

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ОПАСНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЁТА СИСТЕМ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Различные концепции систем Воздушного старта (ВС) привлекают разработчиков авиационно-космической техники на протяжении многих десятилетий. Фактически, первым примером такой системы можно считать многоступенчатый космический аппарат, конструкцию которого предложил Фридрих Цандер ещё в 20-ых годах прошлого века [1]. Попытки разработать реальные системы ВС проводились на протяжении последних 50 лет в США, России, Украине, Китае и других странах [2].

Системы ВС обладают рядом неоспоримых преимуществ по сравнению с более привычными системами наземного и морского старта:

- ненулевые начальные условия (скорость ракеты-носителя (РН), высота над уровнем моря и угол наклона её траектории в момент десантирования с самолёта-носителя (СН) не равны нулю);

- использование высотного сопла для маршевого двигателя первой ступени РН (так как запуск двигателя РН осуществляется не на земле, а на высоте около 10 км, используется сопло с большей степенью расширения, что позволяет увеличить удельную тягу и, следовательно, массу полезной нагрузки);

- возможность реализовать оптимальную траекторию активного участка полёта без ограничений на зоны падения отработанных ступеней (относительная мобильность системы позволяет выбирать район старта над открытым океаном, избегая зон активного судоходства);

- перемещение, при необходимости, точки старта в пределах радиуса действия СН (существенно снижает время ожидания благоприятного “окна” запуска спутника, позволяет избегать сложных погодных условий в месте старта);

- отсутствие дорогостоящего наземного стартового устройства (так как его роль выполняет СН) [2].

Несмотря на все перечисленные выше преимущества, очевидным следствием которых является существенное снижение удельной стоимости вывода на орбиту 1 кг полезной нагрузки, полностью реализованы на данный момент только две программы ВС: “Pegasus” и ASAT [2]. В данный момент достаточно сложно с уверенностью сказать, обусловлены ли затруднения, возникшие при разработке систем “Quick Reach” и “Воздушный старт” экономическими или политическими факторами, но однозначно можно утверждать, что технически они сложнее, чем реализованные. Следовательно, требуют большего количества и средств, и новаторских разработок.

Крайне эффективным и экономически выгодным в свете всего выше сказанного видится использование для отработки новых идей при реализации программ ВС метода моделирования полёта летательных аппаратов с помощью свободнолетающих динамически подобных моделей (СДПМ).

Предлагаемый метод моделирования показал свою высокую эффективность при исследовании динамики полёта высокоманевренных самолётов [3]. Конечно, эксплуатация в качестве самолёта-носителя в системе ВС не требует от ЛА большой маневренности. Тем не менее, всегда остаётся вероятность попадания в зону с повышенной турбулентностью или высокой скоростью ветра, что в совокупности с изменением аэродинамических и массово-инерционных характеристик самолёта вследствие использования его в качестве носителя может привести к выходу на нерасчётные режимы полёта. Но ещё больший интерес представляет собой моделирование наиболее опасного режима ВС - десантирования РН. Использование СДПМ для моделирования ВС позволит существенно сократить сроки и затраты на проектирование, а также повысить безопасность системы. Обоснуем данное утверждение. Для этого сначала рассмотрим классификацию существующих и перспективных систем ВС; выделим наиболее опасные режимы их эксплуатации, обозначим задачи моделирования, которые необходимо решить для их исследования.

В настоящее время существует три варианта запуска РН с СН:

- РН размещается на внешней подвеске под фюзеляжем СН;
- РН располагается на верхней части СН;
- РН помещается внутри фюзеляжа СН.

Первый случай изучен достаточно хорошо, так как наиболее близок аэродинамически и технически к размещению ракет классов Воздух-Воздух и Воздух-Поверхность под крылом или фюзеляжем ЛА [2]. Основным недостатком данной схемы является существенное ограничение габаритов и массы РН. Что, в свою очередь, уменьшает возможную массу полезной нагрузки, тем самым ограничивая возможность коммерческого использования системы ВС. Преимуществом технических решений данной схемы по отношению к схемам размещения боевых ракет, на первый взгляд, исключает вероятность возникновения каких-либо принципиально новых проблем. Однако, габариты и масса РН, пусть и ограниченные по сравнению с другими схемами ВС, тем не менее, являются значительными по сравнению с габаритами и массой самого СН, что существенно сказывается на его аэродинамических характеристиках, маневренности и управляемости. Наиболее опасными в данном случае представляются следующие режимы полёта СН: взлёт и посадка в стандартном режиме; отделение РН от самолёта; запуск двигателя РН; нестандартные ситуации при неправильном или незаконченном отделении РН; полёт и посадка СН с не отделившейся РН.

Расположение РН над фюзеляжем СН позволяет использовать ракеты большего диаметра, так как их размеры не ограничены, в отличие от первого случая, расстоянием до полосы (по сути, высотой шасси). Однако, как это видно на примере Boeing 747-100, транспортировавшего Space Shuttle, и Ан-225 "Мрия", ответственного за перевозку Бурана, расположение крупногабаритного груза над фюзеляжем существенно влияет на аэродинамику и конструкцию СН, в частности, на расположение и форму затеняемого в данной ситуации хвостового оперения. Использование СДПМ для исследования динамики полёта модифицированного СН, представляется более экономичным и безопасным, чем испытательные полёты непосредственно самого самолёта, пусть и с закреплённым макетом, вместо настоящего космического челнока, как это было, например, при подготовке стратегического бомбардировщика ЗМ для транспортировки Бурана. И, так же как и в первом случае, особого внимания требуют внештатные ситуации, связанные с РН.

Третий вариант системы ВС – с размещением РН внутри СН - считается наиболее перспективным, но и требует большего количества вложений, в частности, и на модификацию возможного СН [2]. Самым опасным режимом полёта в данном случае, как и во всех вышеперечисленных, является отделение РН от СН. Не зависимо от схемы размещения ракеты внутри самолёта (непосредственно или в пусковом контейнере; по направлению полёта или наоборот) процесс десантирования РН является наиболее сложным из всех перечисленных схем ВС. Моделирование его с помощью СДПМ позволит обоснованно выбрать оптимальный способ размещения, закрепления и отделения РН от СН ещё на этапе эскизного проектирования. При этом отсутствует угроза жизни членов экипажа СН и требуемый полигон существенно меньше, чем при натурных испытаниях. Стоимость таких исследований естественно тоже ниже. Также опасными режимами полёта системы ВС при размещении РН внутри СН является запуск двигателей первой ступени ракеты, взлёт и посадка самолёта в штатном и нештатном режимах.

Всех перечисленные варианты ВС представляют собой сложные системы, предполагающее совместное использование и тяжелого транспортного самолёта, и баллистической ракеты. Очевидно, что для обеспечения их успешной работы, необходимо предварительно провести большое количество испытаний с целью отработки стандартных режимов полёта и внештатных ситуаций, настройки систем автоматического управления и автопилота и т.д. При этом стоимость СН и РН очень велика. В самолётах таких категорий не предусмотрены системы аварийной эвакуации экипажа, следовательно, опасность для жизни и здоровья людей не оправданно высока. Чтобы не ставить под угрозу мирное население, пуски систем ВС предполагается проводить над безлюдными территориями или над не занятыми регулярным судоходством частями мирового океана. Проводить исследование динамики полёта и

наладку систем в столь отдалённых местностях будет сложно, тем более что для испытаний требуется большая площадь, чем для регулярных запусков вследствие повышенной вероятности аварий и внештатных ситуаций. На основании перечисленных выше фактов, можно утверждать, что моделирование работы систем ВС с помощью СДПМ должно стать неотъемлемой частью процесса их проектирования.

Метод моделирования динамики полёта ЛА с помощью его СДПМ был разработан для снижения сроков и затрат на проектирование высокоманёвренных военных самолётов [3]. Поэтому помимо основных принципов создания СДПМ, этапов их проектирования и производства включает в себя решения и ряда специфических задач, таких как выполнение моделью сложных манёвров; безопасная посадка даже из критических для обычного ЛА режимов полёта; модульность конструкции и т.д.. Моделирование систем ВС не требует использования некоторых из этих методик, однако ставит ряд других, принципиально новых, задач перед разработчиками СДПМ. На рис. 1 обозначены опасные режимы полёта, общие для всех возможных схем ВС, и представлены задачи моделирования, которые необходимо решить для исследования этих режимов методом физического моделирования.

Моделирование взлёта и посадки СН с учётом влияния эффекта экранирования от взлётно-посадочной полосы теоретически рассмотрено и в существующей методике создания СДПМ, однако не было опробовано экспериментально, так как до настоящего времени СДПМ преимущественно запускали из пусковых установок или с борта самолёта или вертолёта.

Моделирование десантирования СДПМ, закреплённой над или под фюзеляжем, представляется наиболее простой из представленных задач, но потребует разработки специальных узлов крепления и системы разделения, так как зачастую “скопировать” подобные системы с натурального аппарата на модель не представляется возможным.

И, конечно, наиболее сложной представляется задача о моделировании десантирования РН из фюзеляжа СН. Эта задача подразумевает, во-первых, размещение СДПМ РН внутри СДПМ СН (обычно внутренний объём СДПМ занят различной аппаратурой и его заполнение не связано непосредственно с внутренним устройством натурального ЛА), а, во-вторых, необходимо теоретически описать и технически обеспечить движение СДПМ РН внутри СДПМ СН, выполняя при этом законы подобия. Имитация действия “пороховых газов” на РН или использования парашюта для вывода РН из СН – также технически сложные и ранее не решавшиеся задачи.

Отдельного рассмотрения требует выполнение на СДПМ манёвра “горка” для достижения состояния квазиневесомости при соблюдении законов подобия, которые однозначно связывают режимы полёта модели с её размерами.

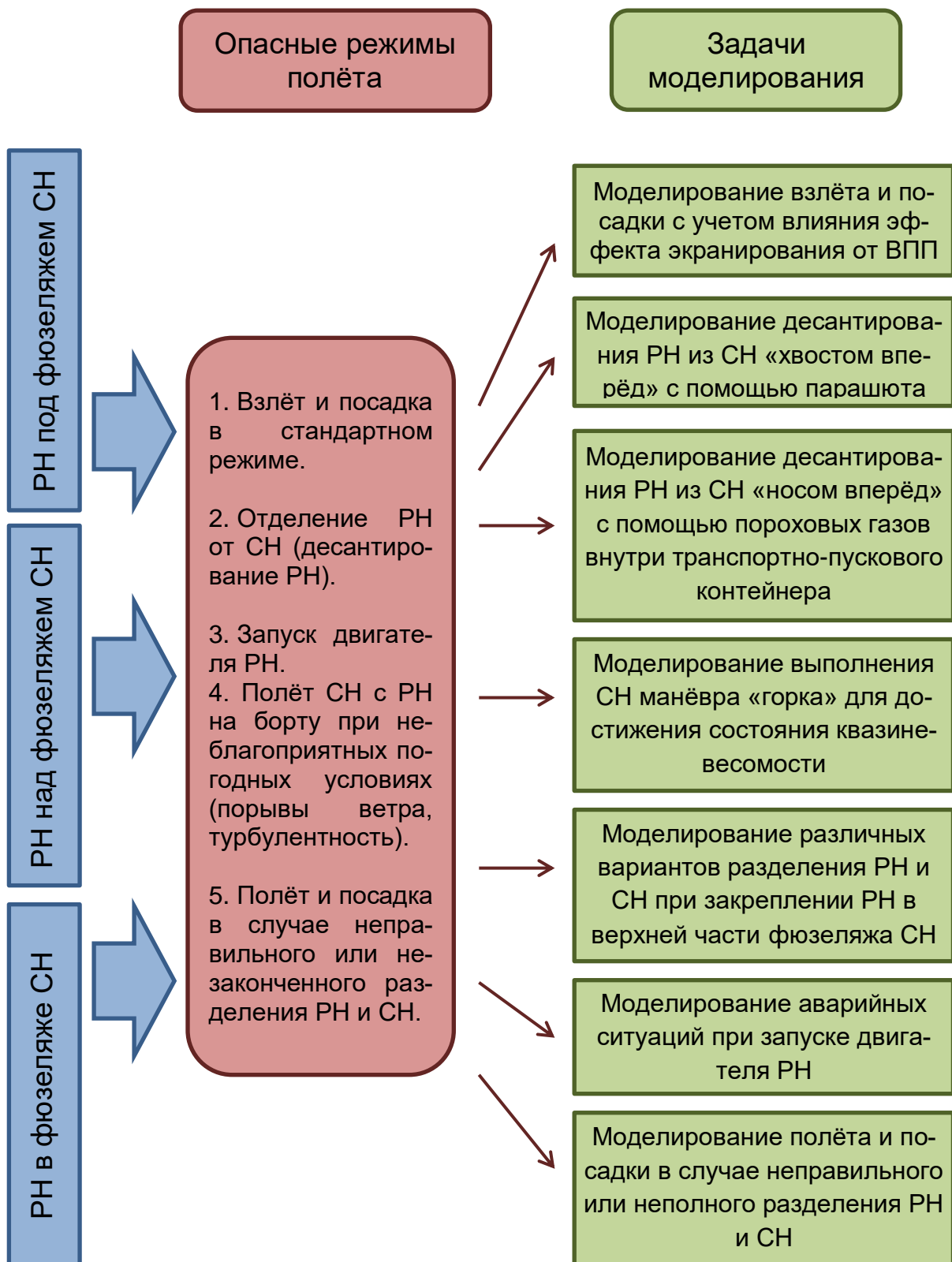


Рисунок 1 – Опасные режимы систем ВС и задачи моделирования, которые необходимо решить для их исследования

Выводы

Увеличение количества космических ЛА, требующих вывода на околоземные орбиты способствует усовершенствованию существующих и развитию новых средств выведения. Системы ВС являются наиболее перспективными из них, но требуют существенных затрат времени и средств на доработку. Моделирование режимов ВС с помощью СДПМ позволит существенно снизить эти затраты. Однако при этом и сам метод создания и использования СДПМ должен быть доработан путём решения ряда теоретических и практических задач.

Список использованных источников

1. Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты [Текст] / Ф.А. Цандер // "Техника и жизнь" – М.: 1924, – №13. – С. 15 – 16.
2. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Ю.Г. Сихарулидзе. – 2-ое издание (эл.). – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.
3. Определение размеров и массово-инерционных параметров свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов [Текст]: учеб. пособие / А.И. Рыженко, А.В. Бетин, В.И. Рябков, О.Р. Черановский; Мин-во просвещения Украины, Харьк. авиац. ин-т. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – 101 с.

Поступила в редакцию 15.05.2018.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*