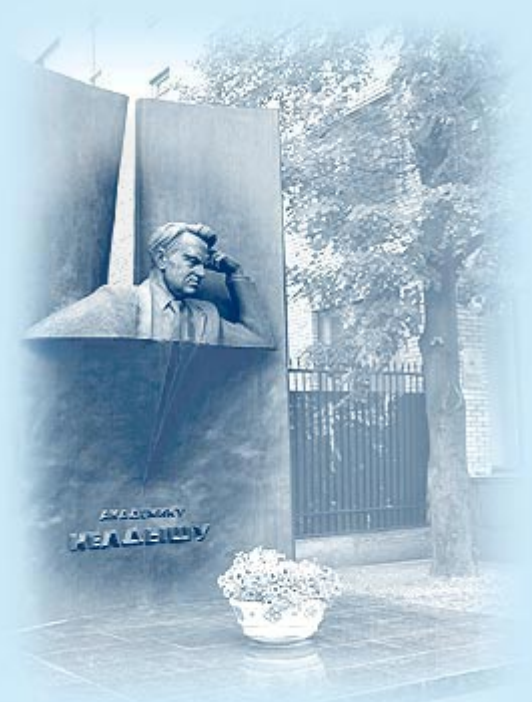




ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 40 за 2007 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

В. М. Агапов, И.А. Галустов,
С.Ю. Каменский, **А. Г. Тучин**

Восстановление схемы
выведения с изменением
наклона по орбите
космического аппарата

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Восстановление схемы выведения с изменением наклона по орбите космического аппарата / В. М. Агапов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2007. № 40. 18 с.

<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2007-40>

Российская Академия Наук

Ордена Ленина

Институт прикладной математики

им. М.В. Келдыша

Агапов В.М., Галустов И.А., Каменский С.Ю., Тучин А.Г.

**Восстановление схемы выведения с изменением наклона по
орбите космического аппарата**

Москва
2007

Аннотация

Агапов В.М., Галустов И.А., Каменский С.Ю., Тучин А.Г.

Восстановление схемы выведения с изменением наклона по орбите космического аппарата

Располагая данными о начальной орбите КА (орбите выведения или промежуточной орбите сложной схемы выведения), координатах точки старта и временем старта, можно восстановить схему выведения: оценить параметры опорной орбиты, на которую выводится КА вместе с разгонным блоком или с последней ступенью ракеты-носителя (РН) перед проведением маневра, азимут запуска и затраты характеристической скорости на маневр перехода на начальную орбиту. Препринт посвящен построению алгоритма получения этих оценок.

Располагая данными о начальной орбите, можно оценить долготу восходящего узла на момент первого пересечения плоскости экватора после момента старта. По оценке долготы восходящего узла, времени старта и координатам точки старта оцениваются азимут запуска и наклонение опорной орбиты РН. Если наклонение опорной орбиты отличается от наклона начальной орбиты, то произошел запуск с изменением наклона. Другие параметры опорной орбиты и затраты характеристической скорости оцениваются с использованием задачи Ламберта, которая позволяет определять параметры орбиты по двум положениям и моментам времени. Положение на левом конце находится на некоторой высоте над точкой старта. Момент времени, соответствующий левому концу, принадлежит интервалу времени справа от момента старта. Выполняется перебор по возможным положениям и моментам времени на левом конце. Параметры опорной орбиты при переборе выбираются из условий на минимальную высоту опорной орбиты и модуль вектора характеристической скорости.

В докладе приведены примеры анализа выведений с космодромов: Мыс Канаверал, Ванденберг, Куру, Сичан.

V. Agapov, I. Galustov, S.Kamensky, A. Tuchin

Analysis of launch profiles with change of inclination based on data on primary determined orbits

Information about the orbital motion of spacecraft is available via Internet where one can find the two- line elements of the primary orbit. If we know the primary orbit, the coordinates of the launch site and the time we can restore the launch profile: we can evaluate the launch azimuth and the characteristic velocity required for the transition to the primary orbit. The work is presenting the procedure for evaluation of these parameters. With available data on the primary orbit we can evaluate the longitude of the ascending node for the time of the first crossing of the equator plane. Using the estimates of the ascending node, the time of the launch and the coordinates of the launch site we can evaluate the azimuth and the inclination of the launch.

If the inclination of the launch orbit differs from the inclination of the primary deployment orbit then we have the case of launch with change of the inclination. The other parameters of the launch orbit and the characteristic velocity can be evaluated by solving Lambert problem for determination of orbital parameters using two positions and two reference times. The position for the left end should be above the launch site. The time corresponding to the left end belongs to the interval, which is located to the right from the time of the launch. Then we perform the search on possible positions and the times at the left end. The parameters of the launch orbit are selected to satisfy the conditions for the minimum altitude of the launch orbit and minimum module of characteristic velocity.

The paper presents the analysis for the launches from Canaveral, Vandenberg, Kuru and Sychuan launch sites.

Введение. Данные об орбитальном движении космических аппаратов (КА) доступны по каналам Internet в виде двустрочных элементов (TLE) [1,2,8]. Располагая данными о начальной (первой) орбите КА, выведенного ракетой-носителем (РН) и разгонным блоком (РБ), координатах точки старта и времени старта, можно восстановить схему выведения: оценить параметры орбиты, на которую выводится КА вместе с разгонным блоком (опорной орбиты), азимут запуска и затраты характеристической скорости на маневр перехода на начальную орбиту. Препринт посвящен построению алгоритма получения этих оценок.

Начальной орбитой может быть орбита выведения или промежуточная орбита в случае сложной схемы выведения. Располагая данными о начальной орбите, можно оценить долготу восходящего узла на момент первого пересечения плоскости экватора после момента старта. По оценке долготы восходящего узла, времени старта и координатам точки старта оцениваются азимут запуска и наклонение опорной орбиты. Под опорной орбитой понимается орбита, по которой двигался КА после завершения основной части активного участка. Если наклонение опорной орбиты отличается от наклона начальной орбиты, то произошел запуск с изменением наклона. Параметры опорной орбиты и затраты характеристической скорости оцениваются с использованием задачи Ламберта [3-6], которая позволяет определять параметры орбиты по двум положениям и моментам времени. Маневр изменения наклона может быть модельно представлен в виде мгновенного импульса, выданного в момент прохождения узла орбиты. Будем считать, что маневр, изменивший наклонение, произошел в момент, когда начальная орбита в первый раз после момента старта пересекает экваториальную плоскость. Тем самым определено положение на правом конце и соответствующий момент времени, необходимые как исходные данные для задачи Ламберта. Положение на левом конце находится на некоторой высоте над точкой старта. Момент времени, соответствующий левому концу, принадлежит интервалу справа от момента старта. Выполняется перебор по возможным положениям и моментам времени на левом конце. Параметры опорной орбиты при переборе определяются из условий на высоту перицентра и затрат характеристической скорости, необходимой для перехода с опорной на начальную орбиту.

В докладе приведены примеры анализа выведений с космодромов: Мыс Канаверал, Ванденберг, Куру, Сичан.

Авторы выражают признательность В.А. Степаньянцу, оказавшему существенную помощь в работе над препринтом

Формализация и постановка задачи. Рассмотрим следующую модель. После старта КА и разгонный блок (или последняя ступень РН) движутся по опорной траектории до момента пересечения экватора. При пересечении экватора разгонный блок выдает импульс, который изменяет наклонение. Возможные моменты времени приложения мгновенного импульса,

изменившего наклонение, и соответствующие положения КА можно определить по начальной орбите как моменты времени прохождения восходящих и нисходящих узлов.

Рассмотрим теперь движение КА по опорной орбите. Двигаясь по этой орбите, КА должен был бы пройти над точкой старта в некоторый момент времени, который наступил позже момента старта на несколько минут. Задав возможный диапазон высот прохождения над точкой старта опорной орбиты, получим множество моментов времени и положений КА.

Таким образом, для опорной орбиты определено множество возможных положений (в районе точки старта) и соответствующих им моментов времени (левый конец) и множество возможных положений и соответствующих им моментов времени в момент изменения наклонения (правый конец). Для каждой пары из множеств на левом и правом конце можно определить опорную орбиту, решив задачу Ламберта. Выполняя перебор по элементам множеств на левом и правом концах, получим различные опорные орбиты. По опорной и начальной орбитам можно вычислить характеристическую скорость, необходимую для изменения наклонения. Среди множества опорных орбит, получаемых в результате перебора, следует рассматривать только такие, которые удовлетворяют ограничению по высоте перицентра. Из множества опорных орбит, удовлетворяющих ограничению, выбирается такая, для которой минимален импульс изменения наклонения.

Метод решения задачи. Введем следующие обозначения: φ - широта полигона старта, λ - долгота полигона старта, t_{ln} - момент старта (дата и время старта), $\mathbf{X}_A \{ \mathbf{r}_A, \mathbf{v}_A \}$ - вектор состояния начальной орбиты (орбиты выведения или промежуточной орбиты в случае сложной схемы выведения), t_A - момент времени, соответствующий вектору состояния $\mathbf{X}_A$.

Вначале проверяется: изменилось ли наклонение. Для этого по начальным условиям начальной орбиты численным интегрированием вычисляется $\mathbf{X}_G(t_{\text{ln}}) = \begin{pmatrix} \mathbf{r}_G(t_{\text{ln}}) \\ \mathbf{v}_G(t_{\text{ln}}) \end{pmatrix}$ вектор состояния на момент старта в гринвичской системе координат, фиксированной на этот же момент. Вычисляются долгота восходящего узла Ω_G и наклонение i_G орбиты, определяемые вектором состояния $\mathbf{X}_G(t_{\text{ln}})$.

Далее с использованием широты φ и долготы λ точки старта вычисляется вектор $\mathbf{r}_{\text{ip}}$ — положение точки старта в ГСК и орт этого вектора:

$\mathbf{e}_{\text{lp}} = \frac{\mathbf{r}_{\text{lp}}}{|\mathbf{r}_{\text{lp}}|} = \{ e_x^{\text{lp}}, e_y^{\text{lp}}, e_z^{\text{lp}} \}$. Оценка наклонения орбиты вычисляется по формуле:

$$i_{\text{lp}} = \arctg \frac{-e_z^{\text{lp}}}{e_x^{\text{lp}} \sin \Omega_G - e_y^{\text{lp}} \cos \Omega_G}, 0 \leq i_{\text{lp}} \leq \pi.$$

Если $|i_G - i_{lp}|$ модуль разности наклонения начальной орбиты и наклонения, вычисленного по точке старта, больше заданного порога, то в процессе выведения произошло изменение наклонения. Рассмотрим алгоритм, позволяющий для этого случая восстановить схему выведения, оценить азимут запуска, затраты характеристической скорости на маневр изменения наклонения и параметры орбиты до изменения наклонения.

Рассмотрим более подробно этот алгоритм.

Входная информация:

- $E\{a, e, i, \Omega, \omega, \tau\}$ - элементы опорной орбиты,
- φ, λ - широта и долгота точки старта,
- t_{ln} - момент старта (дата и время старта),
- t_{eq} - момент прохождения экватора, на котором ожидается маневр изменения наклонения.

Выходная информация:

- $E_{ins}\{a_{ins}, e_{ins}, i_{ins}, \Omega_{ins}, \omega_{ins}, \tau_{ins}\}$ - элементы орбиты выведения,
- ΔV - модуль импульса перехода с опорной орбиты выведения на начальную орбиту,
- t_{lp} - время прохождения над точкой старта при движении по опорной орбите.

1. Вычисляется матрица $A_{GCS}^{J2000}(t_{ln})$ перехода из ГСК в СК J2000 на момент времени t_{ln} .

2. По элементам орбиты $E\{a, e, i, \Omega, \omega, \tau\}$ и моменту прохождения экватора t_{eq}

вычисляется вектор состояния КА: $X_{eq} = \begin{pmatrix} \mathbf{r}_{eq} \\ \mathbf{v}_{eq} \end{pmatrix}$. Устанавливаются начальные

состояния признаков:

- $f_1 = 0$ - признак наличия решения, удовлетворяющего ограничениям по высоте перицентра; этот признак используется для поиска решения с минимальной высотой апоцентра среди решений, удовлетворяющих ограничению по высоте перицентра;
- $f_2 = 0$ - признак наличия решения; этот признак используется для поиска решения с максимальной высотой перицентра среди всех решений.

3. Выполняется перебор по возможным моментам t_p прохождения над точкой старта в диапазоне от t_{ln} до $t_{ln} + T_{SPT}$ с шагом Δt_{SPT} . Например, $T_{SPT} = 600c$, $\Delta t_{SPT} = 30c$.

4. Выполняется перебор по высоте прохождения над полигоном h_p в диапазоне от $H_{\text{MIN_LP}}$ до $H_{\text{MAX_LP}}$ с шагом ΔH_{LP} . Например, $H_{\text{MIN_LP}} = 180 \text{ км}$, $H_{\text{MAX_LP}} = 400 \text{ км}$, $\Delta H_{\text{LP}} = 5 \text{ км}$, $H_{\text{MIN_INS}} = 170 \text{ км}$.

Для каждой пары значений t_p и h_p выполняются пункты: 5 – 10.

5. Вычисляется $\mathbf{r}_{\text{LP_G}}$ положение КА над точкой старта в ГСК по координатам полигона φ , λ и высоте h_p .

6. Вычисляется матрица перехода из ГСК в СК J2000 на момент t_p :

$$A_{\text{GCS}}^{\text{J2000}}(t_p) = m(t_p - t_{\text{ln}}) \cdot A_{\text{GCS}}^{\text{J2000}}(t_{\text{ln}}),$$

где

$$m(t_p - t_{\text{ln}}) = \begin{pmatrix} \cos(\omega_E(t_p - t_{\text{ln}})) & -\sin(\omega_E(t_p - t_{\text{ln}})) & 0 \\ \sin(\omega_E(t_p - t_{\text{ln}})) & \cos(\omega_E(t_p - t_{\text{ln}})) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

7. Вычисляется положение КА в момент прохождения над точкой старта в СК J2000:

$$\mathbf{r}_{\text{LP}} = A_{\text{GCS}}^{\text{J2000}}(t) \mathbf{r}_{\text{LP_G}}.$$

8. Решается задача Ламберта для определения орбиты, обеспечивающей перелет из точки $\mathbf{r}_{\text{LP}}$ в момент t_p в точку $\mathbf{r}_{\text{eq}}$ в момент t_{eq} . В результате решения задачи Ламберта будут получены два, одно или ни одного решения. Если не получено ни одного решения, то происходит переход к следующей паре значений.

9. Предварительный анализ решений задачи Ламберта. Если имеется два решения:

$$E_{\text{L1}} \{a_{\text{L1}}, e_{\text{L1}}, i_{\text{L1}}, \Omega_{\text{L1}}, \omega_{\text{L1}}, \tau_{\text{L1}}\}, \quad E_{\text{L2}} \{a_{\text{L2}}, e_{\text{L2}}, i_{\text{L2}}, \Omega_{\text{L2}}, \omega_{\text{L2}}, \tau_{\text{L2}}\},$$

то выбирается то, для которого наклонение ближе к наклонению заданной орбиты:

если

$$|i_{\text{L1}} - i| < |i_{\text{L2}} - i| \quad - \quad \text{выбирается решение 1,}$$

если

$$|i_{\text{L2}} - i| < |i_{\text{L1}} - i| \quad - \quad \text{выбирается решение 2.}$$

Если имеется одно решение, то решение проверяется по критерию:

$$|i_{\text{L1}} - i| < |i - (\pi - i_{\text{L1}})|.$$

Если решение не удовлетворяет критерию, происходит переход к следующей паре значений.

Если решение найдено, то переход к его анализу (п. 10). Обозначим найденное решение как $E_{\text{L}} \{a_{\text{L}}, e_{\text{L}}, i_{\text{L}}, \Omega_{\text{L}}, \omega_{\text{L}}, \tau_{\text{L}}\}$.

10. Вычисляется высота перицентра:

$$H_{\min L} = a_L (1 - e_L) - R_E .$$

Если выполняется условие $H_{\min L} \geq H_{\min INS}$, то проверяется признак f_1 . Если $f_1 = 0$, то это первое найденное решение, удовлетворяющее ограничению по высоте перицентра. В этом случае элементы орбиты $E_L \{a_L, e_L, i_L, \Omega_L, \omega_L, \tau_L\}$ сохраняются в $S_1 \{a_{S1}, e_{S1}, i_{S1}, \Omega_{S1}, \omega_{S1}, \tau_{S1}\}$, момент времени t_p сохраняется в T_1 ($T_1 = t_p$), а признак f_1 устанавливается в 1.

Если $f_1 = 1$, то уже имеется отобранное решение. В этом случае сравнивается высота апоцентра сохраненного решения с высотой апоцентра анализируемого решения. Сохраняется решение с меньшей высотой апоцентра, т.е. проверяется условие: $a_L (1 + e_L) < a_{S1} (1 + e_{S1})$. Если условие выполнено, то в $S_1 \{a_{S1}, e_{S1}, i_{S1}, \Omega_{S1}, \omega_{S1}, \tau_{S1}\}$ сохраняются элементы орбиты $E_L \{a_L, e_L, i_L, \Omega_L, \omega_L, \tau_L\}$, в T_1 — значение t_p .

Далее проверяется признак f_2 , который управляет поиском решения с максимальной высотой перицентра среди всех решений. Если $f_2 = 0$, это первое найденное решение. В этом случае найденное решение $E_L \{a_L, e_L, i_L, \Omega_L, \omega_L, \tau_L\}$ сохраняется в $S_2 \{a_{S2}, e_{S2}, i_{S2}, \Omega_{S2}, \omega_{S2}, \tau_{S2}\}$, момент времени t_p сохраняется в T_2 ($T_2 = t_p$), а признак f_2 устанавливается в 1.

Если $f_2 = 1$, то проверяется условие: $a_L (1 - e_L) > a_{S2} (1 - e_{S2})$. Если это условие выполнено, то в $S_2 \{a_{S2}, e_{S2}, i_{S2}, \Omega_{S2}, \omega_{S2}, \tau_{S2}\}$ сохраняется $E_L \{a_L, e_L, i_L, \Omega_L, \omega_L, \tau_L\}$, а $T_2 = t_p$.

На этом анализ пары t_p и h_p завершается.

11. Выбор решения. Если $f_1 = 1$, то выбирается решение $S_1 \{a_{S1}, e_{S1}, i_{S1}, \Omega_{S1}, \omega_{S1}, \tau_{S1}\}$. Если $f_1 = 0$, а $f_2 = 1$, выбирается решение $S_2 \{a_{S2}, e_{S2}, i_{S2}, \Omega_{S2}, \omega_{S2}, \tau_{S2}\}$.

Если одновременно $f_1 = 0$ и $f_2 = 0$, то решение не найдено.

Если решение найдено, то переход к п. 12. Найденное решение — это и есть искомая опорная орбита $E_{ins} \{a_{ins}, e_{ins}, i_{ins}, \Omega_{ins}, \omega_{ins}, \tau_{ins}\}$. Соответственно выбранному решению выбирается значение T_1 или T_2 . Выбранное значение — это время прохождения над точкой старта при движении по орбите выведения t_{lp} .

12. Расчет модуля импульса. Вычисляется вектор состояния на момент t_{eq} по орбитальным данным $E_{ins} \{a_{ins}, e_{ins}, i_{ins}, \Omega_{ins}, \omega_{ins}, \tau_{ins}\}$: $\mathbf{X}_{eq-ins} \{\mathbf{r}_{eq-ins}, \mathbf{v}_{eq-ins}\}$. Вычисляется модуль импульса перехода: $\Delta V = |\mathbf{v}_{eq} - \mathbf{v}_{eq-ins}|$.

Замечание. Поиск решений, удовлетворяющих условию $H_{\min L} \geq H_{\min INS}$, может выполняться не только по критерию высоты перицентра опорной

орбиты, но и по критерию минимума характеристической скорости или по комбинации этих критериев.

Результаты. Примеры результатов, полученных в результате работы алгоритма, описанного выше, приведены в таблицах 1-4 для запусков с космодромов: Мыс Канаверал, Вандерберг, Куру и Сичан. Таблицы содержат следующие столбцы:

- 1 - международное обозначение пуска,
- 2 - дата пуска,
- 3 - номер объекта в Каталоге Космического командования ВВС США,
- 4 - наклонение начальной орбиты, град,
- 5 - наклонение опорной орбиты, град,
- 6 - минимальная высота начальной орбиты, км,
- 7 - максимальная высота начальной орбиты, км,
- 8 - азимут выведения, град,
- 9 - интервал времени между достижением минимального расстояния между трассой и точкой старта и моментом старта, сек,
- 10 - модуль импульса, м/с,
- 11 - высота перицентра опорной орбиты, км,
- 12 - высота апоцентра опорной орбиты, км.

Для некоторых запусков в открытых официальных материалах организаций, осуществляющих запуски КА, приведены трассы орбит выведения и опорных орбит КА. В этих случаях можно сравнить трассу найденной опорной орбиты и трассу опорной орбиты, приведенную в официальных материалах. На рис. 1a,1b – 7a,7b приведены трассы найденных опорных орбит и приведенных в материалах компаний Boeing и International Launch Services (ILS) по запускам с международными номерами: 2004-003 (рис. 1), 2004-007 (рис. 2), 2004-009 (рис. 3), 2004-017 (рис. 4), 2004-023 (рис. 5), 2004-023 (рис. 6), 2004-045 (рис. 7). Рисунки, номера которых заканчиваются на букву а, содержат трассы найденных орбит, а на букву b — трассы из официальных материалов.

Таблица 1. Анализ выведений с космодрома «Мыс Канаверал»

N пуска	Дата	N в кат	i , град	i , град	h , км	H , км	A , град	t , сек	ΔV , м/с	h , км	H , км
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2004-003	05.02.04	28154	12.404	28.681	184.6	35783.3	92.848	300	3540.0	170.9	184.7
2004-007	13.03.04	28184	24.818	28.719	182.7	35814.4	93.588	270	2527.4	171.2	238.1
2004-009	20.03.04	28190	38.926	35.458	190.0	20237.7	112.597	240	2263.9	221.6	266.3
2004-017	19.05.04	28252	12.296	28.708	216.3	35874.3	93.373	270	3536.9	175.2	290.3
2004-023	23.06.04	28361	38.940	35.234	187.7	20362.2	112.430	300	2301.7	174.6	352.5
2004-045	06.11.04	28474	39.131	35.213	175.1	20378.9	112.320	300	2276.1	178.6	257.0
2004-047	20.11.04	28485	20.532	28.654	591.6	607.1	92.149	30	1072.3	170.4	594.1
2004-048	17.12.04	28472	27.189	28.608	168.0	5248.1	92.027	180	1416.8	176.1	440.6
2004-050	21.12.04	28500	27.252	28.927	275.5	36454.3	95.086	300	2487.1	176.4	292.9
2005-004	03.02.05	28537	63.420	79.091	1012.0	1212.3	13.461	120	1885.7	267.5	1012.4
2005-016	30.04.05	28646	57.014	61.887	474.3	724.1	34.648	330	399.7	210.7	717.7
2005-038	26.09.05	28874	39.440	35.769	286.4	20330.3	113.256	270	2289.3	172.7	471.2

Таблица 2. Анализ выведений с космодрома Вандерберг

N пуска	Дата	N в кат	i , град	i , град	h , км	H , км	A , град	t , сек	ΔV , м/с	h , км	H , км
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2004-026	15.07.04	28376	98.208	96.713	667.6	683.3	188.646	60	489.3	-49.5	912.7
2005-014	15.04.05	28642	97.738	100.233	519.7	549.5	194.437	270	717.0	72.5	938.5
2005-018	20.05.05	28654	98.742	97.065	855.0	857.6	189.090	60	919.7	-58.3	1692.2

Таблица 3. Анализ выведений с космодрома Куру

N пуска	Дата	N в кат	i , град	i , град	h , км	H , км	A , град	t , сек	ΔV , м/с	h , км	H , км
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2004-049	18.12.04	28492	98.070	138.986	663.7	674.0	325.053	570	3461.6	391.6	668.7
2005-049	21.12.05	28911	3.680	6.421	595.5	35883.4	93.846	270	2466.9	173.1	768.5
2006-007	11.03.06	28945	4.993	6.001	252.7	35789.3	93.081	360	2428.4	175.3	391.6

Таблица 4. Анализ выведений с космодрома Сичан

N пуска	Дата	N в кат	i , град	i , град	h , км	H , км	A , град	t , сек	ΔV , м/с	h , км	H , км
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2004-012	18.04.04	28220	97.634	99.765	558.1	615.6	351.772	330	98.7	303.8	587.6
2004-042	19.10.04	28451	27.009	29.937	281.7	35654.5	101.029	270	2491.5	231.3	281.8
2004-046	18.11.04	28479	98.050	100.369	701.6	928.4	351.091	330	194.0	267.6	770.8
2005-012	12.04.05	28638	25.980	28.848	212.4	49699.9	96.714	240	2655.2	173.3	316.9

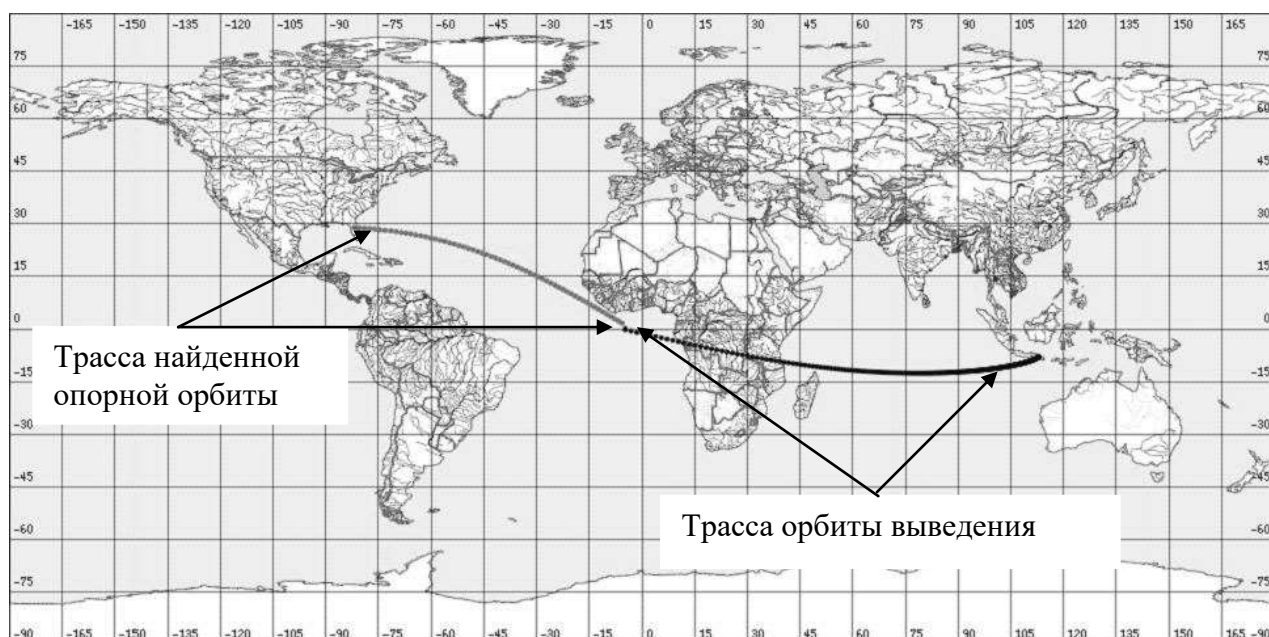


Рис 1а. Результаты работы алгоритма. Запуск 2004-003. Серым цветом показана трасса найденной опорной орбиты, черным – трасса орбиты выведения КА

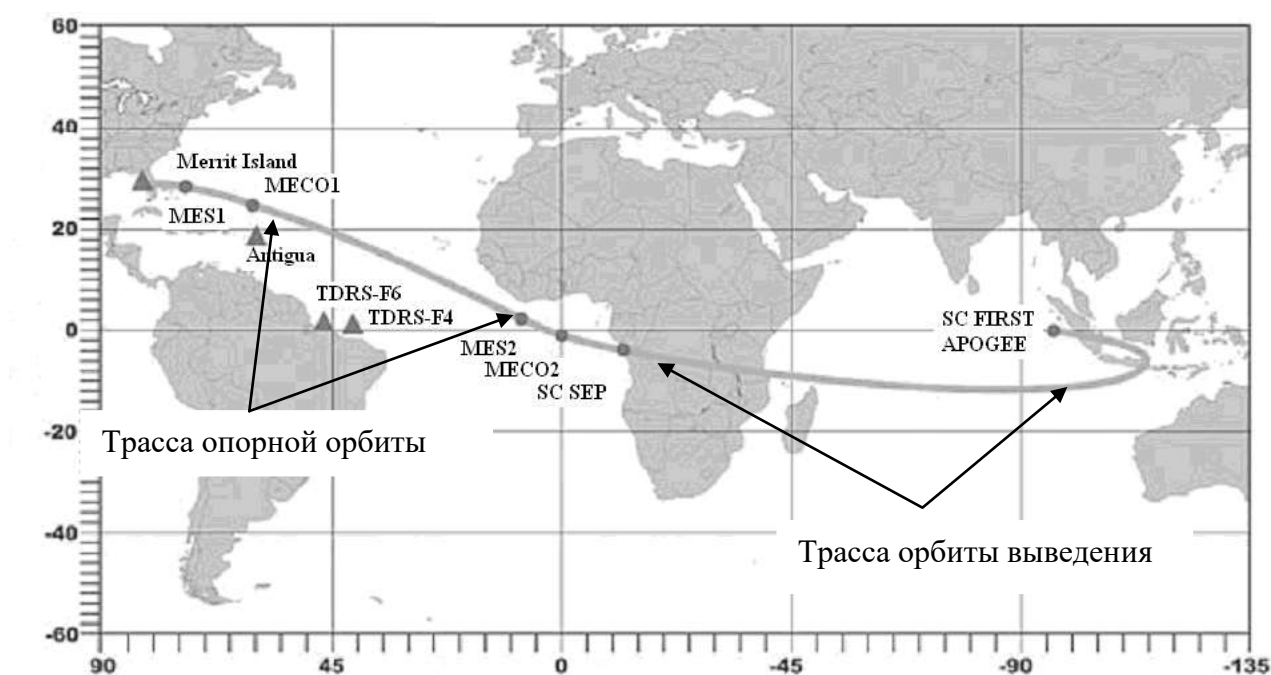


Рис. 1б. Запуск 2004-003. Трассы орбиты выведения и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании ILS. MES1, MES2 – начало первого и второго интервалов работы двигателя разгонного блока. MECO1, MECO2 – конец интервалов работы двигателя разгонного блока. Merrit Island, Antigua, TDRS F6, TDRS F4 – станции слежения.

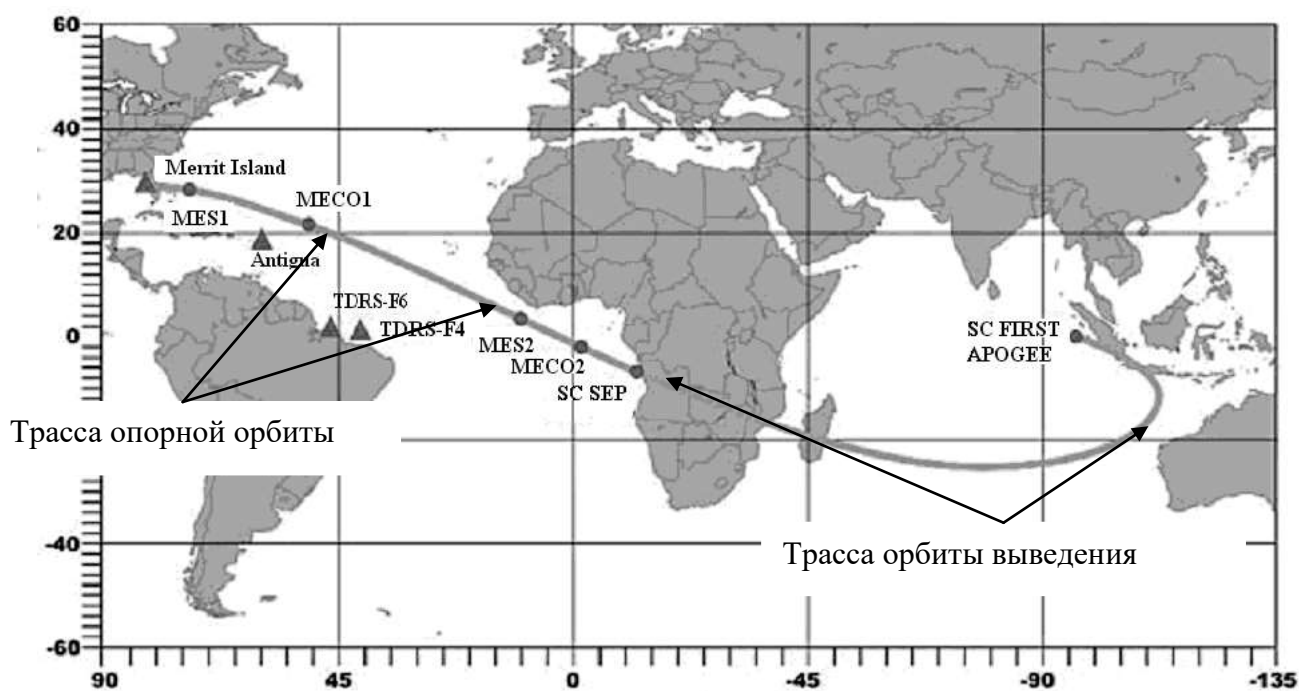


Рис. 2б. Запуск 2004-007. Трассы опорной орбиты и орбиты выведения КА. Рисунок из материалов компании ILS. MES1, MES2 – начало первого и второго интервалов работы двигателя разгонного блока. MECO1, MECO2 – конец интервалов работы двигателя разгонного блока. Merrit Island, Antigua, TDRS F6, TDRS F4 – станции слежения.

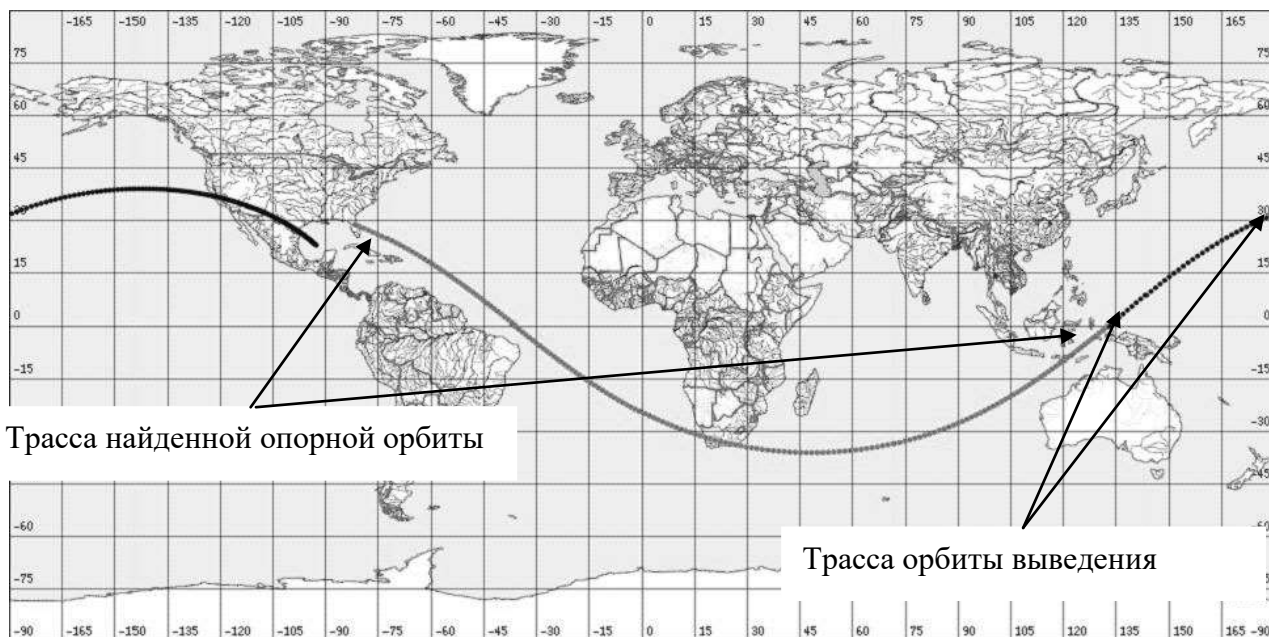


Рис. 3а. Результаты работы алгоритма. Запуск 2004-009. Серым цветом показана трасса найденной опорной орбиты, черным – трасса орбиты вывода КА

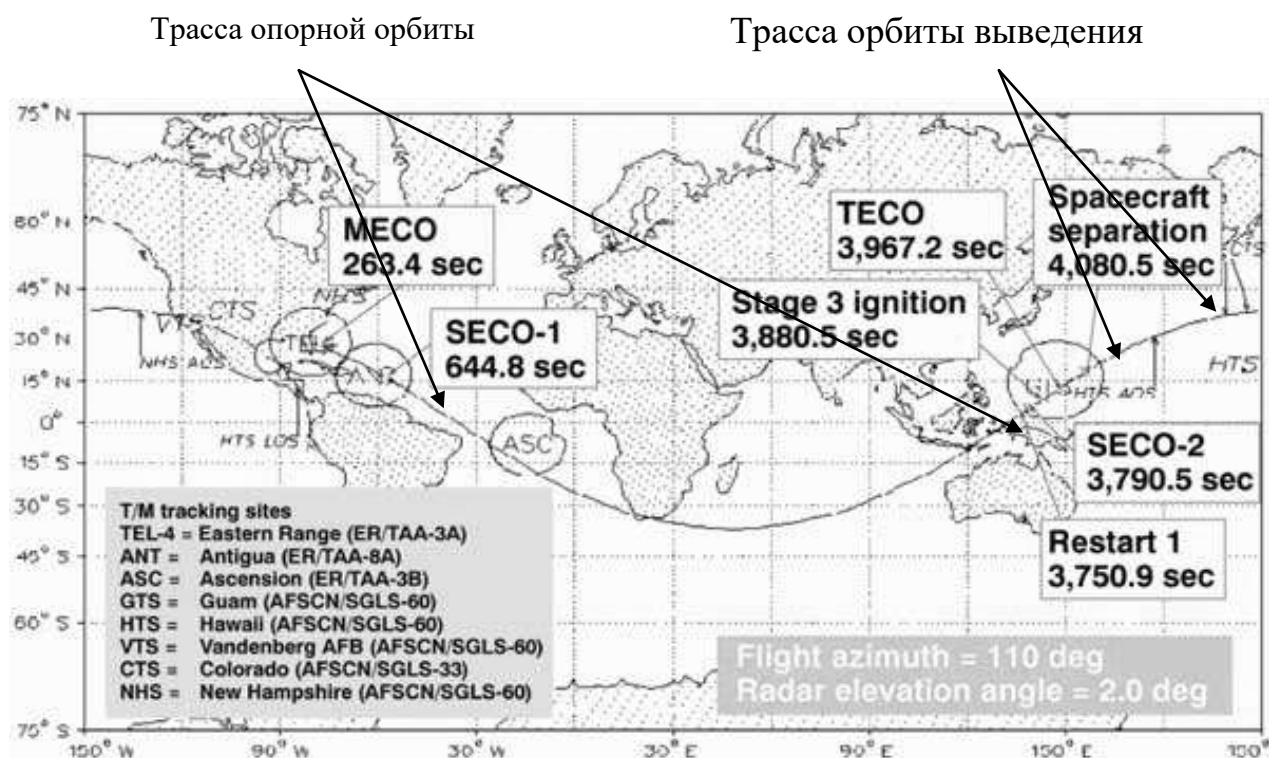


Рис. 3б. Запуск 2004-009. Трассы орбиты вывода и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании Boeing

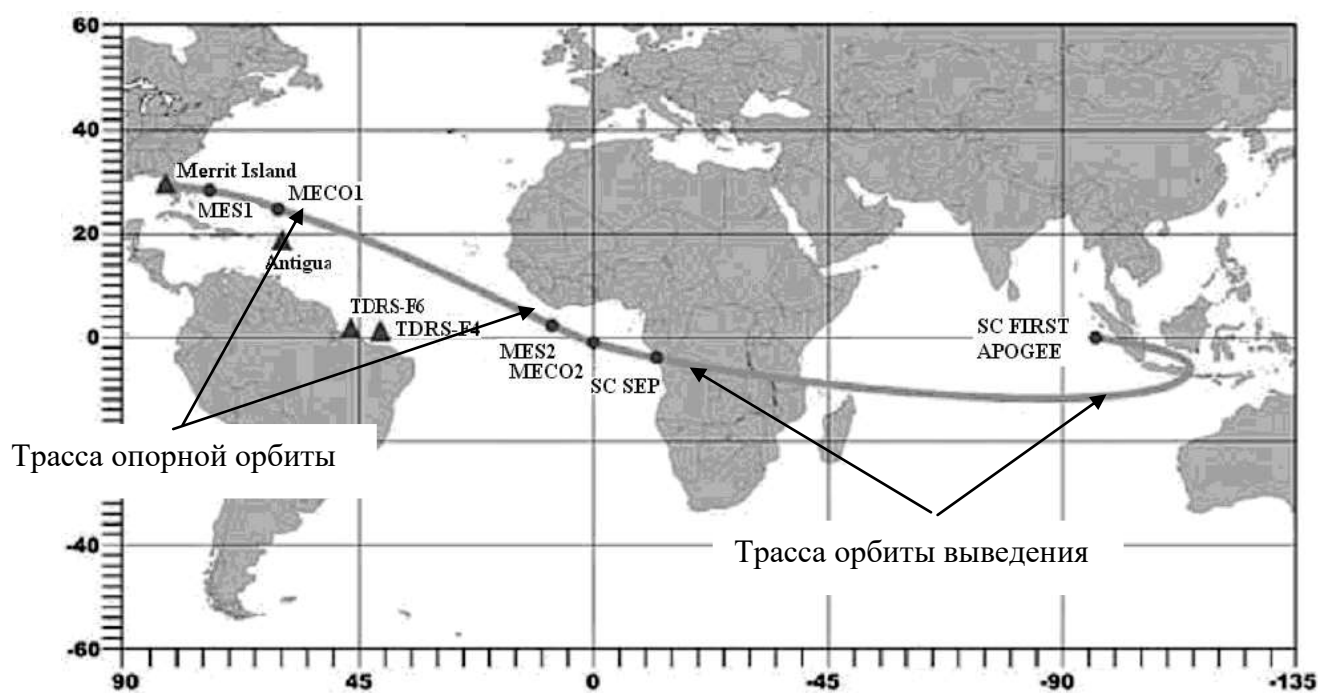
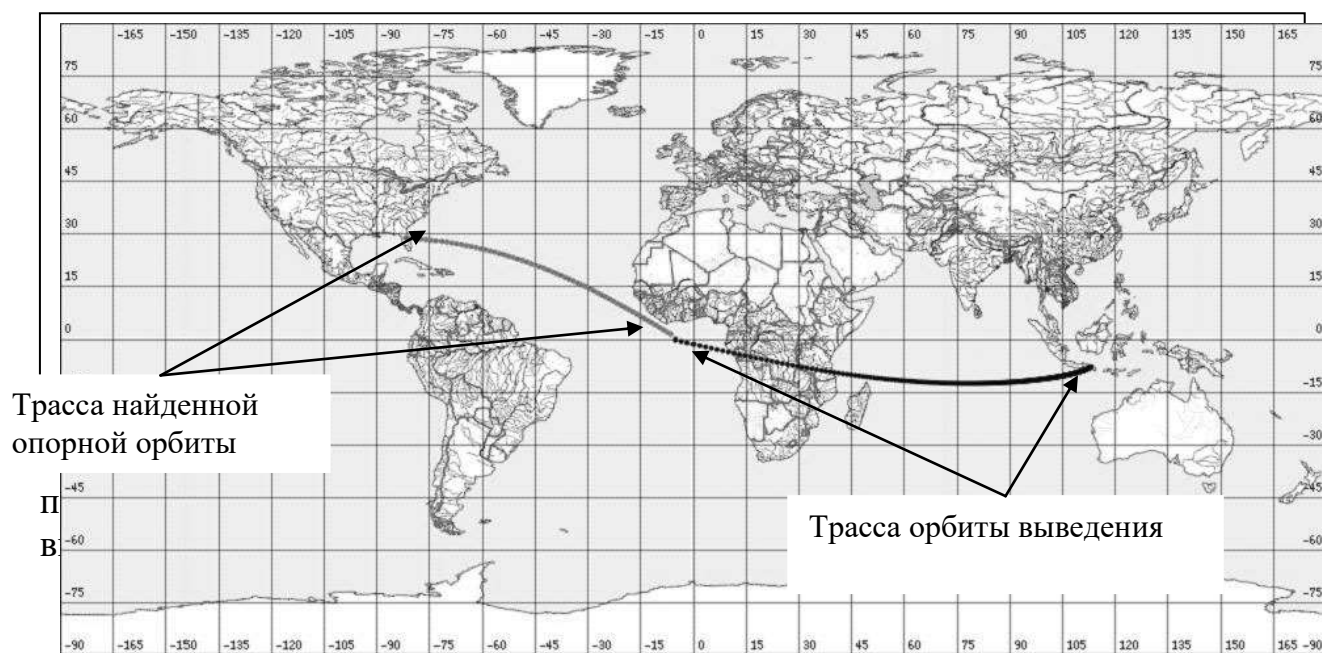


Рис. 4б. Запуск 2004-017. Трассы орбиты вывода и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании ILS

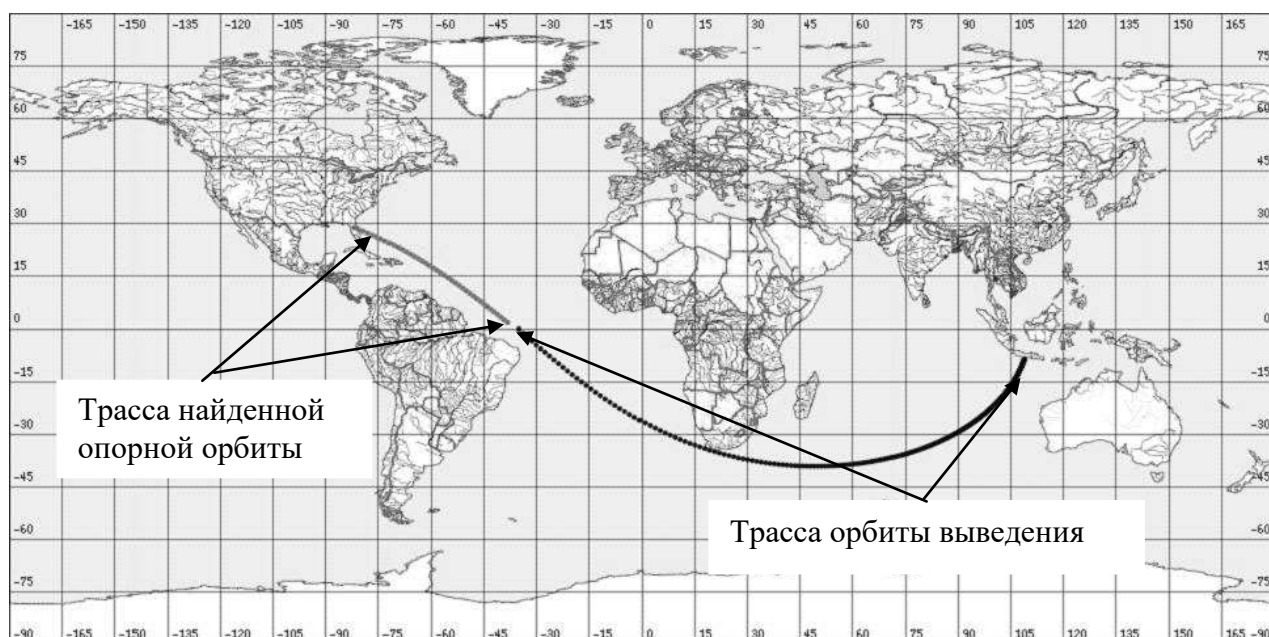


Рис. 5а. Результаты работы алгоритма. Запуск 2004-023. Серым цветом показана трасса найденной опорной орбиты, черным – трасса орбиты выведения КА.

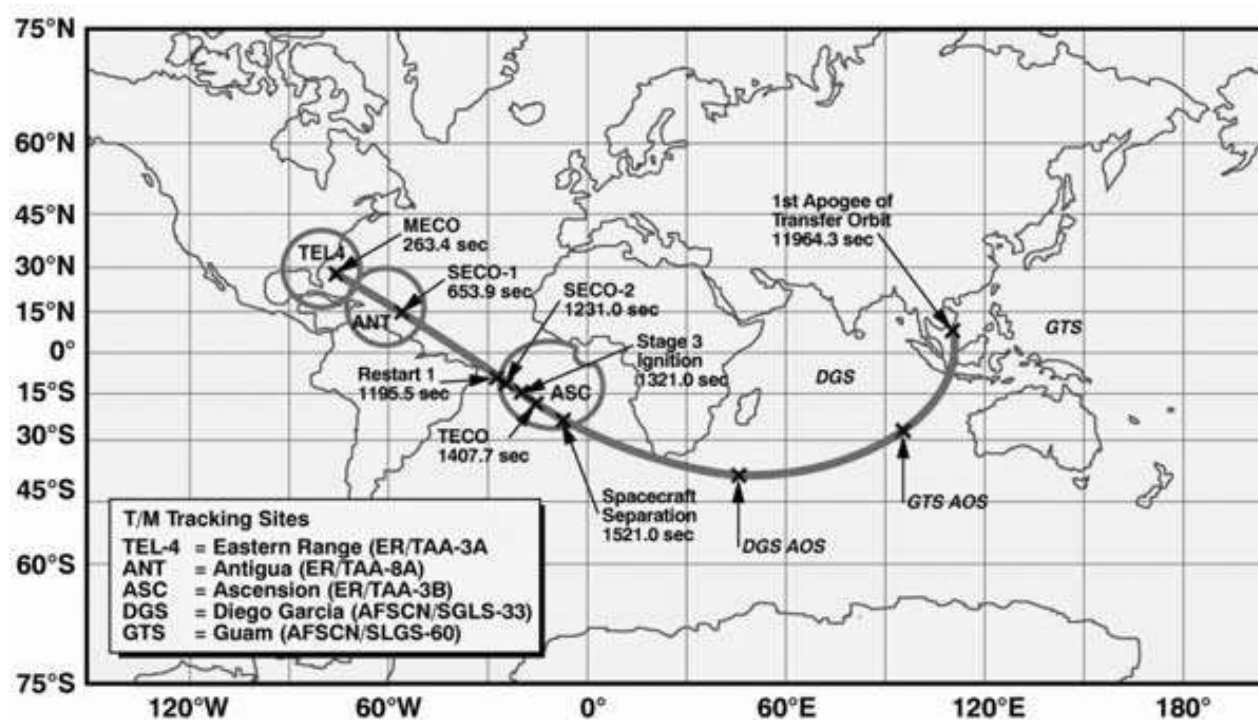


Рис. 5b. Запуск 2004-023. Трассы орбиты выведения и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании Boeing

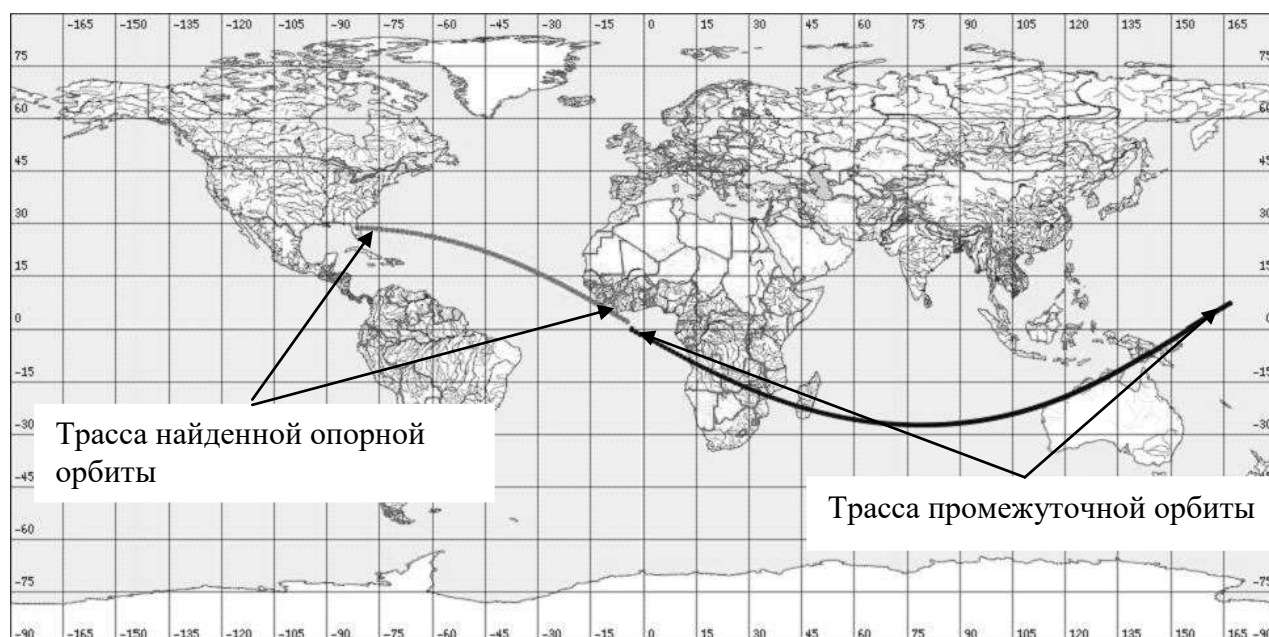


Рис. 6а. Результаты работы алгоритма. Запуск 2004-048. Серым цветом показана трасса найденной опорной орбиты, черным – трасса промежуточной орбиты КА

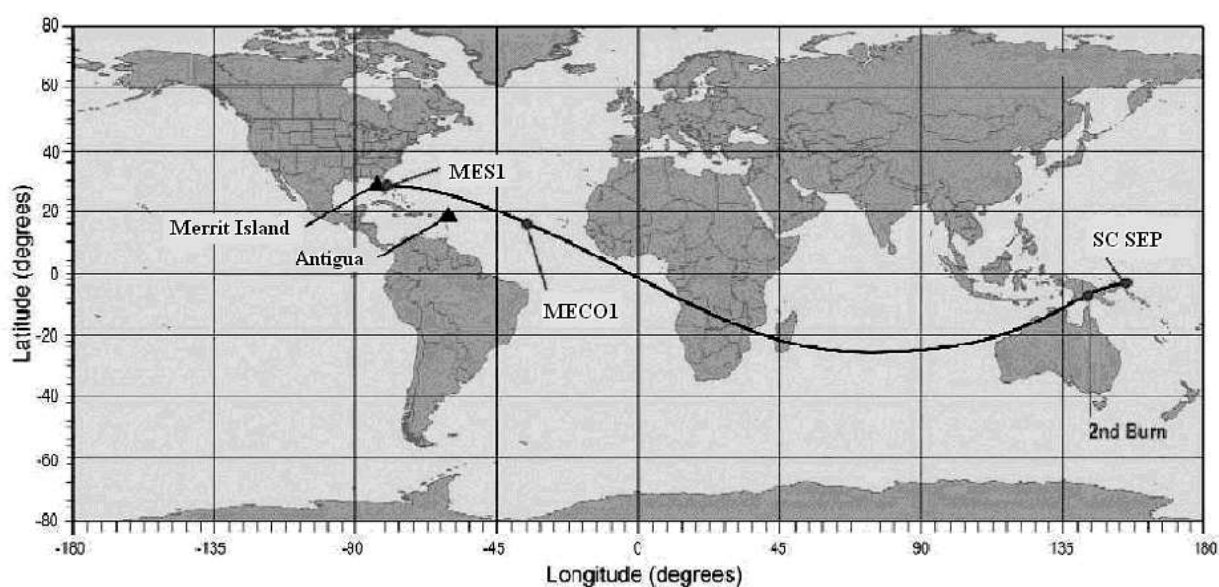


Рис. 6б. Запуск 2004-048. Трассы орбиты выведения, промежуточной орбиты и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании ILS

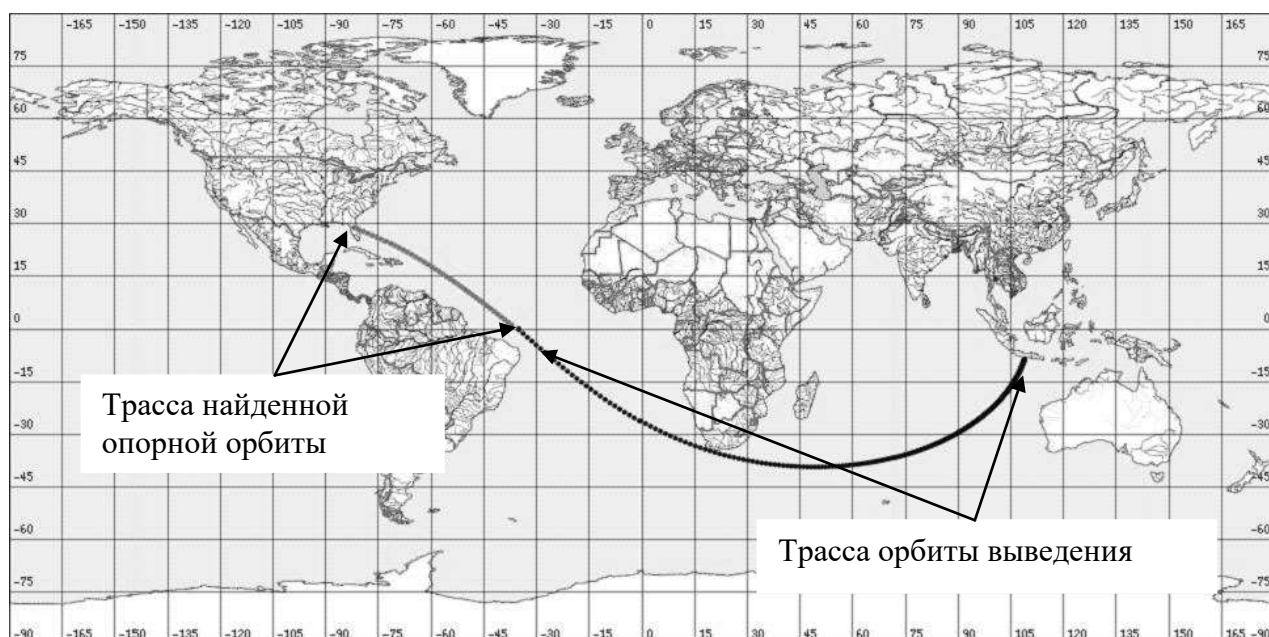


Рис. 7а. Результаты работы алгоритма. Запуск 2004-045. Серым цветом показана трасса найденной опорной орбиты, черным – трасса переходной орбиты КА



Рис. 7б. Запуск 2004-045. Трассы орбиты выведения и опорной орбиты КА. Рисунок из материалов компании Boeing

Выводы

1. Предложен алгоритм, позволяющий по орбите, на которую был выведен КА ракетой-носителем и разгонным блоком, определять параметры опорной орбиты, азимут пуска и затраты характеристической скорости на маневр изменения наклонения.

2. Выполнены расчеты с использованием предложенного алгоритма для запусков с космодромов: Мыс Канаверал, Ванденберг, Куру и Сичан.

Список литературы

1. David A. Vallado, Paul Crawford, Richard Hujdak, T. S. Kelso. Revisiting Spacetrack Report #3, AIAA 2006-6753.
2. John H. Seago, David A. Vallado. THE COORDINATE FRAMES OF THE US SPACE OBJECT CATALOGS, AIAA 2000-4025.
3. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.
4. М.Ф.Субботин Введение в теоретическую астрономию. М.: Наука, 1968.
5. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.
6. Албуи А. Лекции о задаче двух тел. В кн.: Задача Кеплера. Столкновения. Регуляризация. М.-Ижевск. Институт компьютерных исследований, 2006.
7. Akim E.L., Stepaniants V.A., Tuchin A.G. Tracking of the launch-vehicle during the insertion to Earth orbit // RBCM – J. of the Braz. Soc. Mechanical Sciences Vol. XXI – Special Issue – 1999, pp. 387-399.
8. Интернет-сайт CelesTrak: <http://www.celestrak.com>