

ОСОБЕННОСТИ БОРТОВОГО БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПУСКА В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ ТМА»

Е.А. Микрин, Л.И. Комарова, И.В. Орловский,
С.Н. Евдокимов, А.И. Лукашевич

Рассмотрены задачи автономного баллистико-навигационного обеспечения спуска на расчетный полигон космического аппарата сер. «Союз ТМА». Описаны режимы и особенности бортовых алгоритмов определения параметров навигационного вектора состояния, процедуры контроля данных на этапе подготовки спуска и схода с орбиты, а в аварийных ситуациях — оперативного вычисления данных по коррекции циклограммы спуска, тормозному импульсу и параметрам попадающей траектории.

Ключевые слова: транспортный пилотируемый корабль, спускаемый аппарат, автономное баллистико-навигационное обеспечение.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проблеме автономизации управления полетом космических аппаратов (КА) уделяется большое внимание. Существенные доводы в пользу углубления автономности полета КА состоят в повышении надежности и безопасности выполнения полетной программы благодаря решению на борту задач контроля, диагностики, а также баллистико-навигационного обеспечения и автономного планирования динамических операций.

Безопасность спуска КА и успешное выполнение программы его полета в целом в значительной степени определяется возможностью приведения спускаемого аппарата (СА) на полигон, удовлетворяющий условиям безопасной посадки. Такая возможность должна автономно (на борту КА) обеспечиваться, включая и аварийные ситуации, требующие оперативной коррекции программы полета в реальном времени.

Первый вариант решения этой задачи был реализован в бортовой системе управления (СУ) движением и навигации транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз ТМ» [1] и получил даль-

нейшее развитие на ТПК «Союз ТМА» [2] путем внедрения в вычислительный комплекс СУ программ баллистико-навигационного обеспечения (БНО) и координатно-временного управления спуском широкого назначения.

В статье описываются средства БНО, применяемые для автономной организации спуска на расчетный полигон в штатных условиях и при нарушениях процесса схода с орбиты. По результатам работы программ БНО проверяется наличие и пригодность уставочной информации, а в нештатных ситуациях подготавливаются данные по коррекции циклограммы спуска, тормозного импульса и параметров попадающей траектории.

В целях повышения комфортности полета баллистико-навигационная информация предоставляется экипажу в зоне постоянной информации и на специализированных форматах дисплеев пульта космонавтов. Представляемая информация позволяет экипажу выполнять операции по организации и сопровождению спуска, а также планировать работу при полете по орбите.

Далее описываются функциональный состав и характеристики режимов БНО в системе управления ТПК «Союз ТМА».



1. РЕЖИМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТПК

Бортовые программы навигационного обеспечения ТПК функционируют на всех участках полета вплоть до разделения отсеков корабля и должны удовлетворять требованиям непрерывного синхронного прогноза навигационного вектора состояния (ВС), точность которого определяется требованиями обеспечения спуска на заданный полигон в любой момент на суточном интервале полета.

Расчет навигационного ВС (режим «Текущий прогноз ВС») осуществляется на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), основу которой составляют прецизионные измерители и развитая математическая модель формирования исходной информации. Уравнение движения центра масс КА в инерциальной системе координат имеет вид:

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = a + g(r),$$

где a — вектор ускорения, создаваемого равнодействующей внешних (немассовых) сил: сил, создаваемых тягой двигателей (a^R), и аэродинамических сил ($a^{aэп}$); $g(r)$ — ускорение, создаваемое равнодействующей сил притяжения Землей; r — радиус-вектор центра масс.

На активных участках орбитального полета ускорение a измеряется акселерометрами БИНС, на пассивных участках полета ускорения a^R и $a^{aэп}$ определяются с помощью моделей управляющих двигателей ориентации, аэродинамических сил и высотной атмосферы, плотность которой определяется на высотах в диапазоне 700...120 км с учетом таких факторов, как сезонность, солнечная и геомагнитная активность, текущее положение объекта на орбите. В используемой модели гравитационного поля Земли учитываются аномалии поля с удержанием зональных, тессеральных и секториальных гармоник вплоть до восьмого порядка включительно; форма Земли описывается эллипсоидом вращения.

Навигационный ВС формируется координатами радиус-вектора и компонентами скорости ТПК в инерциальной экваториальной системе координат эпохи 2000 г. (J2000) и сопровождается соответствующим ему временем (в шкале декретного московского времени).

Схема бортовых расчетов текущего ВС имеет некоторые особенности.

Для обеспечения высокой точности расчетов (с учетом малых ускорений) и непрерывного пред-

ставления синхронной (с тактом бортовой ЦВМ 0,2 с) навигационной информации текущий прогноз ВС выполняется по двухуровневой схеме путем совместной работы программ «Расчет точного ВС» и «Синхронный расчет ВС», которые функционально образуют единый программный модуль «Текущий прогноз ВС КА».

Режим «Расчет точного ВС» реализуется программой, выполняемой на восьми базовых тактах бортовой ЦВМ. Уравнения движения ТПК интегрируются методом Рунге—Кутты четвертого порядка точности с шагом 20 с. Программа отслеживает обновление информации о «начальном» ВС и параметрах среды. В качестве «начального» ВС принимается вектор состояния, формируемый на Земле по результатам радиоизмерений орбиты и согласования с бортовой динамической моделью ТПК. Если время обновленного «начального» ВС отстает от текущего времени полета более чем на 20 с, осуществляется «подгонка» ВС к текущему времени, при этом снимается признак о готовности ВС. Отношение скорости «подгонки» ВС к текущему времени составляет 25:1.

В состав программы «Расчет точного ВС» входит упомянутая развитая модель исходной информации, близкая к модели, используемой при баллистических расчетах на Земле. Информация об ускорениях $a^R(t)$, создаваемых работой двигателей, подготавливается программой «Синхронный расчет ВС» в виде полиномов третьей степени и учитывается в программе «Расчет точного ВС».

Погрешность расчетов ВС определяется:

- погрешностью начальной выставки БИНС компонентов ВС и положения инерциального базиса БИНС в системе координат J2000;
- погрешностью измерителей угловой скорости и акселерометров;
- погрешностью априорной информации о параметрах объекта и среды;
- погрешностью реализации бортовой динамической модели.

Первые две погрешности проявляются на участках динамических операций (маневров и схода с орбиты), из них погрешность начальной выставки БИНС определяющая. Баллистическое обеспечение штатных динамических операций выполняется под контролем наземной службы и сопровождается определением параметров орбиты.

На длительных участках пассивного полета ТПК погрешность определения бортового ВС зависит в основном от погрешностей знания исходной информации. Собственная погрешность бортовой реализации, представленная отклонением бортового прогноза от эталонного наземного (при одинаковых данных о параметрах КА, среды и началь-

ного ВС) на участке двухсуточного пассивного полета не превышает 0,25 с по времени прохождения восходящего узла.

Режим «Синхронный расчет ВС» предназначен для выполнения синхронного (с тактом 0,2 с) расчета вектора состояния КА и сопутствующих орбитальных параметров положения в системе координат J2000 (орбитальной угловой скорости, высоты над поверхностью геоида) на интервале между обновлениями «точного» ВС. В программе используется упрощенная динамическая модель, описывающая движение КА в центральном поле сил методом Эйлера второго порядка. Расчет выполняется при условии, что время последнего точного вектора состояния отстает от текущего времени не больше чем на 1,2 шага расчета точного вектора состояния.

Навигационное обеспечение ТПК на участке полета после разделения отсеков (на высоте $H \leq 140$ км) осуществляется бортовыми средствами управления СА, состав которых на корабле «Союз ТМА» не предусматривает решения задачи инерциальной навигации. Текущие параметры движения СА рассчитываются (с шагом 1,6 с) на основе информации с акселерометров о проекциях кажущейся скорости на оси СА и расчетной аэродинамической модели. Результаты расчета используются для получения оценок текущих значений высоты полета и удаления от места посадки и которые представляются экипажу на формате дисплея пульта космонавтов. Для проверки достоверности информации выполняются операции, в состав которых входят процедуры по допусковому и динамическому контролю.

2. РЕЖИМЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Расчеты по баллистическому обеспечению спуска выполняются в ускоренном темпе с использованием расчетных моделей сил (реактивных и аэродинамических) и априорных характеристик объекта и среды.

Режим «Баллистическое обеспечение и контроль параметров траектории штатного спуска». Выполняются автономно операции:

- формирования номинальной «попадающей» траектории спуска;

- контроля параметров прогнозируемой траектории на соответствие расчетным значениям, входящим в состав массива информации, задаваемого с Земли;

- уточнения расчетных параметров спуска в атмосфере и прогнозируемого места посадки СА по результатам фактической работы двигателя.

По окончании расчетов и при положительном результате контроля на форматах дисплеев высвечивается информация о параметрах траектории и место посадки на фоне карты.

Режим «Баллистическое обеспечение спуска при отказе основного тормозного двигателя (ОТД)». Отказ ОТД при штатном спуске с орбиты в зависимости от момента аварии может привести к следующим ситуациям:

- корабль остается на орбите с временем существования более суток;

- корабль перейдет на траекторию спуска с посадкой СА в произвольной точке.

В первом случае осуществляется спуск на резервных двигателях в следующие сутки полета с посадкой на один из штатных полигонов посадки. Во втором случае спуск осуществляется на полигон посадки текущего витка путем доработки тормозного импульса (импульса скорости) на резервных двигателях.

При срочном спуске оперативное возвращение на Землю (на текущем витке) должно обеспечиваться независимо от момента аварии ОТД.

В качестве резервного средства для схода с орбиты применяются четыре продольных двигателя причаливания (ДП), которые штатно предназначены для продольного перемещения ТПК на участке ближнего сближения и характеристики которых сильно отличаются от характеристик ОТД по суммарной тяге (меньше ~ в 5 раз) и диапазону ее разброса.

По этой причине приведение ТПК на полигон, заданный в соответствии со штатной программой полета, может быть обеспечено только бортовыми средствами. В процессе работы ДП периодически

определяется тормозной импульс $\Delta V_T^{дп}$ из условия прицеливания на расчетный полигон с учетом измеренного ускорения и текущих параметров движения ТПК. Особенности решения задачи оперативного автономного планирования динамической операции хорошо иллюстрируется этим режимом.

Рассматриваемый режим обеспечивается параллельной работой двух программ расчета тормозного импульса $\Delta V_T^{дп}$:

- на базе решения краевой задачи прицеливания (основной алгоритм);

- с использованием конечных соотношений (резервный алгоритм детерминированных оценок).

Обе программы содержат операции контроля наличия необходимых исходных данных и достоверности вычислений. При условии готовности расчетов обоих алгоритмов значение импульса $\Delta V_T^{дп}$ формируется по результатам решения краевой задачи; детерминированные оценки резервного алгоритма



используются в качестве первого приближения и непрерывного сопровождения краевой процедуры.

При отсутствии готовности одного из алгоритмов коррекция импульса $\Delta V_T^{\text{ДП}}$ обеспечивается другим алгоритмом.

Алгоритмы формирования попадающего тормозного импульса $\Delta V_T^{\text{ДП}}$. В основном алгоритме содержится процедура прогнозирования траектории спуска с использованием информации о текущем ВС, измеренном ускорении ДП, априорной информации о характеристиках ТПК и среды. Алгоритм универсальный, он может быть применен для вычисления попадающего тормозного импульса в различных ситуациях.

Алгоритм обеспечивает в каждой i -й итерации (с интервалом ~ 60 с) коррекцию расчетного значения импульса $(\Delta V_T^{\text{ДП}})_i$ по результатам решения краевой задачи прицеливания в следующей постановке:

— в каждой новой итерации при расчете прогнозируемой траектории в качестве начальных используются текущие (на момент начала итерации) данные о фактическом (измеренном) ускорении и параметрах движения ТПК;

— расчетная точка прицеливания задается как точка входа в атмосферу прогнозируемой траектории спуска, соответствующей номинальной траектории с тормозным импульсом $(\Delta V_T^{\text{ДП}})_i$ и опорным управлением в атмосфере.

Расчет попадающей траектории спуска ведется в ускоренном времени с помощью стандартных процедур, принятых при наземном БНО спуска.

Резервные алгоритмы обеспечивают расчет попадающего импульса $\Delta V_T^{\text{ДП}}$ с помощью детерминированных процедур, параметры которых вычисляются по эмпирическим зависимостям в функции от расчетных параметров траектории спуска на ОТД, момента аварии ОТД и текущего измеренного ускорения ДП.

Тормозной импульс ДП рассчитывается в соответствии с ситуацией по одному из трех алгоритмов.

Алгоритм расчета тормозного импульса $\Delta V_T^{\text{ДП}}$ спуска с орбиты применяется в широком коридоре орбит ($200 \text{ км} \leq H \leq 440 \text{ км}$) и строится с учетом того факта, что спуск с орбиты на ДП осуществляется по штатной процедуре БНО, в процессе которой определяется расчетное время включения ДП и номинальное значение попадающего тормозного импульса спуска на заданный полигон $(\Delta V_T^{\text{ДП}})^*$.

В такой постановке отличие фактического (измеренного) ускорения ДП от текущего расчетного

$\Delta A^{\text{ДП}}$, определенного с учетом априорных данных о массе ТПК и тяге ДП, является основным источником отклонений траектории схода с орбиты от номинальной.

Поправка $\delta \Delta V_T^{\text{ДП}}$ формируется по алгоритму

$$\delta \Delta V_T^{\text{ДП}}(\Delta A^{\text{ДП}}) = \Delta A^{\text{ДП}}[a^*(f_1 + f_2)\Delta A^{\text{ДП}} + b^*(f_2 - f_1)],$$

где f_1 и f_2 — зависимости $\delta \Delta V_T^{\text{ДП}}$ от расчетного тормозного импульса $(\Delta V_T^{\text{ДП}})^*$, представленные в виде полиномов второго порядка соответственно для двух фиксированных значений $\Delta A^{\text{ДП}}$, коэффициенты a^* , b^* и коэффициенты полиномов f_1 и f_2 — константы, выбранные эмпирическим путем.

Алгоритм вычисления импульса $\Delta V_T^{\text{ДП}}$ для спуска на текущем витке применяется в коридоре орбит с тормозным импульсом $80 \text{ м/с} \leq \Delta V_T^* \leq 130 \text{ м/с}$.

При вычислении значения $\Delta V_T^{\text{ДП}}$ в качестве исходной используется априорная информация о номинальном значении тормозного импульса ΔV_T^* на ОТД, параметрах номинальной траектории штатного спуска на ОТД и характеристиках ТПК, а также измеренная информация о значении импульса скорости $V_{\text{ав}}$, обработанного до аварии ОТД, и фактическом ускорении $A^{\text{ДП}}$.

Попадающий тормозной импульс ДП вычисляется по эмпирической формуле

$$\Delta V_T^{\text{ДП}} = \Delta V_T^{\text{ДП}}(0) + \Delta V_T^{\text{ДП}}(1) + \delta \Delta V_T^{\text{ДП}}(\Delta A^{\text{ДП}}),$$

в правой части которой первый член определяет размер доработки тормозного импульса, необходимый для приведения в заданную точку по невозможной попадающей траектории (с опорным углом крена) после аварии ОТД для некоторой средней (базовой) траектории с расчетным импульсом ΔV_T^* , второй член задает поправку, учитывающую отличие параметров реальной опорной траектории от базовой, и, наконец, третий член вносит поправку значения тормозного импульса, обусловленную наличием отклонения фактического ускорения $A^{\text{ДП}}$ от расчетного. Значения этих членов, а также поправка на продолжительность внеатмосферного участка спуска ($\delta t^{\text{ВН}}$), вычисляются по их зависимостям от скорости $V_{\text{ав}}$, представленным соответствующими семействами кривых, и заданным параметром ΔV_T^* .

В качестве иллюстрации на рис. 1 представлены графики семейства $\Delta V_T^{\text{ДП}}(0)$ для базовых значений

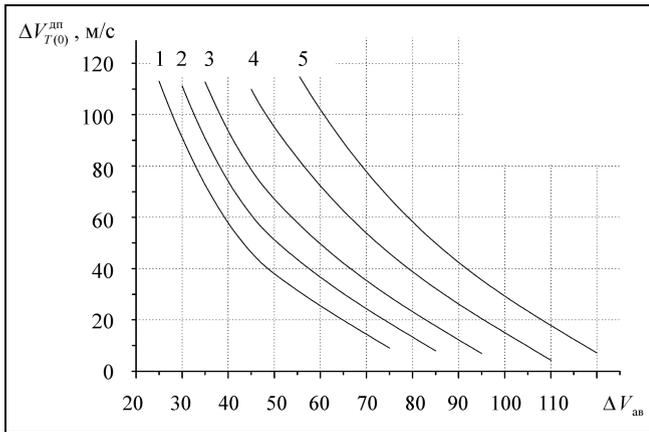


Рис. 1. Зависимости первой компоненты тормозного импульса ДП от импульса, соответствующего моменту аварии ОТД:

1 — $\Delta V_T^* = 80$ м/с; 2 — $\Delta V_T^* = 90$ м/с; 3 — $\Delta V_T^* = 100$ м/с; 4 — $\Delta V_T^* = 115$ м/с; 5 — $\Delta V_T^* = 130$ м/с

ΔV_T^* от 80 до 130 м/с. Значения $\Delta V_T^{ДП}$ для промежуточных значений ΔV_T^* определяются линейной интерполяцией.

По результатам статистических расчетов максимальные отклонения конечной дальности траектории спуска, сформированной с использованием резервных алгоритмов, от расчетной, соответствующей невозмущенной траектории спуска на ОТД, при условии полной отработки расчетного импульса $\Delta V_T^{ДП}$ с вероятностью 0,85 не превышают 30 км.

Алгоритм вычисления тормозного импульса $\Delta V_T^{ДП}$ при аварии ОТД в режимах срочного спуска учитывает тот факт, что перенос срочного спуска на сутки исключается. Расчет импульса $\Delta V_T^{ДП}$ ведется из условия приведения СА на расчетный полигон, заданный для штатной работы ОТД. Фактическое выполнение этого условия определяется запасом топлива и возможностью отработки расчетного тормозного импульса до высоты принудительного разделения отсеков ТПК по термодатчикам $H_{ТД} \approx 100$ км.

Исходная информация для вычисления импульса $\Delta V_T^{ДП}$ содержит сведения о параметрах номинальной траектории срочного спуска на ОТД (тормозном импульсе ΔV_T^* и угловой дальности φ траектории срочного спуска), а также измеренные данные о кажущейся скорости $V_{ав}$, отработанной на ОТД до момента аварии, и отклонении $\Delta A^{ДП}$ фактического ускорения от расчетного.

Вычисление величины $\Delta V_T^{ДП}$ выполняется по эмпирической формуле:

$$\Delta V_T^{ДП} = f_0(\Delta V_T^*, V_{ав}) + f_\varphi(\Delta V_T^*, V_{ав}, \Delta\varphi) + f_{АДП}(\Delta V_T^*, V_{ав}, \Delta\varphi, \Delta A^{ДП}),$$

где $f_0(\Delta V_T^*, V_{ав})$ — зависимость от скорости $V_{ав}$, построенная на базе невозмущенной траектории баллистического спуска с некоторой базовой орбиты с тормозным импульсом ΔV_T^* и угловой дальностью φ^* ; $f_\varphi(\Delta V_T^*, V_{ав}, \Delta\varphi)$ — семейство зависимостей, определяющих поправку к импульсу $\Delta V_T^{ДП}$ для отработанного импульса $V_{ав}$ на траектории с угловой дальностью φ ($\Delta\varphi_i = \varphi_i - \varphi_i^*$); $f_{АДП}(\Delta V_T^*, V_{ав}, \Delta\varphi, \Delta A^{ДП})$ — семейство функций, определяющих поправку к импульсу $\Delta V_T^{ДП}$ для отработанного импульса $V_{ав}$ на траектории с угловой дальностью φ с учетом отклонения измеренного ускорения от расчетного $\Delta A^{ДП} = A^{изм} - A^*$.

В качестве базовых орбит приняты орбиты, близкие к круговым, заданные высотой в точке прохождения восходящего узла: $H_{в.у.1} = 365$ км для $\Delta V_{Т1}^* = 115$ м/с, $H_{в.у.2} = 300$ км для $\Delta V_{Т2}^* = 100$ м/с.

Соответственно, первую группу орбит образуют орбиты с высотой $340 \text{ км} \leq H_{в.у.} \leq 400 \text{ км}$, вторую группу — с высотой $260 \text{ км} \leq H_{в.у.} \leq 340 \text{ км}$.

Опишем структуру функций, входящих в формулу для расчета $\Delta V_T^{ДП}$.

Зависимость $f_{01}(V_{ав})$ представлена в диапазоне $\Delta V_T^* \geq V_{ав} \geq 0$ отрезками полиномов четвертого и второго порядка с насыщением.

Процедура вычисления поправки f_φ основана на построении в момент аварии ОТД зависимости $f_\varphi(\Delta\varphi)$, соответствующей зафиксированному значению $V_{ав}$:

$$f_\varphi(\Delta\varphi) = A\Delta\varphi^2 + B\Delta\varphi,$$

Коэффициенты A и B определяются с использованием вспомогательных параметров (a_1 и a_2), представляющих собой значения функций $f_{\varphi i}(V_{ав}, \Delta\varphi_i)$ для двух фиксированных значений угловой дальности ($\Delta\varphi_1$ и $\Delta\varphi_2$), вычисляемых с помощью полиномов третьего порядка с насыщением, коэффициенты которых задаются константами.

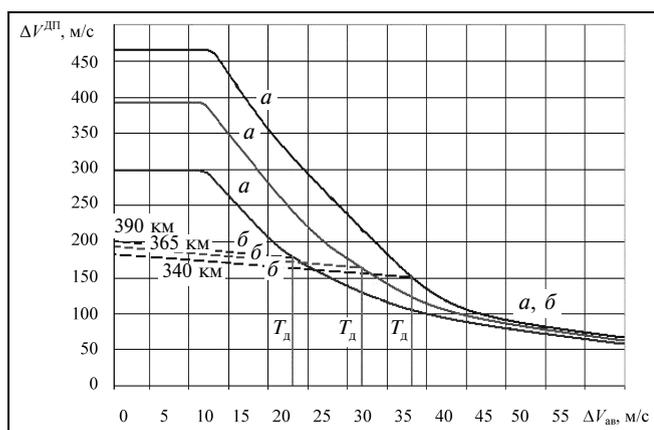


Рис. 2. Зависимости расчетного значения тормозного импульса ДП (а) и отработанного импульса (б) от импульса, соответствующего моменту аварии ОТД

Процедура вычисления поправки f_A включает в себя:

— учет влияния на поправку f_A отклонения угловой дальности путем пропорционального $\Delta\phi$ смещения замеренного значения $V_{ав}$;

— вычисление вспомогательных параметров (b_1 и b_2), соответствующих значениям функции f_A для смещенного значения $V_{ав}$ и фиксированным отклонениям ускорения $\Delta A^{ДП} = 0$, $\Delta A^{ДП} > 0$ и $\Delta A^{ДП} < 0$;

— формирование полинома второго порядка f_A ($V_{ав}$, $\Delta A^{ДП}$) и вычисление поправки f_A для измененного ускорения.

На рис. 2 для трех круговых орбит 390, 365 и 340 км и $\Delta A^{ДП} = 3\%$ представлены графики $\Delta V_T^{ДП}(V_{ав})$, соответствующие значениям параметра $\Delta V_T^{ДП}$, вычисленными по бортовому алгоритму (а), и значениям импульса, фактически отработанному до моментов срабатывания термодатчиков (б).

Графики иллюстрируют следующие свойства алгоритмов вычисления импульса $\Delta V_T^{ДП}$:

— на участках аварии $V_{ав} > V^{ТД}$, соответствующих отработке импульса $\Delta V_T^{ДП}$ до срабатывания термодатчиков, $\Delta V_T^{ДП}$, вычисленные по описанным процедурам, близки к значениям импульса для расчетной попадающей траектории;

— на участках аварии $V_{ав} \leq V^{ТД}$, где фактически отработанный импульс определяется моментом срабатывания термодатчиков, расчетные значения

$\Delta V_T^{ДП}$, определяющие момент выключения тормозной двигательной установки, не приводят к преждевременному выключению ДП.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан и внедрен в систему управления транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА» комплекс автономных средств обеспечения спуска на безопасный полигон (штатный или запасной). Комплекс включает в себя программы прогноза и контроля траектории, а также организации спуска при отказе основного тормозного двигателя. Вычисление значения попадающего тормозного импульса с решением краевой задачи прицеливания (основной алгоритм) сопровождается детерминированными оценками потребного импульса, получаемыми с помощью резервных алгоритмов. Работа резервных алгоритмов при аварии основного тормозного двигателя обеспечивает спуск на штатный полигон с точностью, близкой к расчетной (не хуже 30 км), и с точностью до 100 км при срочном спуске на запасной полигон.

Описанные режимы баллистико-навигационного обеспечения прошли без замечаний все циклы испытаний в составе транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА», подтвердившие заявленные характеристики и надежность функционирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бранец В.Н., Комарова Л.И. О проблемах автономизации управления полетом космических кораблей и станций. — Изв. РАН. Техническая кибернетика. — 1992. — № 2.
2. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА» / В.Н. Бранец, Л.И. Комарова, Е.А. Микрин и др. // Гироскопия и навигация. — 2004. — № 3. — С. 75–80.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Микрин Евгений Анатольевич — чл.-корр. РАН, д-р техн. наук; первый зам. генерального конструктора, ☎ (495) 513-63-46,

Комарова Лариса Ивановна — д-р техн. наук; гл. специалист, ☎ (495) 513-61-96,

Орловский Игорь Владимирович — зам. руководителя научно-технического центра, ☎ (495) 513-67-74,

Евдокимов Сергей Николаевич — зам. начальника отдела, ☎ (495) 513-69-14, ✉ Sergey.Evdokimov@rsce.ru,

Лукашевич Александр Иванович — вед. инженер-математик, ☎ (495) 513-61-96,

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв.