

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;

05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;

05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;

05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;

05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;

05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК. 629.734.7.018.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-84-94

ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЙ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ В ПРОЦЕССЕ ИХ СОЗДАНИЯ

С.М. КУРИННЫЙ¹

*¹Федеральное государственное унитарное предприятие
«Научно-исследовательский институт аэроупругих систем»,
г. Феодосия, Республика Крым, Россия*

В статье рассмотрен ряд этапов создания парашютных систем военного и специального назначения и некоторые особенности проведения их испытаний. Детально проанализирована необходимость проведения доводочных испытаний и их максимальные режимы. Обоснована возможность создания спасательной парашютной системы (СПС) для спасения весового макета при летных испытаниях, связанных с проверкой прочности парашютных систем. Предложен порядок введения СПС в схему действия испытываемой парашютной системы (ИПС). Рассмотрен порядок и этапы функционирования трехкаскадной СПС, состоящей из вытяжного парашюта, тормозного парашюта и основного парашюта. Приведен анализ работы такой системы с рассмотрением фазовых траекторий движения СПС и ИПС. Учтено развитие возможных аварийных ситуаций (АС) на всех этапах движения ИПС с приведением их фазовых траекторий. Фазовые траектории движения приведены с учетом области эксплуатационных (испытательных) режимов с наложением на них предельного эксплуатационного режима и режима форсажа. Развитие АС проанализировано с учетом запаса времени на ввод в действие СПС. Рассмотрен пример создания системы распознавания аварийной ситуации и порядок её работы при введении в действие СПС. Спрогнозированы положительные результаты от внедрения СПС в летные испытания при создании парашютных систем специального назначения. Отдельно предлагается новая стратегия проведения летных испытаний с внедрением корректируемой (по решению главного конструктора) программы испытаний. Расширение области испытательных режимов позволит значительно увеличить информационную содержательность летного эксперимента, эффективность и качество его результатов. Введение системы распознавания АС существенно повысит надежность функционирования испытываемой парашютной системы.

Ключевые слова: летные испытания, спасательная парашютная система, фазовая траектория движения, аварийная ситуация, область эксплуатационных режимов.

ВВЕДЕНИЕ

В соответствии с Положением¹ к авиационной технике военного назначения и авиационной технике специального назначения (АТ ВН и АТ СН) относятся парашютные и парашютно-реактивные системы различного назначения, средства воздушного и посадочного десантирования личного состава, вооружения, военной техники и грузов (ПС).

¹ Положение о создании авиационной техники военного назначения и авиационной техники специального назначения. Утверждено Военно-промышленной комиссией при Правительстве Российской Федерации 08.12.2010г.

При стандартном выполнении требований Положения летные испытания образца АТ ВН, требующего летной оценки, начинаются на этапе предварительных испытаний, когда сформирован его окончательный облик и реализованы технические решения по результатам моделирования и наземных испытаний.

Цель этапа технического проекта: определение окончательных технических решений, дающих полное представление о конструкции ПС, о ее составе и эксплуатационно-технических характеристиках, принципиальных технологических решениях по его производству.

Этап предусматривает создание натурального макетного образца АТ ВН, требующего оценки в летном эксперименте.

Летный эксперимент на этом этапе создания ПС должен подтвердить не только работоспособность и надежность разрабатываемой парашютной техники, но и стать источником получения научно-технической информации о фактических аэродинамических, аэроупругих, прочностных и баллистических характеристиках ПС с учетом ее конструктивных решений в реальных условиях эксплуатации [1-4].

Процесс летных испытаний является итерационным процессом, что предусматривает дополнительный объем доводочных испытаний (ДИ), которые могут не вписываться в жесткие рамки Программы испытаний.

ДИ относятся к исследовательским испытаниям, проводимым при разработке (доработке) конструкции ПС с целью оценки целесообразности вносимых в неё (в схему её работы) изменений для достижения заданных значений показателей её качества. Основным показателем качества является надежность работы ПС, что, в свою очередь, предусматривает летные эксперименты без внесения каких бы то ни было изменений.

Кроме надежности существует ряд параметров, дополнительно определяющих качество ПС, к ним относятся:

- посадочная скорость $V_{\text{пос}}$;
- коэффициент сопротивления C_p ;
- максимальная аэродинамическая нагрузка R_{max} ;
- путь наполнения S_n и время наполнения ПС t_n , и др.

Особенности летных ДИ ПС:

- отсутствие (ограниченность) управляющих воздействий (за исключением управляемых ПС);
- повышенная реакция на внешние возмущения, связанная с большими деформациями ПС при нагружении, влияющая на результаты испытаний;
- отсутствие надежной измерительной системы для определения усилий в ткани купола и натяжений в его подкрепляющем силовом каркасе;
- необходимость внесения конструктивных доработок в процессе испытаний в зависимости от их результатов;
- проведение ужесточенных испытаний для подтверждения прочностных характеристик;
- отсутствие полномасштабной структурной математической модели функционирования компоновки «объект + ПС».

В практике летных испытаний парашютных систем периодически возникает необходимость выполнять испытания ПС на прочность методом доведения до разрушения, на наполняемость, определение критической скорости наполнения, функционирование, ужесточение, граничные испытания.

При ДИ такого типа значительно чаще, чем при обычных испытаниях, возникают аварийные ситуации (АС), приводящие к необратимым последствиям и, как правило, к потере дорогостоящей материальной части, неоправданным временным и финансовым затратам.

С целью исключения потери дорогостоящей материальной части при возникновении АС во время проведения летного эксперимента, необходимо предусмотреть возможность сохранения весового макета (ВМ) с системой автоматического управления (САУ) и системой измерений.

В качестве варианта спасения ВМ при возникновении АС на этапе работы испытываемой парашютной системы (ИПС) предлагается введение в состав системы ВМ-ИПС спасательной парашютной системы (СПС). Таким образом, речь идет о создании комплекса ВМ-ИПС-СПС, функционирующего с высокой степенью надежности.

ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ВМ-ИПС-СПС

На основе существующего опыта испытаний ПС [1] предлагается, описанная ниже, схема действия ВМ-ИПС-СПС, которая представлена на рис. 1.

После сбрасывания ВМ в действие вводится вытяжной парашют (ВП) ИПС, который, в свою очередь, вводит в действие ИПС, в рассматриваемом случае состоящей из основного парашюта (ОП) и тормозного парашюта (ТП).

В случае возникновения АС в процессе функционирования любого из каскадов ИПС, САУ распознает отказ, отделяет от ВМ ИПС и выдает команду на введение в действие СПС.

Весь процесс функционирования СПС можно условно разбить на три этапа.

I этап. Функционирование ВП.

ВП СПС вводится в действие либо методом катапультирования в поток с помощью специального механизма (пирознергетического или механического катапультиного устройства), либо методом извлечения ВП из контейнера СПС, принудительно отделяющимся от ВМ элементом ИПС.

ВП, наполняясь и принимая на себя аэродинамическую нагрузку, создает тяговое усилие, необходимое для расчеховки камеры и извлечения из нее ТП (ОП в случае двухкаскадной схемы).

II этап. Функционирование ТП.

После извлечения из камеры и вытягивания ТП на полную длину начинается процесс его наполнения. Одновременно с этим происходит вытягивание соединительного звена, основным назначением которого является удаление ТП от ядра аэродинамического спутного следа, образующегося за ВМ (длина звена приблизительно равна 5 – 7 диаметров миделя ВМ).

Далее, купол ТП наполняется до рифленой фазы с заданным параметром рифления. Система объект-ТП движется в рифленой фазе. Время движения в рифленой фазе определяется устанавливаемыми на куполе двумя пирорезаками, с помощью которых происходит разрифление (методом перерубания шнура рифления).

После разрифления ТП полностью наполняется. Процесс торможения системы продолжается до момента отделения ТП от ВМ.

III этап. Функционирование ОП.

Отделяясь от ВМ, ТП расчеховывает швартовочные ремни камеры блока ОП, извлекает блок из контейнера, вытягивая основной парашют на полную длину, и отделяется от ОП вместе с его камерой.

В процессе вытягивания ОП, после полного вытягивания строп происходит расчеховка камеры и взведение пирорезаков.

Далее, купол ОП наполняется до рифленой фазы с заданным параметром рифления.

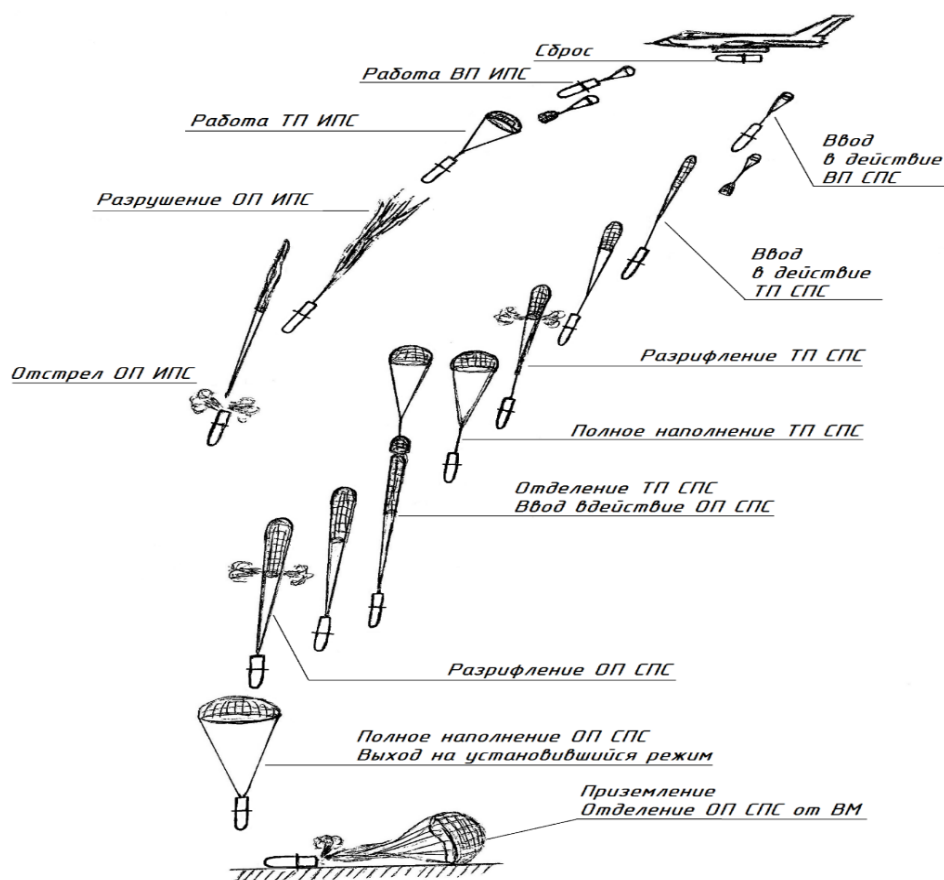


Рис. 1. Схема действия системы ВМ-ИПС-СПС
Fig. 1. The action scheme of the WM tested and recovery parachute systems

Система объект-ОП движется в рифленной фазе. Время движения в рифленной фазе определяется устанавливаемыми на куполе четырьмя пирорезаками, с помощью которых происходит разрифление.

После разрифления ОП полностью наполняется. Процесс торможения продолжается до момента выхода системы на установившийся режим.

Затем происходит приземление и отделение ОП от ВМ с целью исключения протаскивания ВМ при наличии ветра.

Построение фазовой траектории ИПС и СПС

При рассмотрении области эксплуатационных режимов в качестве предельного, наиболее жесткого расчетного случая, рассматривался вертикальный вход в атмосферу с углом наклона траектории ВМ $\theta = -90^\circ$ полетной массой $M = 3200$ кг.

При этом, для каждого выбранного эшелона высоты H (с шагом 500 или 1000 м), рассматриваются случаи отказов в функционировании ИПС. Это могут быть: обрыв соединительного звена, соединяющего объект с ИПС; разрушение ИПС; не наполнение ОП ИПС, не ввод ИПС в действие по различным причинам и т.д.

Кривая предельного эксплуатационного режима определяет слева от себя область эксплуатационных режимов системы объект-СПС, в которой допустимо по условиям прочности ТП безопасное его многократное введение в действие (применение).

Кривая режима форсажа определяет максимально допустимую границу, слева от которой еще допустимо по условиям прочности ТП безопасное его однократное применение.

Аналогично строятся зависимости эксплуатационного режима и режима форсажа для ОП СПС.

В качестве примера рассмотрим, что в области испытательных режимов вводится в действие трехкаскадная ИПС (ВП+ТП+ОП) с целью проверки на прочность путем доведения ТП и ОП до разрушения.

Пусть начальные режимы введения в действие ИПС H_0 , V_0 заданы: $H_0=4000\text{м}$; $V_0=100\text{м/с}$. Задаем эту точку в области испытательных режимов (предположим, что после отделения от носителя ТП немедленно вводится в действие).

Потом от начальной точки, проводя баллистические расчеты, выполненные по зависимостям, приведенным в источниках [5-8], строим фазовую траекторию движения ИПС с учетом работы всех ее каскадов с временной разметкой ($\Delta t=1\text{с}$) фазовой траектории (рис. 2).

Допустим для нашего примера $M_0=3200\text{кг}$, $C_x=0,7$; $f_z=1,13\text{м}^2$, где C_x – коэффициент сопротивления ВМ; f_z – площадь миделя ВМ, при этом характеристики ИПС:

- $F_{ТП}=15\text{м}^2$, $C_{ТП}=0,6$, $\varnothing_{ТП}=0,35$ – степень рифления купола ТП;

- $F_{ОП}=500\text{м}^2$, $C_{ОП}=0,75$, $\varnothing_{ОП}=0,15$ – степень рифления купола ОП;

характеристики СПС (оснащается серийными ПС):

- $F_{ТП}=20\text{м}^2$, $C_{ТП}=0,6$, $\varnothing_{ТП}=0,25$ – степень рифления купола ТП;

- $F_{ОП}=325\text{м}^2$, $C_{ОП}=0,75$, $\varnothing_{ОП}=0,18$ – степень рифления купола ОП.

Фазовая траектория движения ИПС и СПС представлена на рис. 2.

По имеющейся схеме действия и фазовым траекториям выполняется детальный анализ работы ИПС с целью обнаружения моментов реализации возможных аварийных ситуаций на фазовой траектории функционирования ИПС.

Наиболее вероятным является возникновение АС 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.

Определяются точки изломов на фазовой траектории ИПС с номерами (рис. 2):

1 – совмещены в данной точке сброс, этап работы ВП, вытягивание и выход ТП в рифленую фазу;

2 – разрифление ТП;

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

4 – вытягивание ОП на полную длину;

5 – выход ОП в рифленую фазу;

6 – разрифление ОП;

7 – полное наполнение ОП.

Выполняется локализация переходных зон в точках излома фазовой траектории работы системы объект-ИПС и построение для них возможных (наиболее вероятных) фазовых траекторий АС в области эксплуатационных (испытательных) режимов ИПС, которые представлены на рис. 2.

На линиях аварийных фазовых траекторий АС выполняется разметка времени с определенным шагом ($\Delta t=1\text{с}$), что дает возможность предварительной оценки резервного времени на фазовой траектории АС, необходимого для введения в действие СПС (время достижения предельных эксплуатационных режимов или режимов форсажа).

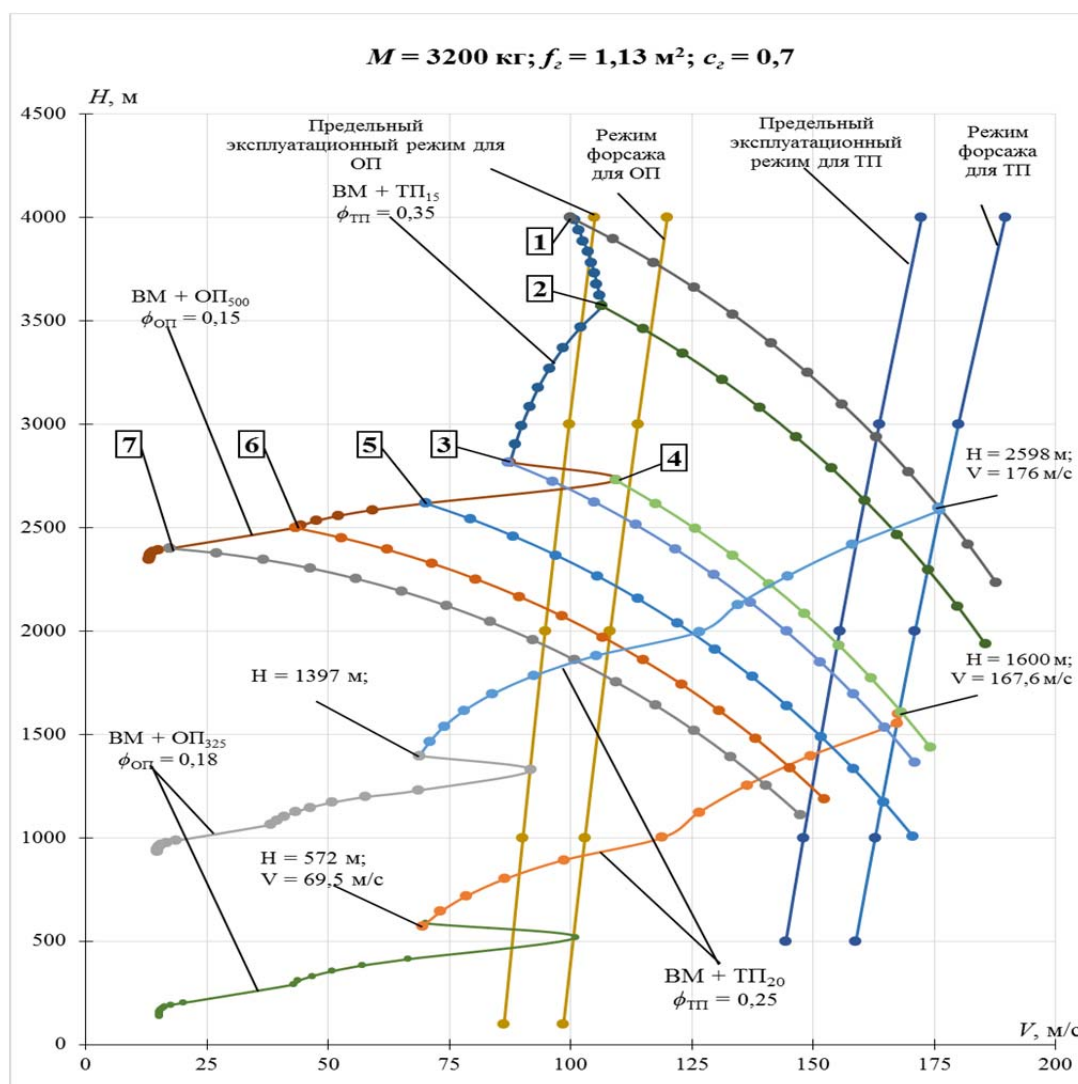


Рис.2. Фазовая траектория ИПС и СПС
Fig. 2. The phase trajectory of the tested and recovery parachute systems movement

В течение резервного времени необходимо: распознать отказ; сформировать и выдать команду на отделение ИПС; с небольшой задержкой по времени (что дает возможность удалиться ИПС от объекта) сформировать и выдать команду на введение в действие СПС.

Таким образом, в логику программы работы АСУ, в зависимости от высоты и скорости на момент прохождения команды «Авария» (для данного конкретного эксперимента), вводится реле времени (в память процессора АСУ) и определяется момент отделения ИПС и, с некоторой задержкой по времени, момент введения в действие СПС. После чего выполняется операция введения в действие СПС по данной аварийной программе.

Резервное время на ФТАС – это время, необходимое для введения в действие СПС, т. е. время на распознавание отказа, отсоединение ИПС и введение в действие СПС.

Анализ зависимостей на рис. 2 показывает, что наиболее жесткими, по условиям введения в действие СПС, будут случаи развития АС при отказах ТП вблизи точек 1 и 2. Учитывая, что временные промежутки между точками ФТАС составляют 1 с, то время на распознавание АС и введение в действие СПС будет не более 8 с из условия приближения к форсажному режиму для ТП СПС.

Минимально возможной высотой ввода в действие СПС на скорости близкой к 170 м/с будет высота около 1500 м. При этих начальных условиях СПС обеспечит приемлемую (менее 20 м/с) скорость снижения ВМ.

Фазовые траектории АС, развивающиеся из точек 4-7 (показательные для АС ОП ИПС), характеризуются существенной динамикой по увеличению скорости с возможным достижением минимальной высоты для ввода в действие СПС за промежуток времени более 8 с, что позволяет надежно ввести в действие СПС.

Исходя из вышеизложенного, при достаточном (до 3 с) запасе времени на распознавание АС и времени (до 5 с) на введение в действие СПС, обеспечивается достаточно надежное спасение ВМ при проведении испытаний на проверку прочности ИПС.

ПРИМЕР СИСТЕМЫ РАСПОЗНАВАНИЯ АС

В качестве системы распознавания АС возможно комбинированное (параллельное) использование перегрузки и перепада давления для достоверной выдачи команды на введение в действие СПС, функционирующее по следующему принципу: если и по перегрузке n , и по градиенту давления Δp обнаружен сигнал «Авария», то гарантировано формируется команда на введение в действие СПС.

В противном случае проводится повторный опрос датчиков и в случае повторения ситуации с противоречивой информацией приоритет отдается информации, полученной от датчика перепада давления.

Заранее назначается высота завершения работы ИПС, определяемая по данным баллистического расчета, на которой принудительно вводится СПС, независимо от того, как отработала ИПС (в соответствии со схемой действия или нет).

Однако перед введением СПС в действие, необходимо проверить значение перегрузки: если $n \approx 1_{-0.1}^{+0.2}$, то с целью предотвращения несанкционированного введения в действие СПС, АСУ блокирует прохождение команды на введение в действие СПС.

Заранее выбирается интервал времени, в течение которого полностью реализуется схема действия системы ВМ-ИПС, после чего вводится в действие СПС (независимо от результата работы ИПС).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Внедрение в летно-испытательную практику комплекса ВМ-ИПС-СПС позволит:

1. Существенно изменить концепцию и стратегию проведения ЛИ, перейти на новую стратегию, при которой существенно снижается потребное количество дорогостоящих летных экспериментов при проверке прочности парашюта методом доведения его до разрушения.

Если до сих пор стратегия проведения ЛИ заключалась в том, чтобы методом последовательных приближений в области эксплуатационных режимов в соответствии с программой испытаний (на что уходило достаточно большое число экспериментов, средств и времени) выйти в точку предельных эксплуатационных режимов, то только после этого можно выполнить проверку прочности парашюта. С введением в действие СПС достаточно провести только один эксперимент в средней точке эксплуатационного режима для проверки качества функционирования ИПС и, если он окажется удачным, сразу же перейти на максимальный эксплуатационный режим или режим форсажа для проверки полной несущей способности парашюта [9].

Если при этом окажется, что парашют не выдерживает по прочности этих режимов, то необходима его оперативная доработка и повторный эксперимент. При условии, что в эксперименте он не теряет своей несущей способности, то остается проверить качество функциониро-

вания его всего лишь в нескольких отдельных контрольных точках области эксплуатационных режимов.

Когда же парашют после проверки его на предельных эксплуатационных режимах выдерживает по прочности эти режимы, то теперь, по степени приоритета, он может быть проверен в остальных, наиболее важных для летно-испытательной практики, точках эксплуатационного режима.

Новая стратегия и концепция проведения ЛИ предполагает использование гибкой (корректируемой по решению главного конструктора) программы испытаний, что экономит число летных экспериментов, необходимых для полной проверки новых (разрабатываемых) ПС [10-14], а также затраты времени и средства на их подготовку и проведение.

2. Оперативно проверять требуемые летно-тактические характеристики (аэродинамические нагрузки и перегрузки, путь и время наполнения, коэффициенты сопротивления, их статистические оценки и дисперсии, динамику процесса наполнения, характер формообразования элементов конструкции в процессе раскрытия, устойчивость, управляемость системы объект-парашют и др.), а также качество функционирования ИПС на предельных эксплуатационных режимах, режимах форсажа и в любых точках области эксплуатационных режимов.

Это позволит существенно повысить информационную содержательность летного эксперимента, эффективность и качество его результатов.

3. Своевременно распознавать АС в процессе функционирования ИПС и оперативно вводить в действие СПС при любых нештатных ситуациях, возникающих в процессе работы ИПС, что позволит спасти ВМ, дорогостоящую измерительную и регистрирующую аппаратуру САУ, как и сохранять ценную научно-техническую информацию, полученную по результатам летного эксперимента практически в любых прогнозируемых АС.

Распознавание отказов основано на четко сформулированных заранее критериях отказов, и на физических принципах, позволяющих измерительной и регистрирующей аппаратуре четко определять их. Стратегия и тактика распознавания отказов основаны на вероятностной оценке возможных исходов и степени риска, а также анализе вариантов развития аварийных и катастрофических ситуаций.

4. Существенно повысить надежность функционирования системы объект-парашют в целом, опять же за счет многорежимности СПС появляется возможность проверки и оперативного расширения области эксплуатационных режимов ИПС.

Последнее достигается путем переноса узловых (граничных) точек области эксплуатационных режимов и последовательного перевода области испытательного режима (включая форсаж) в область эксплуатационных режимов, при условии, что ИПС эффективно и устойчиво работает в расширенной (по скорости, высоте и скоростному напору) области испытательных режимов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Иванов П.И.** Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.
2. **Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарёв А.Т.** Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: Физматлит, 2009. 576 с.
3. **Береговой Г.Т.** Безопасность космических полетов / Г.Т. Береговой, А.А. Тищенко, Г.П. Шибанов, В.И. Ярополов. М.: Машиностроение, 1977. 264 с.
4. **Кнаске Т.В.** Parachute Recovery Systems: Design Manual. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992. 511 p.
5. **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 расчетов. ВКИБ. 18132. Феодосия, 2019. 57 с.

6. **Лобанов Н.А.** Основы расчета и конструирования парашютов. М.: Машиностроение, 1965. 363 с.

7. **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, 2018. 57 с.

8. **Антоненко А.И.** Динамика движения парашютных систем / А.И. Антоненко, О.В. Рысев, Ф.Ф. Фатыхов, В.М. Чуркин, Ю.Н. Юрцев. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.

9. **Иванов П.И.** Некоторые проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем путём доведения их до разрушения в лётном эксперименте / П.И. Иванов, С.М. Куринный, М.М. Криворотов, Г.В. Шмерова // 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

10. **Журин С.В.** Парашютная система с упругим звеном и тандемным разделением груза на две части // Научный вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 1. С. 29-38. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-29-38

11. **Taylor A.P., Sinclair R.J., Allamby R.D.** Design and testing of the Kistler Landing system parachutes // American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA-99-1707. URL: https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/10/aiaa-1999-1707_design_and_testing_of_the.pdf (дата обращения 13.09.2019).

12. **Джалалова М.В., Леонов С.В.** Исследование влияния конструктивной проницаемости на устойчивость парашюта с четырьмя стропами // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2013. № 1. С. 65-68.

13. **Агроник А.Г., Эгенбург Л.И.** Развитие авиационных средств спасения. М.: Машиностроение, 1990. 254 с.

14. **Рысев О.В.,** Парашютные системы / О.В. Рысев, А.Т. Пономарев, М.И. Васильев, А.А. Вишняк, И.В. Днепров, Ю.В. Мосеев. М.: Наука. Физматлит, 1996. 288 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Куринный Сергей Михайлович, ведущий инженер по летным испытаниям ФГУП «Научно-исследовательский институт аэроупругих систем», г. Феодосия, Республика Крым, kurinniys@yandex.ru.

FEATURES OF PARACHUTE SYSTEMS TESTING DURING THEIR CREATION

Sergey M. Kurinnyy¹,
*Federal State Unitary Enterprise, Research Institute of Aeroelastic Systems,
Feodosiya, Russia*

ABSTRACT

The article describes a number of stages in the creation of parachute systems for military and special purposes and some features of executing their testing. The necessity of development flight tests and their peak modes are analyzed in details. The feasibility of recovery parachute system creation for saving the weight model during the flight tests connected with checking of parachute systems strength is proved. The procedure of putting the recovery parachute system into the action scheme of the tested parachute

system is suggested. The sequence and the stages of three-cascade recovery parachute system operation consisting of the auxiliary parachute, the drogue parachute and the main one are given. The analysis of this system operation considering the phase trajectories of the recovery parachute system and the tested parachute system movement is conducted. Development of possible emergency situations of the tested parachute system including the phase trajectories of motion at all stages is considered. The phase trajectories of motion are given taking into account test envelope with overlapping of the maximum operation conditions and acceleration modes. Development of emergencies is analyzed considering time buffer to put the recovery parachute system into operation. The article considers the example of creating the emergency detection system and its operating procedure when putting the recovery parachute system into action. Positive results from introduction of the recovery parachute system into the flight tests when creating parachute systems for different purposes are predicted. A new strategy of executing flight tests with the introduction of an updated (by the decision of the Chief Designer) test program is proposed. Extension of the test envelope will enable to significantly advance information awareness of the flight experiment, efficiency and quality of its results. Introduction of the emergency detection system will considerably improve reliability of the tested parachute system operation.

Key words: flight tests, recovery parachute system, phase trajectory of movement, emergency situation, test envelope.

REFERENCES

1. **Ivanov, P.I.** (2001). *Letnyye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S, 332p. (in Russian)
2. **Lyalin, V.V., Morozov, V.I. and Ponomarev, A.T.** (2009). *Parashyutnyye systemy. Problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems. The problems and the methods of their solution]. Moscow: Fizmatlit, 576 p. (in Russian)
3. **Beregovoy, G.T., Tishchenko, A.A., Shibarov, G.P. and Yaropolov, V.I.** (1977). *Bezopasnost kosmicheskikh poletov* [Safety of space flights]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 264 p. (in Russian)
4. **Knacke, T.W.** (1992). *Parachute Recovery Systems: Design Manual*. Santa Barbara, CA: Para Publishing, 511 p.
5. **Ivanov, P.I., Shmerova, G.V. and Kurinnyy, S.M.** (2019). *Razrabotka systemy parashyutnoy spasatelnoy dlya spaseniya VM tipa FAB-3000, v sluchaye vozniknoveniya avariynnykh situatsiy pri provedenii letnykh ispytaniy na predelnykh ekspluatatsionnykh rezhimakh i rezhimakh for-sazha. Rezultaty raschyotov* [Development of a recovery parachute system for salvage of FAB-3000 - type weight model in case of emergency during flight tests under maximum operating conditions and acceleration mode. The results of calculation]. VKIB. VCIB. 18132, Feodosiya, 57p. (in Russian)
6. **Lobanov, N.F.** (1965). *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* [Basics of calculation and design of parachutes]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 363 p. (in Russian)
7. **Ivanov, P.I. and Shmerova, G.V.** (2018). *Predvartelnyye raschety dlya razrabotki parashyutnoy systemy spaseniya VM tipa FAB-3000, ispolzuyemoy pri provedenii letnykh ispytaniy parashyutnykh system. Tekhnicheskaya spravka* [Preliminary calculation for the development of a recovery parachute system for salvage of FAB-3000-type weight model used during flight tests of parachute systems. Technical reference]. VKIB. VCIB. 18079, Feodosiya, 57 p. (in Russian)
8. **Antonenko, A.I., Rysev, O.V., Fatykhov, F.F., Churkin, V.M. and Yurtsev, Yu.N.** (1982). *Dinamika dvizheniya parashyutnykh system* [Dynamics of parachute systems movement]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 152 p. (in Russian)
9. **Ivanov, P.I., Kurinnyy, S.M., Krivorotov, M.M. and Shmerova, G.V.** (2018). *Problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems by conducting breakdown tests in flight experiments*. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, vol. 17, no. 2, pp. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99. (in Russian)
10. **Zhurin, S.V.** (2019). *The parachute system with the elastic link and the load divided into two parts as a tandem*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 1, pp. 29-38. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-29-38. (in Russian)

11. Taylor, A.P., Sinclair, R.J. and Allamby, R.D. (2016). *Design and testing of the Kistler Landing system parachutes*. American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA-99-1707. Available at: https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/10/aiaa-1999-1707_design_and_testing_of_the.pdf (accessed 13.09.2019).

12. Dzhahalova, M.V. and Leonov, S.V. (2013). *Effect of structural permeability on the stability of a parachute with four suspension lines*. The Moscow University Herald, Series 1, Mathematics. Mechanics, no 1, pp. 65-68. DOI: 10.3103/S0027133013010068 (in Russian)

13. Agronik, A.G. and Egenburg, L.I. (1990). *Razvitiye aviatsionnykh sredstv spaseniya* [Development of aviation recovery facilities]. Moscow: Mashinostroyeniye, Mechanical Engineering, 254 p. (in Russian)

14. Rysev, O.V., Ponomarev, A.T., Vasilev, M.I., Vishnyak, A.A., Dneprov, I.V. and Moseev, Yu.V. (1996). *Parashyutnyye systemy* [Parachute systems]. Moscow: Nauka. Fizmatlit, 288 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Kurinnyy S.M., Leading Engineer on Flight Tests, Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosiya, Crimea Republic, kurinniys@yandex.ru.

Поступила в редакцию 01.11.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 01.11.2019
Accepted for publication 23.01.2020