

Научная статья
УДК 629.734.7
DOI: 10.34759/vst-2022-1-171-183

СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ВЕСОВОГО МАКЕТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

Петр Иванович Иванов

Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС),
Феодосия, Республика Крым, Россия
Ivanovpetr@rambler.ru

Аннотация. При летных испытаниях новых парашютных систем часто из-за повышенной скорости приземления весовых макетов с недопустимо большим значением посадочной перегрузки вместе с макетом теряются как материалы испытаний, так и дорогостоящее летно-испытательное оборудование. Это вынуждает использовать в составе весового макета, наряду с испытываемой парашютной системой, спасательную парашютную систему, постоянно готовую к применению, и планировать эксперимент так, чтобы в случае возникновения аварийной ситуации экстренно распознать критический отказ и оперативно ввести в действие спасательную парашютную систему. Статья посвящена вопросам разработки грузовых спасательных парашютных систем.

Ключевые слова: весовой макет, испытываемая парашютная система, спасательная парашютная система, аварийная ситуация

Для цитирования: Иванов П.И. Система спасения весового макета при проведении летных испытаний парашютных систем // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 171-183. DOI: 10.34759/vst-2022-1-171-183

Original article

WEIGHT MODEL RESCUE SYSTEM AT PARACHUTE SYSTEMS FLIGHT TESTS CONDUCTING

Petr I. Ivanov

Research Institute of Aeroelastic Systems (NII AUS),
Feodosia, Republic of Crimea, Russia
Ivanovpetr@rambler.ru

Abstract

Flight tests of new parachute systems often lead to an increased landing speed of weight models with an unacceptably high value of landing overload and loss, along with the layout, of both test materials and expensive flight test equipment. This makes employing a rescue parachute system as a part of a weight model

along with the parachute system being tested. The said rescue system should be in constant readiness to its application, and the experiment should be planned so that urgently identify a critical failure and run the rescue parachute system in case of emergency. The presented work is devoted to the cargo rescuing parachute systems development.

The issues of flight test equipment certification for large-area parachute systems were considered in detail in [1], particularly, the requirements for weight models that act as weight equivalents of the landing cargo. Weight models are also being equipped with costly sensors, measuring and recording equipment employed for qualitative and quantitative assessment of the tested parachute system functioning.

Flight tests of new parachute equipment, as a rule, are of a high risk of the parachute system failure during its operation with all subsequent negative consequences following this, i.e. accidents of weight models and irretrievable loss of valuable information and expensive equipment.

To preserve the integrity of the weight models, besides the parachute system being tested, which characteristics have to be studied, they should be equipped with the block of parachutes of the rescue parachute system, which is being run in case of the tested parachute system failure.

The task consists in assessing the possible causes, as well as scenarios of the emergencies occurrence and development, possible outcomes in cases of failures in the functioning processes of the tested parachute systems, options for the emergency parachute systems bringing into action and the rescue system selection for the weight model.

The studies of weight models rescuing were being conducted for the first time in [2–4].

The presented article regards in detail the following issues on the task being considered:

- The requirements laid for the rescue parachute system and its functioning specifics;
- Ballistic calculations performing and phase trajectories developing for the weight model free motion;
- Cascading of the system, and determining the canopies areas of the parachute cascades;
- Examples of computations and phase trajectories plotting;
- Minimum permissible height determining of the introduction of the main and braking parachutes of the parachute rescue system;
- Specifics of phase trajectories plotting with account for possible emergencies;
- Development of the flight operations implementation programs logic for the automatics of the rescue parachute system operation control system.

The goal of this work consists in continuing and developing the studies started in [2–4].

Keywords: weight model, parachute system being tested, rescue parachute system, emergency situation

For citation: Ivanov P.I. Weight model rescue system at parachute systems flight tests conducting. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 171-183. DOI: 10.34759/vst-2022-1-171-183

Введение

В работе [1] детально рассматривались вопросы аттестации летно-испытательного оборудования для парашютных систем (ПС) больших площадей, в частности требования, предъявляемые к весовым макетам (ВМ), выполняющим роль весовых эквивалентов десантируемого груза. Весовые макеты также оборудуются дорогостоящей датчиковой, измерительной и регистрирующей аппаратурой, используемой для качественной и количественной оценки процесса функционирования испытываемой парашютной системы (ИПС).

Летные испытания (ЛИ) новой парашютной техники, как правило, характеризуются высокой

степенью риска отказа парашютной системы в процессе ее функционирования со всеми вытекающими отсюда негативными последствиями: авариями весовых макетов и безвозвратной потерей ценной информации и дорогостоящей аппаратуры.

С целью сохранения целостности весовых макетов, на них, кроме испытываемой парашютной системы, характеристики которой должны быть исследованы, необходимо устанавливать также блок парашютов спасательной парашютной системы (СПС), вводимой в действие в случае отказа испытываемой парашютной системы.

Задача состоит в оценке возможных причин, сценариев возникновения и развития аварийных ситуаций, возможных исходов в случаях отказов испытуемых парашютных систем в процессе функционирования, вариантов введения СПС в действие и в выборе системы спасения для весового макета.

В работах [2—4] впервые были проведены исследования процессов функционирования систем спасения для ВМ.

Настоящая работа имеет своей целью продолжение и развитие исследований, начатых в работах [2—4].

Сущность проблемы

Летные испытания новых образцов парашютных систем проводятся, как правило, по трем основным направлениям, позволяющим в каждом летном эксперименте выполнить количественную и качественную оценку наполняемости купола, прочности парашюта [5] и функционирования системы объект—парашют [6]. Проверка функционирования включает в себя также проверку управляемости и устойчивости системы, а также позволяет выполнить первичную оценку ее надежности.

Как уже отмечалось выше, существует высокая вероятность отказа в работе новой ИПС по всем основным направлениям. Это могут быть:

- ненаполнение (или частичное наполнение) купола парашюта в процессе его раскрытия;
- частичное повреждение или полное разрушение купола и строп, соединительных звеньев парашюта с потерей его несущей способности;
- отказы в процессе функционирования системы (зацепы, захваты, перехлесты, невыходы элементов из упаковки и др.);
- несрабатывание (или несвоевременное срабатывание) пирознергетических или пиротехнических устройств, непрохождение или несвоевременное прохождение команд системы автоматики к исполнительным устройствам и т.д.

Все это приводит к повышенной (нештатной) скорости приземления ВМ с недопустимо большим значением посадочной перегрузки и потере вместе с ВМ как материалов испытаний, так и дорогостоящего летно-испытательного оборудования.

Это вынуждает использовать в составе ВМ, наряду с ИПС, спасательную парашютную систему, постоянно готовую к применению (в дежурном режиме), и планировать эксперимент таким образом, чтобы в случае возникновения

аварийной ситуации экстренно распознать критический отказ и оперативно ввести в действие СПС.

Таким образом, сущность рассматриваемой проблемы заключается в разработке СПС и внедрении ее в конструкцию ВМ.

Требования, предъявляемые к СПС, и особенности ее функционирования

Одно из основных требований к СПС — это многорежимность. Под многорежимностью понимается достаточно широкий диапазон режимов и условий, при которых допустим ввод СПС в действие, и надежное решение задачи спасения ВМ. Например, многорежимными являются системы спасения спускаемых аппаратов «Союз» и «Аполлон»

Планировать летный эксперимент с высокой вероятностью риска отказа ИПС нужно таким образом, чтобы иметь резерв времени:

- на распознавание возможного отказа в работе ИПС и оценку его критичности;
- на принятие решения о выдаче команды на аварийное отделение ИПС с целью исключения спутывания ИПС с СПС в процессе введения СПС в действие;
- на выдачу команды на введение в действие СПС после отделения аварийной ИПС.

При этом нужно иметь минимально допустимый запас высоты с учетом потери высоты системы на пути наполнения СПС и гашения скорости системы ВМ—СПС до допустимого значения с целью безопасного приземления.

Кроме того, при введении в действие СПС необходимо, чтобы скоростные напоры не превышали предельно допустимые по условиям прочности СПС.

Практика летных испытаний ПС показала, что при оценке возможных сценариев развития аварийных ситуаций предварительно необходимо выполнять баллистические расчеты движения системы объект—парашют и строить в фазовых плоскостях «высота—скорость» или «высота—скоростной напор» фазовые траектории (ФТ). Далее необходимо выполнить разметку моментов времени реализации основных событий на фазовых траекториях движения системы.

Фазовые траектории дают возможность испытателю оценить множество вариантов аварийных ситуаций и получить полное представление о комплексе необходимых мероприятий по возможному выходу из этих ситуаций.

Построению ФТ предшествует разработка схемы действия системы ВМ+ИПС+СПС. Схема действия системы ВМ+ИПС+СПС уже была ранее разработана, детально исследована и подробно изложена в работах [2—4]. Фазовые траектории для некоторых частных случаев также построены и рассмотрены в этих работах.

Не исследованными детально остались вопросы общетеоретического характера, связанные со стратегией и тактикой резервирования ИПС системой спасения, а также ряд вопросов, связанных с построением фазовых траекторий для ИПС и СПС.

Проведение баллистических расчетов и построение фазовых траекторий для свободного движения ВМ

Теоретически установлено и экспериментально подтверждено, что в области испытательных режимов в качестве предельного расчетного случая по прочности и функционированию необходимо рассматривать вертикальный вход в атмосферу с углом наклона траектории $\theta = -90^\circ$ системы ВМ+ИПС+СПС и верхним предельным

значением полетной массы m для весового макета.

С использованием исходных данных и начальных условий, выполняются баллистические расчеты движения системы ВМ+ИПС+СПС, т.е. определяются все ее кинематические характеристики как функции от времени.

Далее строится фазовая плоскость в координатах высота—скорость $H-V$ (или высота—скоростной напор $H-q$), ограниченная предельно допустимыми значениями этих параметров. В этой плоскости строится семейство фазовых траекторий движения свободно падающего ВМ с ИПС и СПС для различных начальных условий введения в действие (рис. 1).

Предварительно высота введения в действие ИПС может разбиваться с определенным шагом (200—500 м) на эшелоны, в каждом из которых, рассматриваются случаи возможных (вероятных) отказов в функционировании ИПС (в частном случае, например, это может быть неввод ИПС в действие) [2—4].

Далее строятся наклонные линии предельного (по скоростному напору) эксплуатационного

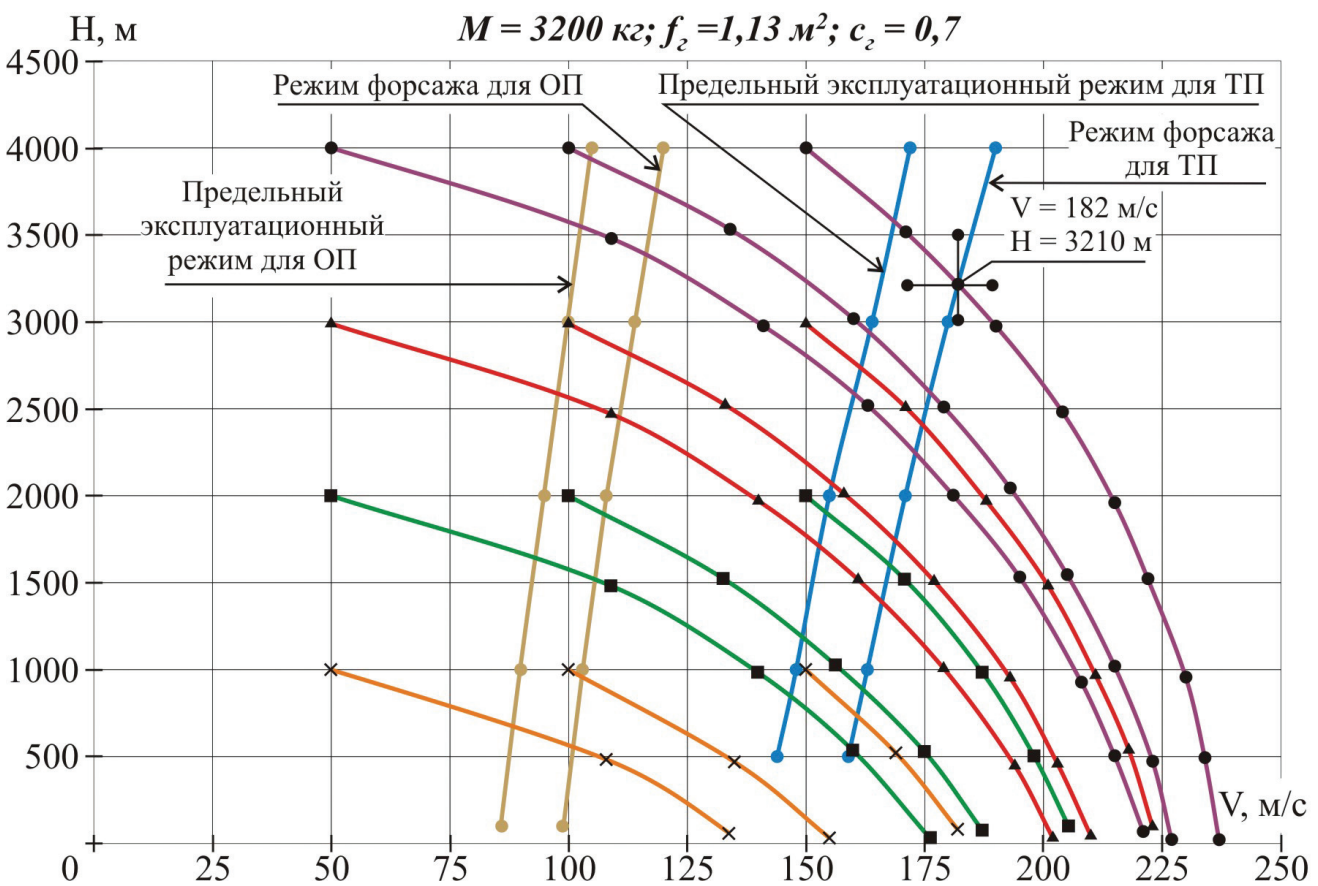


Рис. 1. Семейство фазовых траекторий свободно падающего ВМ

режима и режима форсажа для тормозного парашюта СПС. Слева от первой линии находится область эксплуатационных режимов системы объект—СПС, в которой допустимо по условиям прочности тормозного парашюта (ТП) безопасное его многократное применение. Вторая линия (режим форсажа) определяет максимально допустимую границу, слева от которой еще допустимо по условиям прочности ТП СПС безопасное его однократное применение, причем ТП может иметь повреждения локального характера без потери его несущей способности.

Аналогично строятся наклонные линии зависимостей эксплуатационного режима и режима форсажа для основного парашюта (ОП) СПС.

На рис. 1 в качестве примера показаны границы предельных эксплуатационных режимов и режимов форсажа для ТП и ОП СПС свободно падающего ВМ полетной массой $m = 3200$ кг, с площадью миделевого сечения $f_r = 1,13$ м² и коэффициентом сопротивления $c_r = 0,7$, а также семейство возможных фазовых траекторий.

На семейство фазовых траекторий свободного падения ВМ, в зависимости от начальных условий введения в действие, в дальнейшем накладывается траектория функционирования системы ВМ—ИПС.

Для двухкаскадной системы это может быть, в первую очередь, траектория ВМ+ТП (ИПС), построенная по результатам баллистических расчетов. На ней выполняется разметка границ временных интервалов основных этапных моментов функционирования ТП ИПС, которые могут стать критическими событиями, провоцирующими различные виды отказов, что вызовет необходимость распознавания вида отказа и оперативного введения в действие СПС.

В случае нормального (штатного) протекания процесса функционирования ТП ИПС, после его отделения от ВМ и введения в действие ОП ИПС, выполняются баллистические расчеты и строится фазовая траектория ВМ+ОП (ИПС). На ней, аналогично ТП, выполняется разметка границ временных интервалов основных этапных моментов функционирования ОП ИПС, которые могут стать критическими событиями, провоцирующими различные виды отказов, что также приведет к необходимости распознавания вида отказа и оперативного введения в действие СПС.

Таким образом, схема действия и фазовые траектории системы дают возможность выполнить детальный анализ работы ИПС с целью обнаружения моментов реализации возможных

аварийных ситуаций (АС) на фазовой траектории функционирования ИПС.

Наиболее вероятным является возникновение аварийных ситуаций на переходных процессах и режимах введения ИПС в действие: отделение (разделение), вытягивание, наполнение, разрифление и т.д., что характеризуется наличием точек изломов на фазовой траектории движения системы объект—ИПС [2, 3].

Определение каскадности системы и площадей куполов парашютов каскадов

Определение каскадности СПС уже было обосновано ранее и выполнено в работах [2, 4].

Двухкаскадная СПС: ТП+ОП обычно применяется для больших высот и скоростных напоров функционирования ИПС. Если же высоты функционирования ИПС относительно невелики, то лучше использовать однокаскадную СПС с двухступенчатым или одноступенчатым глубоким рифлением.

В работах [2, 4] также был обоснован выбор площадей куполов парашютов СПС из условия обеспечения заданных посадочных скоростей.

Основой для определения площади купола парашюта любого каскада является условие установившегося снижения системы объект—парашют, откуда найдем требуемую площадь купола парашюта $F_{\text{п}}$, обеспечивающую заданную скорость снижения $V_{\text{сн}}$ или приземления $V_{\text{пр}}$:

$$F_{\text{п}} = \frac{2(G_{\text{п}} + G_{\text{г}})}{\rho c_{\text{п}} V_{\text{сн}}^2} - f_{\text{г}} \frac{c_{\text{г}}}{c_{\text{п}}}$$

или

$$F_{\text{п}} = \frac{2(G_{\text{п}} + G_{\text{г}})}{\rho_0 c_{\text{п}} V_{\text{пр}}^2} - f_{\text{г}} \frac{c_{\text{г}}}{c_{\text{п}}}$$

Здесь $G_{\text{г}}$, $G_{\text{п}}$ — вес груза и парашюта соответственно;

$c_{\text{г}}$, $f_{\text{г}}$ — коэффициент сопротивления и площадь миделевого сечения груза;

$c_{\text{п}}$ — коэффициент сопротивления парашюта; выбирается по результатам ЛИ парашютов-аналогов;

ρ — плотность воздуха на уровне площадки приземления (для $V_{\text{сн}}$);

ρ_0 — плотность воздуха на уровне моря (для $V_{\text{сп}}$).

Проведенные исследования показали, что, например, для объектов массой 2500—3500 кг, наиболее часто используемых в летных испыта-

ниях ПС и предназначенных для пилотируемой космической техники, площадь тормозного парашюта СПС может варьироваться в пределах $F_{ТП} = 15 \div 30 \text{ м}^2$, а площадь основного парашюта СПС, при которой еще обеспечивается сохранность ВМ и его аппаратуры, в пределах $F_{ОП} = 200 \div 350 \text{ м}^2$.

Посадочная скорость ВМ при этом составляет $V_{пр} \leq 15 \text{ м/с}$, что при соответствующей конфигурации носовой части ВМ обеспечивает плавный вход в грунт на незначительную глубину ($\leq 0,5 \text{ м}$) и гарантирует относительно небольшую посадочную перегрузку (≤ 5), что гарантирует целостность как самого ВМ, так и его оборудования.

Теперь, когда определены площади парашютов всех каскадов СПС, можно выполнять баллистические расчеты и строить фазовые траектории как для конкретных ИПС, так и для СПС.

Примеры расчетов и построения фазовых траекторий

На рис. 2 представлены результаты баллистических расчетов движения системы ВМ—ТП СПС. Исследования проводились для двух ТП площадью 20 м^2 с двумя параметрами рифления $\varnothing = 0,25$ и $\varnothing = 0,3$ для ВМ со стабилизирующим кольцом. Начальные условия рассмотренного в качестве примера расчетного случая введения в действие ТП СПС:

$$H = 3210 \text{ м}, V = 182 \text{ м/с}.$$

Для двух ТП с различными параметрами рифления, по результатам расчетов построены фазовые траектории движения системы ВМ—ТП от моментов введения их в действие до моментов выхода на режимы установившегося снижения. Здесь же выполнена разметка моментов времени в секундах (0—14 с) (рис. 2).

Анализ фазовых траекторий процесса функционирования системы ВМ—ТП дает представление о величинах потери высоты и скорости за время торможения до выхода на установившийся режим. Точки изломов на графиках фазовых траекторий ТП свидетельствуют о моментах разрифления ТП пирорезаками Р4М.

На рис. 2 видно, что к моменту выхода на установившийся режим фазовые траектории движения системы для ТП с различными параметрами рифления сливаются, т.е. скорость установившегося снижения после разрифления в данном случае не зависит от параметра рифления.

Фазовые траектории пересекают линии режимов форсажа и предельного эксплуатационного

режима для ОП СПС, что свидетельствует о входе системы ВМ—ТП в зону допустимого введения в действие ОП (на рис. 2 показаны точки пересечения фазовых траекторий с линией режима форсажа ОП).

По результатам расчетов здесь также построены графики движения системы ВМ—ОП СПС для двух площадей ОП: $F_{ОП} = 185 \text{ м}^2$ и $F_{ОП} = 325 \text{ м}^2$ с параметрами рифления ОП: $\varnothing = 0,18$. На высоте 1730 м происходит отстрел ТП и введение в действие ОП. За время вытягивания ОП происходит разгон ВМ от 70 до 98 м/с и потеря высоты на величину $\Delta H = 67 \text{ м}$ (до уровня 1663 м). С высоты $H = 1663 \text{ м}$ начинается процесс наполнения ОП, выхода купола в фазу рифления, разрифления, полного наполнения и выхода на установившийся режим по скорости снижения. Жирной линией с правой стороны показана фазовая траектория свободного падения ВМ в случае отказа ИПС и СПС.

Определение минимально допустимой высоты введения в действие основного и тормозного парашютов СПС

Представляет большой практический интерес определение минимально допустимой (безопасной) высоты введения в действие основного парашюта СПС.

Установим минимально допустимую высоту выхода системы ВМ—ОП СПС на установившийся режим равной $\approx 100\text{--}120 \text{ м}$ от уровня посадочного полигона, что, как показывает практика, вполне достаточно для безопасного приземления ВМ с СПС.

Исходя из этого условия начнем подбирать, используя данные баллистических расчетов, точки режимов введения в действие ОП СПС на линии форсажа для ОП. В результате подбора всегда можно определить минимально допустимое значение высоты и максимальное значение скорости на момент полного вытягивания ОП СПС на линии форсажа ОП для каждого из куполов площадью 185 и 325 м^2 :

$$\text{для } F_{П} = 185 \text{ м}^2: V_0 = 101 \text{ м/с}, H = 545 \text{ м};$$

$$\text{для } F_{П} = 325 \text{ м}^2: V_0 = 101 \text{ м/с}, H = 519 \text{ м}.$$

Далее проводим баллистические расчеты движения системы ВМ—ОП СПС из полученных выше точек на линии форсажа ОП для двух куполов.

По результатам баллистических расчетов всегда можно построить фазовые траектории движения системы ВМ—ОП СПС. На рис. 3 приведен пример построения фазовых траекторий для па-

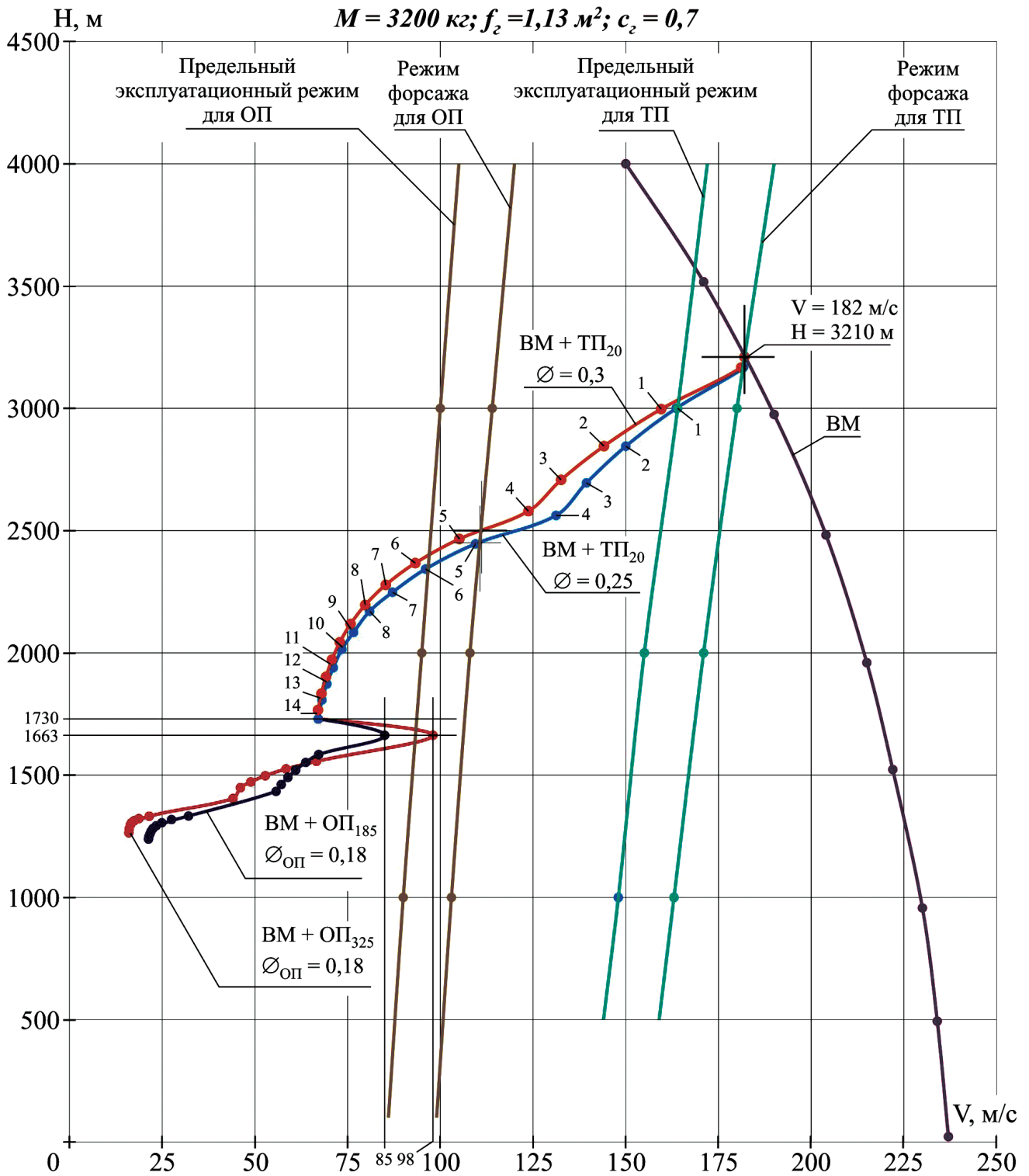


Рис. 2. Фазовые траектории движения системы ВМ—ТП от момента введения в действие ТП до выхода на режим установившегося снижения (для двух ТП с различными параметрами рифления)

рашютов с куполами двух площадей (185 и 325 м²).

Следующим важным этапом является определение минимально допустимой высоты введения в действие ТП СПС, с тем чтобы объединить фазовые траектории ТП и ОП, при условии, что

ОП СПС вводится на минимально безопасной высоте.

Используя программу баллистических расчетов и исходя из условия стыковки фазовых траекторий (режимов), начнем подбирать точки

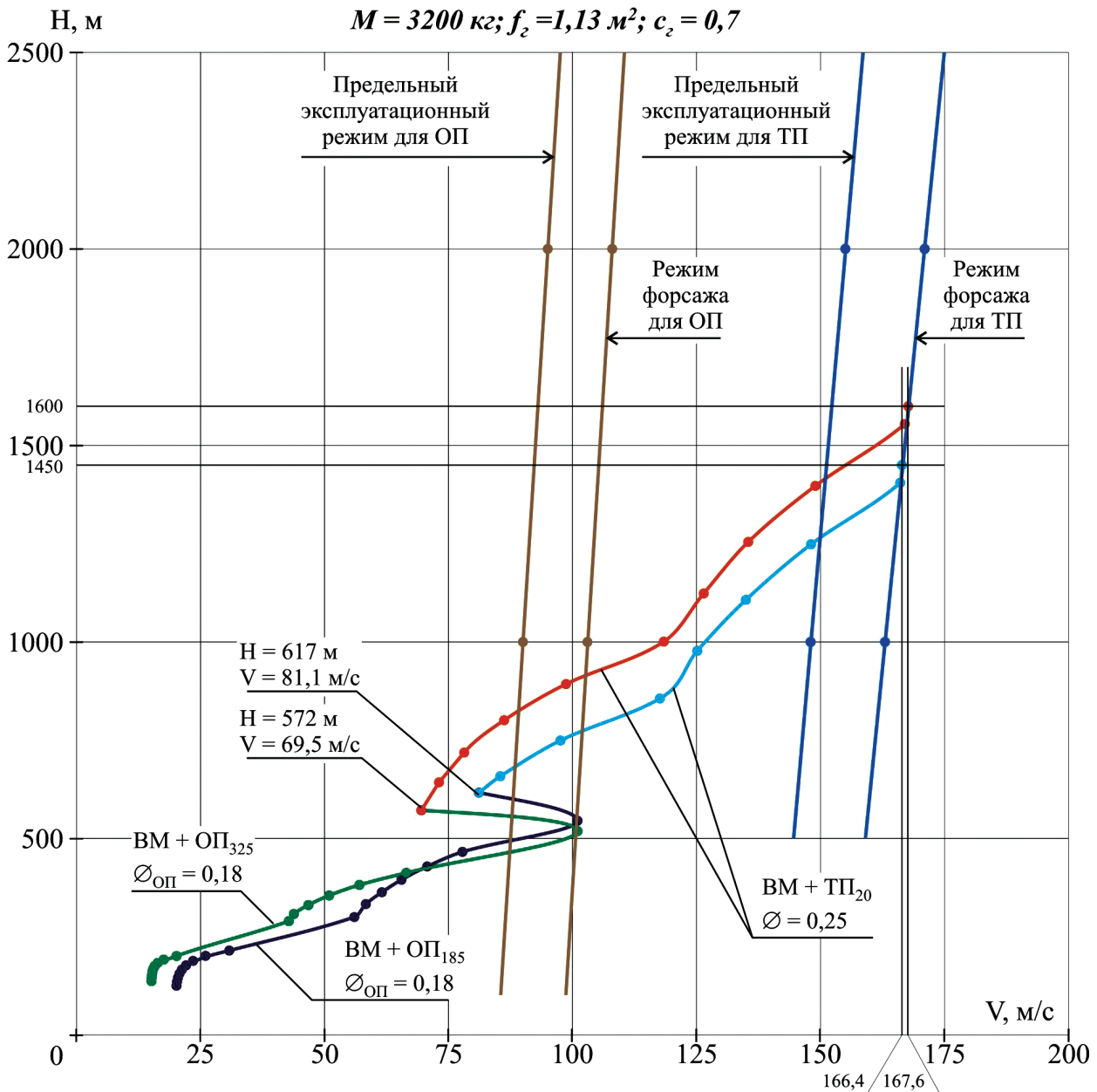


Рис. 3. Фазовые траектории движения системы ВМ+СПС с учетом минимально безопасной высоты введения в действие каскада СПС

режимов введения в действие ТП СПС на линии форсажа для ТП.

Необходимо учесть разгон ВМ после отстрела ТП на участке вытягивания ОП. По формулам свободного падения тел, решая обратную задачу, определим координаты точек начала вытягивания основных парашютов для двух куполов ОП различных площадей:

- для $F_{\Pi} = 185 \text{ м}^2$: $V_0 = 83 \text{ м/с}$, $H = 612 \text{ м}$;
- для $F_{\Pi} = 325 \text{ м}^2$: $V_0 = 70 \text{ м/с}$, $H = 586 \text{ м}$.

Следующим этапом является подбор режима работы ТП, при котором произойдет совпадение точек отстрела ТП на фазовых траекториях движения системы ВМ—ТП и точек начала вытяги-

вания ОП, при которых, с учетом разгона системы, обеспечивается минимально безопасная высота введения в действие ОП.

Результаты поисковых исследований по стыковке фазовых траекторий процесса функционирования ТП и определению точек отстрела ТП методом совмещения их с точками моментов начала вытягивания купола ОП из камеры подробно представлены в работах [2—4].

При этом рассматривались два основных случая:

- 1) вывод системы ВМ—ТП на установившийся режим, после чего вводится в действие ОП. Недосток — большая потеря высоты системы в процессе функционирования ТП;

2) ввод системы ВМ—ТП в зону скоростей, меньших предельно допустимой скорости для ввода ОП, после чего, на неустановившемся режиме движения системы ВМ—ТП, выполняется ввод в действие ОП. Недостаток — большая начальная скорость на момент полного вытягивания (начало наполнения) ОП.

Задачей поисковых исследований был поиск компромисса при стыковке фазовых траекторий ТП и ОП в точках отстрела ТП и начала вытягивания ОП.

В результате поисковых исследований всегда удается подобрать минимально безопасную высоту введения в действие ТП при условии, что ОП СПС вводится на минимально допустимой (безопасной) высоте и при этом удается удачно совместить точки отстрела ТП с точками начала вытягивания ОП (см. рис. 3).

Особенности построения фазовых траекторий с учетом возможных аварийных ситуаций

На рис. 4 показаны фазовые траектории для ИПС и СПС, причем ввод СПС выполнен с учетом минимально безопасной высоты введения ОП СПС в действие [2, 3].

Здесь также обязательно определяются точки изломов на фазовой траектории ИПС (критические точки) с номерами, показанными в прямоугольных окошечках (рис. 4):

1 — сброс, этап работы ВП, вытягивание и выход ТП в фазу рифления (совмещены в данной точке);

2 — разрифление ТП;

3 — отстрел ТП, введение в действие ОП (начало вытягивания);

4 — вытягивание ОП на полную длину;

5 — выход ОП в фазу рифления;

6 — разрифление ОП;

7 — полное наполнение ОП.

Точки изломов фазовой траектории движения системы ВМ—ИПС являются наиболее вероятными временными моментами, в которых возможно возникновение аварийных ситуаций. Данные точки показаны на рис. 4 (точки 1—7).

От критических точек вправо вниз строятся фазовые траектории свободного падения ВМ для всех возможных случаев отказов. На этих ФТ выполняется разметка времени в секундах (на рисунках они представлены в виде последовательностей точек), с тем чтобы показать резерв допустимого времени на распознавание критического отказа и принятие решения на оперативное введение в действие СПС. Также это открывает

возможность для разработки логики работы программы системы аварийного спасения (САС).

Чем раньше будет принято правильное решение, тем менее жестким будет режим работы СПС по условиям прочности. Предельными точками введения двухкаскадной СПС в действие будут точки пересечения ФТ с линией форсажа для ТП. Правее этой точки уже бесполезно вводить в действие ТП СПС по условиям прочности. Поэтому важнейшей задачей инженера-испытателя является не допустить пересечения ФТ ВМ с линией форсажа ТП СПС. Вторым важнейшим условием является контроль предельного, минимально допустимого значения высоты для введения СПС в действие с учетом ее каскадности.

Важным моментом при построении фазовой траектории движения ВМ—ИПС является также достаточное удаление ее по высоте от фазовой траектории движения системы ВМ—СПС, построенной для минимально безопасной высоты введения в действие СПС.

Учет всех перечисленных выше факторов позволяет грамотно построить логику программы работы автоматики САС, что дает возможность проведения ЛИ ИПС на различных режимах, определяемых областью испытательных режимов, представленной на рис. 4.

Разработка логики работы программ реализации полетных операций для автоматики системы управления работой СПС

Алгоритм разработки приведен ниже по основным пунктам.

1. В каждом конкретном случае четко формулируется цель испытаний (например, проверка парашюта на прочность путем доведения его до разрушения, определение критической скорости наполнения парашюта и др.).

2. Выполняется построение ФТ СПС из условий обеспечения минимально безопасной высоты введения СПС в действие и неперевышения предельного по условиям прочности и наполняемости парашюта скоростного напора. Выше на примерах был показан алгоритм построения фазовых кривых СПС, ограничивающих снизу область испытательных режимов ИПС (рис. 3, 4).

3. Выполняется построение ФТ ИПС с учетом положения фазовых кривых СПС (ФТ ИПС должны быть значительно выше и нигде не должны пересекаться с ФТ СПС).

4. Определяются критические точки временных моментов возможных отказов (точки излома)

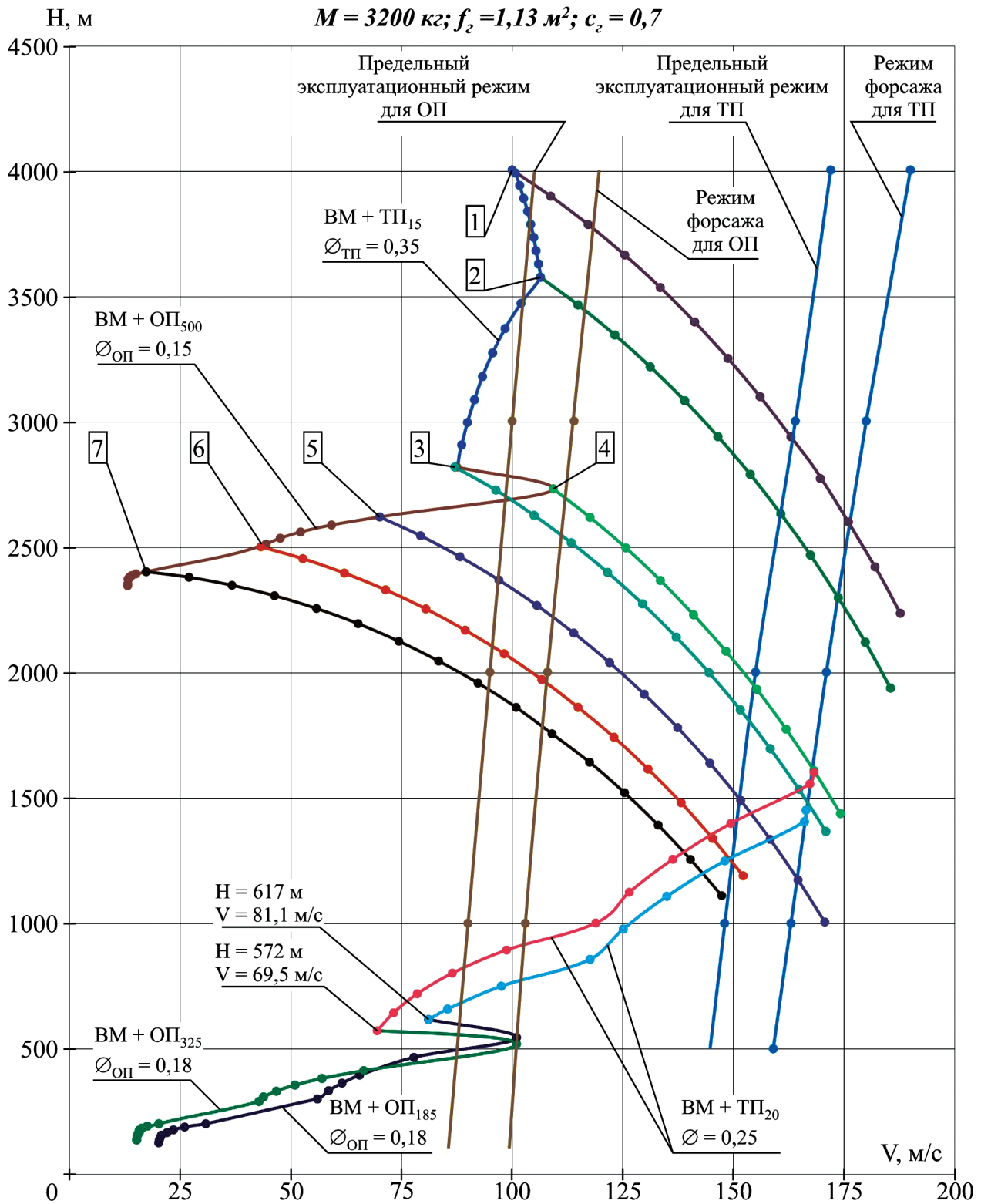


Рис. 4. Фазовые траектории для ИПС и СПС; ввод СПС выполнен с учетом минимально безопасной высоты введения ОП СПС в действие

на ФТ ИПС, и от них путем баллистических расчетов строятся ФТ свободного движения ВМ при возникновении аварийных ситуаций по принципу полного отказа в функционировании системы.

Здесь важно, чтобы ФТ ИПС не пересекали ФТ СПС по истечении короткого промежутка времени, т.е. нужно, чтобы был достаточный резерв времени на обнаружение отказа, опера-

тивное отделение ИПС и введение в действие СПС (чем раньше будет обнаружен отказ, тем больше резерв времени на его распознавание и устранение).

5. Разрабатывается логика программы работы автоматики системы управления (АСУ) системой аварийного спасения, включающая в себя обнаружение отказов в аварийных ситуациях, формирование и выдачу команд на ликвидацию ИПС и своевременное введение в действие СПС.

Здесь необходимо отметить, что существует несколько основных способов введения в действие элементов ПС: по перегрузке, по высоте, по скоростному напору, по времени и комбинированный. Для каждой из аварийных ситуаций выбирается один из них, с дублированием (резервированием), основанным на другом физическом принципе. Это существенно повышает надежность безупречного и эффективного срабатывания САС в целом.

6. Путем программирования на персональном компьютере разрабатывается электронный модуль, на котором выполняется моделирование процесса функционирования системы ИПС—СПС с целью детального исследования работы АСУ САС. Полученный программный код вносится в интегральную микросхему. Выполняется стендовая многократная прогонка модуля с имитацией условий функционирования в натурном летном эксперименте (с учетом воздействия перегрузки, давления, влажности, температуры и др.).

7. Алгоритмы логики программ работы ИПС и СПС вводятся в память микропроцессора АСУ (либо в программное временное устройство) и выполняется стендовая наземная проверка программы работы АСУ САС с учетом всех возможных вариантов аварийных ситуаций для схемы функционирования данной, конкретной ИПС.

8. Модуль АСУ САС устанавливается на ВМ, готовый к натурному применению, и проводится летный эксперимент с ИПС.

Изложенный выше алгоритм, в зависимости от решаемой задачи спасения ВМ, может быть дополнен или скорректирован с учетом работ [1—20].

Выводы

Приведенные в работах [1—4] результаты исследований и проектно-баллистических расчетов показывают принципиальную возможность и настоятельную необходимость создания испытательного комплекса ВМ—ИПС—СПС для проведения летных испытаний ИПС на предельных эксплуатационных режимах и режимах форсажа,

например при проведении испытаний на прочность методом доведения до разрушения [3, 5], при оценке критической скорости наполнения и наполняемости парашюта на предельных, граничных эксплуатационных режимах, при проверке функционирования системы в критичных условиях и на ужесточенных режимах и др.

Это существенно повышает информативную содержательность летного эксперимента с ИПС и позволяет экономить материальные, финансовые и временные ресурсы при проведении летных испытаний ПС в граничных и ужесточенных условиях.

Кроме того, внедрение в летно-испытательную практику комплекса ВМ—ИПС—СПС позволяет существенно изменить концепцию, стратегию и тактику проведения ЛИ, в результате чего значительно уменьшаются количество дорогостоящих летных экспериментов и сроки выполнения программ при проверке парашютов на предельных эксплуатационных и граничных режимах. Этого можно достичь благодаря предварительной вероятностной оценке возможных исходов и степени риска, а также благодаря учету различных вариантов развития аварийных и катастрофических ситуаций и путей их предотвращения [3].

Существенно повышается надежность функционирования системы ВМ—ИПС—СПС. Кроме того, многорежимность СПС позволяет оперативно расширять области эксплуатационных режимов для ИПС [1—20].

Список источников

1. *Иванов П.И., Крашилин В.В., Криворотов М.М., Перьков Ю.Л.* Аттестация летно-испытательного оборудования для парашютных систем больших площадей // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 1. С. 49–56.
2. *Иванов П.И., Шмерова Г.В.* Предварительные расчеты для разработки парашютной системы спасения ВМ типа Фаб-3000, используемой при проведении летных испытаний парашютных систем. Техническая справка. ВКИБ. 18079. — Феодосия: ГУП РК «НИИ АУС», 2018. — 53 с.
3. *Куринный С.М.* Особенности испытаний парашютных систем в процессе их создания // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23. № 1. С. 84–94.
4. *Иванов П.И., Шмерова Г.В., Куринный С.М.* Разработка системы парашютной спасательной для спасения ВМ типа ФАБ-3000 в случае возникновения аварийных ситуаций при проведении летных испытаний на предельных эксплуатационных режимах и режимах форсажа. Результаты расче-

- тов. ВКИБ. 18132. — Феодосия: ГУП РК «НИИ АУС», 2019. — 57 с.
5. *Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М., Шмерова Г.В.* Некоторые проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем путём доведения их до разрушения в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 2. С. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99
 6. *Иванов П.И.* Лётные испытания парашютных систем. — Феодосия: Гранд-С, 2001. — 332 с.
 7. *Миронов А.Д., Лапин А.А., Меерович Г.Ш., Зайцев Ю.И.* Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1982. — 144 с.
 8. *Ногин В.Д., Протодьяконов И.О., Евлампиев И.И.* Основы теории оптимизации: Учеб. пособие. — М.: Высшая школа, 1986. — 384 с.
 9. *Вентцель Е.С.* Исследование операций: задачи, принципы, методология. — 5-е изд., стер. — М.: КноРус, 2010. — 191 с.
 10. *Саркисян С.А., Минаев Э.С., Каспин В.И.* и др. Теория прогнозирования и принятия решений. — М.: Высшая школа, 1977. — 352 с.
 11. *Саркисян С.А., Голованов Л.В.* Прогнозирование развития больших систем. — М.: Статистика, 1975. — 192 с.
 12. *Саркисян С.А.* Современные методы научно-технического прогнозирования // Экономическая эффективность авиационной техники: Тематический сборник научных трудов МАИ. М.: Машиностроение, 1974. С. 3-11.
 13. *Чуркин В.М.* Устойчивость и колебания парашютных систем. — М.: URSS, 2018. — 230 с.
 14. *Чуркин В.М.* Динамика парашютных систем на этапе спуска. — М.: МАИ-ПРИНТ, 2008. — 184 с.
 15. *Чуркин В.М., Серпичева Е.В., Силантьев В.М.* К оценке влияния аэродинамики груза на свободные колебания парашютной системы // Труды МАИ. 2003. № 12. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34455>
 16. *Морозов В.И., Пономарев А.Т., Животов Н.П., Морозов А.А.* Парашютно-реактивные системы. Состояние и перспективы развития // Полёт: Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 11. С. 27-37.
 17. *Чуркин В.М., Чуркина Т.Ю.* К анализу свободных колебаний парашютной системы с упругими стропами // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 3. С. 143-148.
 18. *Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н.* Динамика движения парашютных систем. — М.: Машиностроение, 1982. — 152 с.
 19. *Лобанов Н.А.* Основы расчета и конструирования парашютов. — М.: Машиностроение, 1965. — 363 с.
 20. *Чуркин В.М.* Анализ динамики движения парашютной системы в продольной плоскости // Некоторые вопросы механики: Сб. статей. Вып. 460 / Под ред. В.Г. Веретенникова. М.: Изд-во МАИ, 1978. С. 44-49.

References

1. *Ivanov P.I., Krashilin V.V., Krivorotov M.M., Per'kov Yu.L.* *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 1, pp. 49-56.
2. *Ivanov P.I., Shmerova G.V.* *Predvaritel'nye raschety dlya razrabotki parashyutnoi sistemy spaseniya VM tipa Fab-3000, ispol'zuemoi pri provedenii letnykh ispytanii parashyutnykh sistem. Tekhnicheskaya spravka* (Preliminary calculations for the development of a parachute rescue system of the Fab-3000 type used during flight tests of parachute systems. Technical reference), VKIB, 18079, Feodosia, NII AUS, 2018, 53 p.
3. *Kurinni S.M.* *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2020, vol. 23, no. 1, pp. 84-94.
4. *Ivanov P.I., Shmerova G.V., Kurinni S.M.* *Razrabotka sistemy parashyutnoi spasatel'noi dlya spaseniya VM tipa FAB-3000 v sluchae vozniknoveniya avariinykh situatsii pri provedenii letnykh ispytanii na predel'nykh ekspluatatsionnykh rezhimakh i rezhimakh forsazha. Rezul'taty raschetov* (Development of a parachute rescue system for the rescue of a FAB-3000 type VM in case of emergency situations during flight tests at extreme operating conditions and afterburner modes. Calculation results), VKIB, 18132, Feodosia, NII AUS, 2019, 57 p.
5. *Ivanov P.I., Kurinni S.M., Krivorotov M.M., Shmerova G.V.* *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2018, vol. 17, no. 2, pp. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99
6. *Ivanov P.I.* *Letnye ispytaniya parashyutnykh sistem* (Flight tests of parachute systems), Feodosia, Grand-S, 2001, 332 p.
7. *Mironov A.D., Lapin A.A., Meerovich G.Sh., Zaitsev Yu.I.* *Zadachi i struktura letnykh ispytanii samoletov i vertoletov* (Tasks and structure of flight tests of airplanes and helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 144 p.
8. *Nogin V.D., Protod'yakonov I.O., Evlampiev I.I.* *Osnovy teorii optimizatsii* (Fundamentals of optimization theory), Moscow, Vysshaya shkola, 1986, 384 p.
9. *Ventsel' E.S.* *Issledovanie operatsii: zadachi, printsipy, metodologiya* (Operations research: tasks, principles, methodology), Moscow, KnoRus, 2010, 191 p.
10. *Sarkisyan S.A., Minaev E.S., Kaspin V.I.* et al. *Teoriya prognozirovaniya i prinyatiya reshenii* (Theory of forecasting and decision-making), Moscow, Vysshaya shkola, 1977, 352 p.

11. Sarkisyan S.A., Golovanov L.V. *Prognozirovanie razvitiya bol'shikh system* (Forecasting the development of large systems), Moscow, Statistika, 1975, 192 p.
12. Sarkisyan S.A. *Ekonomicheskaya effektivnost' aviatsionnoi tekhniki. Tematicheskii sbornik statei*. Moscow, Mashinostroenie, 1974, pp. 3-11.
13. Churkin V.M. *Ustoichivost' i kolebaniya parashyutnykh system* (Stability and fluctuations of parachute systems), Moscow, URSS, 2018, 230 p.
14. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska* (Dynamics of parachute systems at the descent stage), Moscow, MAI-PRINT, 2008, 184 p.
15. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silant'ev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
16. Morozov V.I., Ponomarev A.T., Zhivotov N.P., Morozov A.A. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2000, no. 11, pp. 27-37.
17. Churkin V.M., Churkina T.Y. The Analysis of free oscillations parachute Systems with elastic line. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 3, pp. 143-148.
18. Antonenko A.I., Rysev O.V., Fatykhov F.F., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika dvizheniya parashyutnykh system* (Dynamics of movement of parachute systems), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 152 p.
19. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* (Fundamentals of calculation and design of parachutes), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 363 p.
20. Churkin V.M. *Nekotorye voprosy mekhaniki. Sbornik statei*, no. 460, Moscow, MAI, 1978, pp. 44-49.

Статья поступила в редакцию 18.12.2021; одобрена после рецензирования 26.12.2021; принята к публикации 26.12.2021.

The article was submitted on 18.12.2021; approved after reviewing on 26.12.2021; accepted for publication on 26.12.2021.