOD OF DETERMINATION OF AERODYNAMIC AXIAL FORCE ACTING ON VEHICLE BODY AND STABILIZER ON IT

E. A. Ermolenko, Yu. V. Kamenchuk

An engineering procedure making possible to define the coefficients of a total aerodynamic axial force originating during flow over a vehicle body, isolated stabilizer and stabilizer mounted on a body by subsonic and supersonic gas flow under low angles of attack.

УДК 521.3:629.783(477)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАЧАЛЬНОЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ РАДИАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ОДНИМ ПУНКТОМ

© А. Д. Шептун, А. М. Иванов, И. В. Маштак

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Викладено основні принципи, на яких будується методика визначення початкової орбіти космічного апарату за вимірюваннями радіальної швидкості одним наземним пунктом. Приведено конкретні дані з експериментальної перевірки означеної методики, отримані під час натурного експерименту з використанням навігаційних вимірювань космічного апарату «Січ-1». Зроблено аналіз отриманих результатів.

ВВЕДЕНИЕ

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) в начальный период автономного полета космического аппарата существенным образом осложнено неопределенностью местоположения КА на орбите, обусловленной ошибками выведения. При этом наиболее значительное влияние оказывает вековой

ход космического аппарата вдоль орбиты, нарастающий по времени из-за отклонения периода обращения КА от расчетного. Отклонение КА в полете от расчетного местоположения приводит к смещению КА относительно оси симметрии диаграммы направленности антенн слежения, отрабатывающих целеуказания в соответствии с расчетным движением. В результате ухудшаются условия приема ин-

формации, а в некоторых случаях, при выходе КА за диаграмму направленности, прекращается радиосвязь.

При использовании многопунктовой (традиционно) баллистической технологии, опирающейся на измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) несколькими (обычно тремя-пятью) пунктами измерений, радиоконтроль орбиты осуществляется на первых двух витках полета. Это существенно ослабляет влияние ошибок выведения на качество проводимых измерений навигационных параметров.

В условиях однопунктовых измерений необходимый для определения параметров орбиты объем измерений (равноценный получаемому при многопунктовой технологии на первых двух витках полета) накапливается в шести сеансах радиоконтроля орбиты (РКО) на протяжении 22 витков полета. По завершении 22-го витка полета смещение КА вдоль орбиты в ту или иную сторону может достигать 1000 км. Это исключает проведение измерений параметров орбиты в трех последних сеансах РКО для существующих средств КИС «Калина» и РТС «Краб», имеющих «широкие» диаграммы направленности. Для средств измерения с узкими диаграммами направленности трудности получения необходимого объема измерений по понятным причинам многократно возрастают.

Трудности первоначального определения орбиты были учтены при формировании стратегии проведения баллистических работ при запуске первого украинского КА «Січ-1». БНО этого КА в начальный период его полета осуществлялось на основе многопунктовой технологии с воздействием средств наблюдения Российской Федерации, а в последующем — с использованием измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) одного пункта НИП-10 (г. Симферополь).

В ближайшее время планируется запуск второго украинского спутника «Січ-1М», имеющего исследовательскую аппаратуру существенно более высокого качества по сравнению с КА «Січ-1». В связи со значительной стоимостью заказных работ по баллистическому обслуживанию перед ГКБ «Южное» и ЦУП-Е поставлена задача разработки баллистико-навигационного обеспечения полета КА «Січ-1М» на основе измерений только одного национального пункта.

Для проверки возможности определения (условно) начальной орбиты КА на основе ИТНП КА «Січ-1» был проведен натурный эксперимент, в ходе которого разработана методика имитации ошибок выведения в ходе штатной эксплуатации КА «Січ-1». Разработана и в результате проведен-

ных исследований подтверждена специальная методика проведения БНО в начальный период полета КА, применительно к измерениям ТНП орбиты штатными средствами, гарантирующая уточнение параметров и в случае предельных ошибок выведения.

1. ХАРАКТЕРИСТИКА ОРБИТЫ КА «СІЧ-1М» ПОСЛЕ ЗАПУСКА

Запуск КА планируется осуществить с помощью трехступенчатой ракеты-носителя «Циклон» по схеме, реализованной при выведении в 1995 г. космического аппарата «Січ-1»: «непрерывная» работа двух ступеней с выводом III ступени на переходную орбиту ракеты-носителя — автономный полет III ступени с работающей системой СУОС, обеспечивающей ориентацию и стабилизацию ступени — запуск ДУ III ступени в апогее переходной орбиты для доведения скорости полета КА до круговой.

Расчетные (номинальные) параметры орбиты выведения КА и их разбросы:

- время в восходящем узле $t_\Omega = 4954.28 \pm 2.7$ с;
- наклонение орбиты $i = 82.5 \pm 0.1^\circ$,
- период обращения $T = 5865.85 \pm 5$ с;
- долгота $L = 6^\circ 4'' \pm 0.1^\circ$ в. д.

В реальных условиях запуска КА перечисленные параметры орбиты реализуются с некоторыми погрешностями. Из-за ошибок выведения реальная орбита КА отличается от расчетной (номинальной), при этом ошибка выведения по периоду приводит к вековому уходу КА вдоль орбиты, остальные случайные факторы вызывают периодические смещения КА от номинального местоположения.

2. УСЛОВИЯ РАДИОКОНТРОЛЯ ОРБИТЫ КА «СІЧ-1М» В НАЧАЛЬНЫЙ ПЕРИОД ПОЛЕТА

Расчетные условия прохождения КА в зоне радиовидимости наземных измерительных средств в первые двое суток автономного полета приведены в табл. 1 (старт РН «Циклон» условно в $00^h00^m00^s$). Как видно, необходимые шесть сеансов РКО для надежного определения параметров начальной орбиты накапливаются на 22-м витке полета КА (через 35 ч после старта).

Целеуказания для наведения антенн систем слежения в начальный период полета КА рассчитываются до пуска с использованием расчетной (номинальной) траектории полета и планируемого време-

**Таблица 1. Условия прохождения КА
в зоне радиовидимости в первые двое суток полета**

Номер сеанса	Виток	Вход	Выход	Длительность сеанса
1	2	01 ^h 33 ^m 16 ^s	01 ^h 39 ^m 18 ^s	06 ^m 02 ^s
2	7	10 02 44	10 12 09	09 25
3	8	11 41 13	11 50 33	09 20
4	15	22 41 44	22 49 46	08 02
5	16	00 18 49	00 28 57	10 08
6	22	10 29 06	10 39 28	10 22

ни старта РН. В реальных условиях время старта может отличаться от заранее намеченного, от секунд и нескольких десятков секунд при плановом режиме подготовки пуска до часов и более при переносе пуска из-за различного рода сбоев технического и организационного характера. Для исключения влияния отличий фактического времени старта от планируемого принятая технология работ по отработке целеуказаний предусматривает ввод временных поправок в начальное время запуска программных механизмов наведения антенн, соответствующих сдвигу момента старта РН относительно запланированного.

Суммарное влияние ошибок выведения по местоположению КА на орбите сводится к нарастающему сдвигу космического аппарата вдоль орбиты за каждый виток на величину до $V_{kp}\Delta T \approx 50$ км (V_{kp} — I космическая скорость) и смещению КА в плоскости, нормальной к плоскости орбиты, на величину до 20 км. К концу 6-го сеанса РКО (22-й виток полета) смещение КА вдоль орбиты может достигать 1000 км, что соответствует угловому отклонению КА от оси диаграммы направленности антенной системы:

- на угле места 7° (дальность до КА $\rho = 2270$ км) — 25° ,
- на угле места 90° (дальность до КА $\rho = 650$ км) — более 100° .

Положение КА относительно оси симметрии диаграммы направленности КИС «Калина» (РТС «Краб») при реализации максимальных расчетных ошибок выведения последовательно в шести сеансах РКО (витки 2, 7, 8, 15, 16, 22) приведены на рис. 1.

Из рассмотрения представленных графиков следует, что на третьем сеансе РКО (виток 8) КА при прохождении «параметра» находится вблизи границы диаграммы направленности антенны. В дальнейшем смещение КА увеличивается, и на шестом сеансе РКО КА находится в диаграмме направленности только при углах места, близких к 7° .

3. НАТУРНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ

Воспроизведение ошибок выведения КА «Січ-1М» при проведении радиоконтроля орбиты КА «Січ-1». Как уже отмечалось, ошибки выведения проявляются в смещении положения КА в ту или иную сторону (в зависимости от знака возмущения орбиты) относительно оси диаграммы направленности антенны (ДН), отрабатывающей целеуказания в соответствии с расчетной траекторией. В этой связи имитация ошибок выведения КА «Січ-1М» при проведении радиоконтроля орбиты КА «Січ-1» может быть обеспечена введением специальных целеуказаний. Эти ЦУ выбираются из условия максимальной компенсации ухода КА от оси симметрии ДН, возрастающего по мере накопления витков полета.

Для реализации этой идеи необходимо было подобрать такие витки полета КА «Січ-1», которые в наибольшей степени имитировали бы условия радиоконтроля орбиты КА «Січ-1М».

Выбор моментов проведения эксперимента. Полнота воспроизведения возмущений начальной орбиты при проведении эксперимента. Выбор времени проведения эксперимента определялся условием максимального совпадения прогнозируемых значений долгот восходящих узлов орбит КА «Січ-1» в первом полугодии 1998 г. к границам расчетных значений долготы восходящего узла орбиты КА «Січ-1М» в восходящем узле второго витка. В первом полугодии 1998 г. реализовывались значения гринвичских долгот восходящего узла для КА «Січ-1», расположенные вблизи к расчетным для 2-го витка КА «Січ-1М» (табл. 2).

Расчетное значение долготы восходящего узла второго витка КА «Січ-1М» равно $6.07 \pm 0.1^\circ$ восточной долготы. Как видно из табл. 2, значения долготы восходящего узла на витках 14724 (27 мая) и 15017 (16 июня) в наибольшей степени соответствуют левой и правой границам возможного диапазона изменения долготы восходящего витка в первом сеансе ИТНП КА «Січ-1М». В этой связи натурный эксперимент был проведен в два этапа — 27 мая ($\Delta\Omega = -0.225$) и 16 июня ($\Delta\Omega = +0.082$).

Таблица 2. Расчетные значения долготы

Номер витка	Дата	Время	Долгота, град
14094	14.04.98	09 ^h 34 ^m 20.74 ^s	6.559
14387	04.05.98	07 01 47.25	6.766
14724	27.05.98	04 10 58.26	5.845
15017	16.06.98	01 38 02.96	6.152
15310	05.07.98	23 04 58.90	6.494

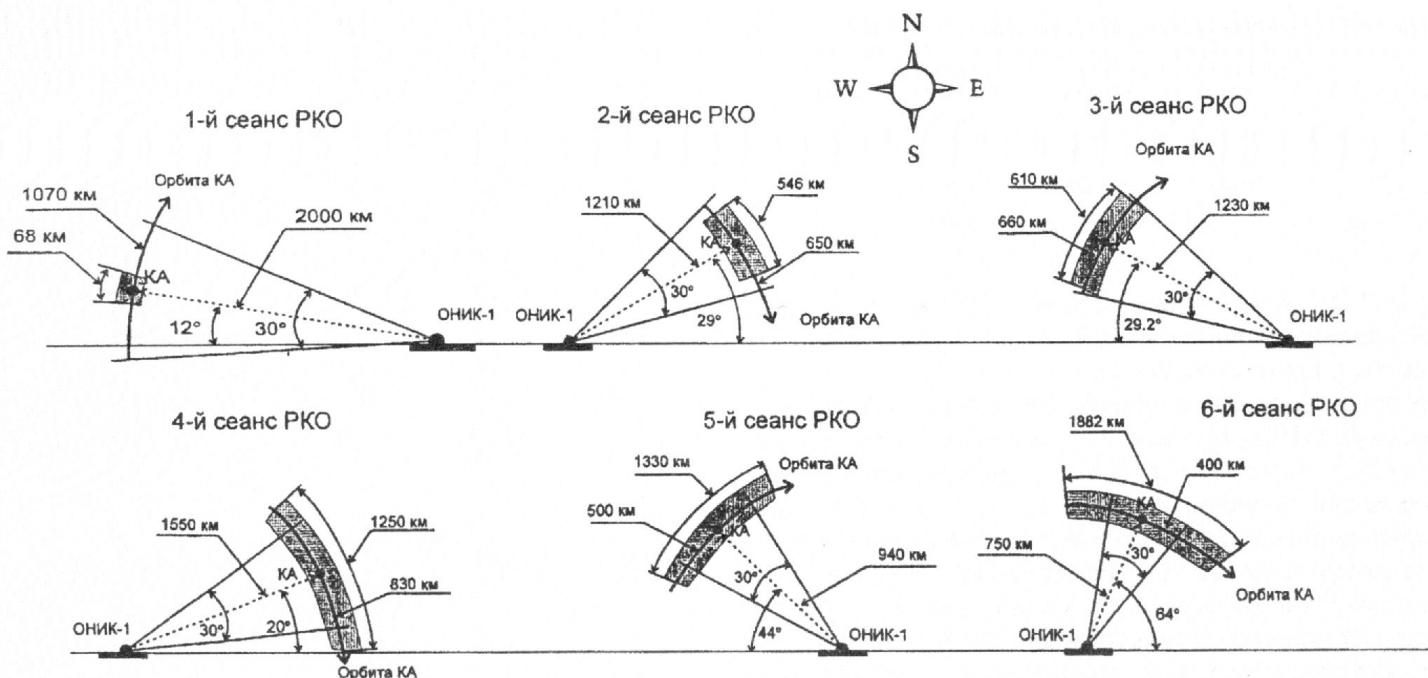


Рис. 1. Расположение КА в зоне радиовидимости КИС «Калина» и РТС «Краб»; заштрихована зона возможных ошибок выведения по периоду

Таблица 3. Возмущения параметров орбит

Этап	Δt , с	ΔT , с	$\Delta \Omega$, град
I	+3.81	+6.1	+0.1
II	+3.81	-10	+0.1

Таблица 4. Параметры движения КА

Параметр	I этап эксперимента	II этап эксперимента
Виток полета КА «Сич-1»	14724	15017
Дата	27.05.98	16.06.98
Время	$4^h 10^m 55.4202^s$	$1^h 38^m 6.1189^s$
V_x , м/с	-35.6549	-50.1494
V_y , м/с	464.5571	457.4045
V_z , м/с	7469.8413	7444.6676
X , м	6989490.79	7015433.23
Y , м	714797.76	756590.94
Z , м	0.0	0.0
T_{dp} , с	5860.155	5876.219

Для восстановления предельных смещений КА вдоль орбиты от расчетного введена имитация ошибки выведения по периоду и времени прохождения восходящего узла на втором витке, на первом и втором этапах введены отклонения разных знаков.

Введение ошибок выведения по аргументу широты перигея и наклонению орбиты по оценкам не оказывает какого-либо заметного влияния на целеуказания (упомянутые ошибки приводят к разбросу

углов места и азимута АС на уровне до $10'$).

В связи с изложенным можно считать, что имитация ошибок выведения КА «Сич-1М» при эксперименте проведена в полном объеме.

Параметры орбит для расчета целеуказаний антенным системам. На двух этапах эксперимента были реализованы возмущения параметров орбит выведения КА «Сич-1М» (условно), приведенные в табл. 3. Соответствующие им параметры движения КА приведены в табл. 4.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ ВЫВЕДЕНИЯ КА С ИМИТАЦИЕЙ ОШИБОК ВЫВЕДЕНИЯ

Технология проведения работ. В зоне радиовидимости средств измерений, расположенных в ЦУП, находились 2, 7, 8, 15, 16 и 22-й витки полета. Из этого непосредственно следует, что между первыми тремя сеансами радиоконтроля на 2, 7, 8-м витках и тремя оставшимися имеет место разрыв во времени около 12 ч. Это предопределило стратегию работ при проведении радиоконтроля и баллистико-навигационном обеспечении полета. По завершению трех сеансов радиоконтроля орбиты проводится предварительное уточнение начальных условий движения КА (т. е. выявление введенных ошибок по Δt и ΔT_{dp}), которые используются для прогнозирования движения КА и расчета целеуказаний на оставшиеся три сеанса радиоконтроля. По измере-

Таблица 5. Суммарные уточнения времени и периода

Этап	Уточненное значение Δt_3 , с	Уточненное значение $\Delta T_{\text{др}}$, с	Введенное значение Δt_3 , с	$\Delta T_{\text{др}}$, с
I	3.788	6.127	3.81	6.1
II	-3.696	-9.960	-3.81	-10.0

ниям ТНП при первом сеансе РКО решение краевой задачи по определению параметров начальной орбиты получено не было.

При включении в обработку измерений на втором сеансе РКО процесс решения становится сходящимся, и после 21-й итерации наблюдаются незначительные колебания решения около средних значений параметров. Полученные уточнения драконического периода по измерениям ТНП в двух сеансах РКО на первом и втором витках эксперимента составили соответственно 6.18 с и -9.97 с и хорошо согласуются со значениями, введенными в эксперимент (6.1 с и -10 с) на I и II этапах. Решение, полученное по измерениям на трех мерных витках, качественно не отличается от предыдущего.

Несмотря на различие отмеченных критериев, в обоих случаях получены сопоставимые уточнения периода обращения и времени выхода на экватор, несущественно отличающихся от введенных в эксперимент. Суммарные уточнения времени выхода КА в восходящий узел второго витка и драконического периода приведены в табл. 5.

Хорошее совпадения определенных в результате решения краевых задач возмущений Δt_3 и $\Delta T_{\text{др}}$ с введенными в эксперименте позволили принять уточненные по трем сеансам РКО начальные условия в качестве исходных при прогнозе движения КА и расчете целеуказаний антенным системам для последующих сеансов РКО.

После включения в обработку четвертого мерного витка процесс решения краевой задачи обретает устойчивый характер. Резко сокращается число итераций, и при этом решение полностью сходится в соответствии с принятыми при эксплуатации КА «Сич-1» условиями сходимости. Уточненные начальные условия на основании измерений в пяти и шести сеансах РКО мало различаются и близки к «эталонному» решению для КА «Сич-1».

Оценка точности определения параметров начальной орбиты КА «Сич-1М» (условно). Оценка точности определения параметров начальной орбиты КА «Сич-1М» полученных на основе ИТНП при РКО с имитацией ошибок выведения, проводилась путем сравнения прогнозируемых времен «выхода» в восходящий узел орбиты (условно) КА «Сич-1М»

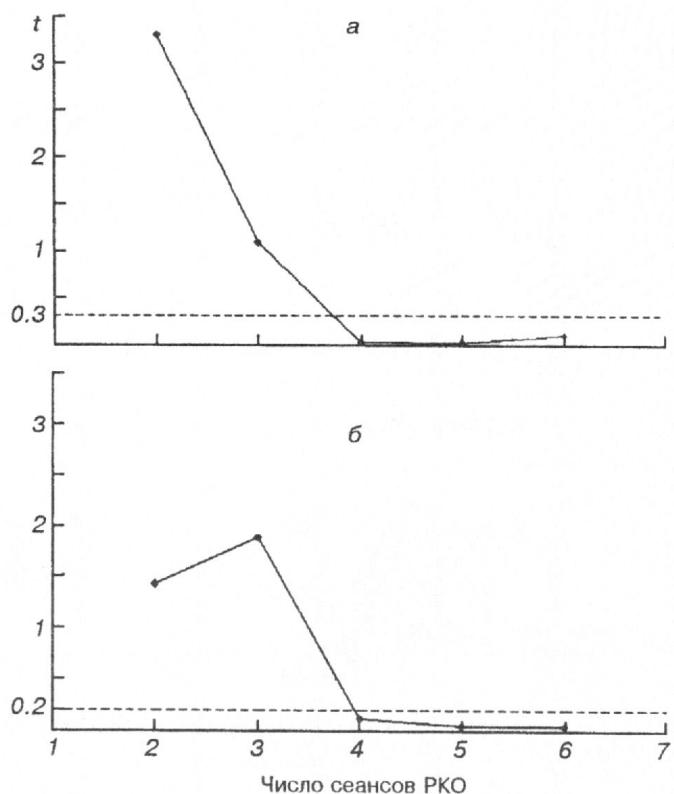


Рис. 2. Значения отклонений времени выхода КА в восходящий узел: а — I этап эксперимента (27/28.05.98), б — II этап эксперимента (16/17.06.98)

и КА «Сич-1» через 51 виток полета.

По результатам расчетов для I и II этапов эксперимента на рис. 2 построены графики отклонения времен прогноза выхода КА в восходящий узел по мере увеличения учитываемых при решении краевой задачи сеансов РКО. Штриховыми линиями отражены максимальные ошибки времен выхода КА в восходящий узел для «эталонных» начальных условий: 0.3 с на I этапе и 0.2 с на II этапе.

Максимальная ошибка выхода КА в восходящий узел орбиты КА «Сич-1М» на 51 виток находится в пределах ± 0.5 с. Однако при оценке возможности измерения навигационных параметров орбиты на 51-м витке после запуска необходимо учитывать следующее. Запуск КА «Сич-1М» планируется на 2000—2001 гг. К моменту запуска ожидается значительный рост индекса солнечной активности, определяющим образом влияющего на величину погрешности местоположения КА вдоль орбиты. На период проведения эксперимента индекс солнечной активности составлял 120 ед., и наблюдалась отдельные выбросы до 150 ед. К моменту запуска КА численная величина индекса солнечной активности в среднем может достигнуть 200—220 ед. с разбросом 20—40 ед. Такое существенное увеличение

индекса солнечной активности по экспертным оценкам увеличит разброс местоположения КА в сеансе РКО. Эти значения ошибок определения местоположения КА, по всей видимости, должны учитываться при оценке получения ИТНП орбиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Экспериментально, в два этапа, в ходе эксплуатации КА «Січ-1» с имитацией основных ошибок выведения КА «Січ-1М», подтверждена возможность определения начальной орбиты на основе однопунктовой технологии с использованием измерений радиальной скорости. Это позволяет отказаться от дорогостоящих услуг России по первоначальному определению орбиты выведения КА «Січ-1М» на основе многопунктовой технологии.

Предложены стратегия и технология проведения радиоконтроля орбиты КА «Січ-1М» в начальный период его полета при расположении двух систем

измерений в одном месте и специальная методика БНО. Такой подход позволяет в течении первых трех сеансов измерений определить ошибки выведения, а в последующем, на основе шести сеансов ИТНП, уточнить параметры орбиты КА с обеспечением приемлемой точности расчета начальных условий на следующий цикл БНО КА «Січ-1М».

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF POSSIBILITY OF SPACECRAFT INITIAL ORBIT DETERMINATION USING RADIAL VELOCITY MEASURED BY ONE MEASURING POINT

A. D. Sheptun, A. M. Ivanov, I. V. Mashtak

The main fundamentals of methodology to determine of spacecraft (SC) initial orbit using radial velocity measured by a ground-based measuring point are given. The concrete data of this methodology experimental verification are presented here. These data were obtained at full-scale test using Sich-1 SC navigation measurements. It is made an analysis of obtained results.

УДК 629:78.52-13+521.3

ПОВЕДЕНИЕ ГРУППЫ КА, ВЫВОДИМЫХ ОДНОЙ РН

© Н. Г. Пальцев

Астрономічна обсерваторія Одеського університету, Одеса

Розглядається поведінка компактних груп пасивних КА, виведених однією РН, під дією гравітаційних сил Землі. Показано, що стійкість групи КА залежить від типу системи розведення, від способу і напрямку відокремлення апаратів, а також від точності орієнтації кінцевого ступеня РН, які визначають початкову конфігурацію групи КА.

Решение некоторых важных глобальных проблем требует размещения на орбите в околосолнечном пространстве компактных групп специализированных искусственных спутников, выполняющих определенные функции в рамках общей большой задачи и функционирующих на протяжении некоторого длительного периода времени.

Для создания небольших группировок, состоящих из двух-трех спутников, рассредоточенных по всей орбите, могут использоваться одиночные запуски. Создание таким способом более крупных и компактных группировок нерационально, поскольку при этом:

а) увеличиваются сроки создания нужной группировки из-за необходимости выполнять несколько запусков;

б) существенно увеличиваются затраты, так как при этом количество запусков равно числу спутников в группе;

в) возникают дополнительные технические трудности, связанные с безопасной доставкой спутника в определенную точку орбиты, где уже находятся другие КА.

Как показывает опыт, крупные группировки КА лучше всего создавать с использованием групповых запусков, когда одной РН на орбиту выводится сразу несколько спутников. Однако и при этом остается неразрешенным ряд вопросов, среди которых очень важным является вопрос об устойчивости крупных группировок КА, таких, например, как система спутников «Global Star», что равнозначно вопросу о длительности их существования и нор-