

## ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ ЧАСТИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ САМОЛЕТНОЙ СХЕМЫ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В.И. Усиченко

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля»,  
e-mail: uvix@i.ua*

Висвітлено результати розрахунку динамічних властивостей першого ступеня ракети-носія, який має компоновку крилатого літального апарату і є таким, що підлягає поверненню на землю з використанням тяги авіаційних турбореактивних двигунів (ТРД). Проведено аналіз можливості наближення кінематичних параметрів у точці дотику до значень, що є допустимими у військово-транспортній та/або цивільній авіації.

**Ключові слова:** керований спуск, турбореактивний двигун, кінематичні параметри, точка дотику, цивільна авіація.

The returned part of the first stage of plane type with a turbojet has some dynamic features. The main things from these features are reflected in this article. Possibility of reception of the landing characteristics close to the plane is estimated also.

**Keywords:** operated descent, turbojet, kinematic parameters, contact point, civil aviation.

Изложены результаты расчета динамических свойств возвращаемой части первой ступени самолетной схемы. Предполагается использование тяги турбореактивных авиационных двигателей (ТРД). Проведен анализ возможности достижения в точке касания значений кинематических параметров, близких к допустимым в военно-транспортной и/или гражданской авиации.

**Ключевые слова:** управляемый спуск, турбореактивный двигатель, кинематические параметры, точка касания, гражданская авиация.

**Введение.** Общеизвестно, что поиск путей снижения стоимости выведения на орбиту полезного груза в последние годы придал актуальности вопросам разработки многоразовых отделяемых частей первой ступени. Эта задача успешно решена компанией SpaceX на ракете-носителе (РН) Falcon-9. В основу применяемой на Falcon-9 концепции спасения первой ступени положена ракетно-динамическая схема спасения (далее – РДСС) с управляемым входом в атмосферу и вертикальной посадкой [1].

При РДСС происходит несколько включений маршевой двигательной установки (МДУ), что обуславливает соответствующее уменьшение рабочих запасов топлива (РЗТ). В то же время для отделяемой части первой ступени самолетной схемы (ОЧ I), большая часть участка спасения которой находится в достаточно плотных слоях атмосферы, за счет соответствующей ее компоновки и выбора программы угла атаки можно попытаться избежать включения МДУ на участке спуска, что делает более рациональным использование РЗТ. Для обеспечения безопасных условий

приземления на малых высотах возможно применение турбореактивного двигателя (ТРД).

Поэтому изучение общих динамических свойств такой ступени может представлять практический интерес. Ниже отражены основные динамические особенности ОЧ I с ТРД, изложена применявшаяся методика анализа и проведена оценка возможности получения близких к самолетным посадочных характеристик возвращаемой части такой ступени.

**Начальные данные и компоновка ОЧ I с ТРД.** Начальные условия на момент отделения ступени, ее начальный вес и вес топлива для ТРД, принятые при моделировании участка спасения, приведены в окне исходных данных на рис. 1 (текстовые окна в левой верхней части формы). Аэродинамические, центровочные и габаритные характеристики ступени скрыты в исходном коде. Отделение первой ступени происходит вместе с межступенным отсеком весом 500 кгс, сброс которого осуществляется через 2 с после отделения (рис. 2–3).

Компоновочной схемой исследуемой ступени предусмотрено использование на участке спасения ее ОЧ турбореактивного двигателя АИ-25 ТЛ со степенью повышения давления в компрессоре  $\pi^* = 9,5$  и общим запасом топлива 1500 кгс. Указанный двигатель с высокой степенью сжатия и высотностью  $\sim 11$  км относится к классу ТРД, обеспечивающих длительный полет с дозвуковыми скоростями. Два таких двигателя установлены на учебно-тренировочном самолете L-39, а три двигателя АИ-25 (АИ-25 ТЛ является его модификацией) обеспечивают полет пассажирского самолета Як-40 для линий малой и средней протяженности.

Из сказанного следует, что включение ТРД возможно лишь на заключительном этапе участка спасения. При расчетах учитывался характер зависимости относительной тяги от высоты и скорости полета для двигателей высокой степени сжатия.

**Методика анализа и основные результаты.** Рассматривались три способа возврата первой ступени:

а) полет с нулевым углом атаки до момента встречи с земной поверхностью без включения ТРД. Такая траектория спуска ступени практического интереса не представляет и рассматривалась как опорная. Относительно нее проводился анализ эффективности использования крыла и ТРД;

б) управляемый спуск ступени без включения ТРД (в режиме планирования);

в) управляемый спуск с включением ТРД на высотах менее 11 км.

При этом в случаях б) и в) спуск до момента включения ТРД осуществлялся с одной и той же программой угла атаки. Результаты для каждого из трех способов возврата приведены ниже (табл. 1).

Расчеты участка спасения ОЧ первой ступени основаны на используемых в динамике полета уравнениях движения летательного аппарата (ЛА) в вертикальной плоскости с учетом особенностей самолетной схемы. В частности, особенности полета ЛА самолетной схемы учитывались при выборе режима работы ТРД и сравнении

значений кинематических параметров ступени в точке касания с их характерными значениями для транспортной авиации. В качестве основных критериев, характеризующих участок возвращения ОЧ первой ступени, рассматривалась сферическая дальность увода ступени от точки отделения на момент касания и максимальные модули возникающих перегрузок.

Учитывались также возникающие в процессе спуска условия входа в плотные слои атмосферы. Поэтому для анализа общих динамических свойств ОЧ первой ступени проводились расчеты ее траектории полета при различных программах угла атаки.

С целью обеспечения максимальной дальности увода ступени в плоскости полета первоначально проводилась оптимизация программы угла атаки. Для этого при каждом фиксированном табличном значении числа Маха исследовалась на экстремум функция  $k(\alpha, M)$  зависимости аэродинамического качества от угла атаки и числа  $M$ . Из полученных результатов следует, что при входе в плотную атмосферу без включения двигателя и использовании лишь аэродинамических управляющих поверхностей такая оптимизация, как правило, не обеспечивает приемлемых условий спуска с точки зрения значений возникающих при этом перегрузок.

Поэтому для обеспечения допустимых значений перегрузок в критических точках волнообразной траектории спуска (рис. 2–3) от полета с углом атаки максимального аэродинамического качества приходилось отказываться.

**Качественная картина участка спуска с включением ТРД.** После отделения от РН при указанных на рис. 1 начальных условиях спустя 2 с происходит сброс межступенного отсека (высота 75292,4 м). На 88 секунде ступень достигает верхней точки траектории на высоте  $H=99126,5$  м (рис. 2), после чего переходит на участок снижения. В начале входа в плотные слои атмосферы на 241 с и высоте  $\sim 40,6$  км ОЧ начинает первый

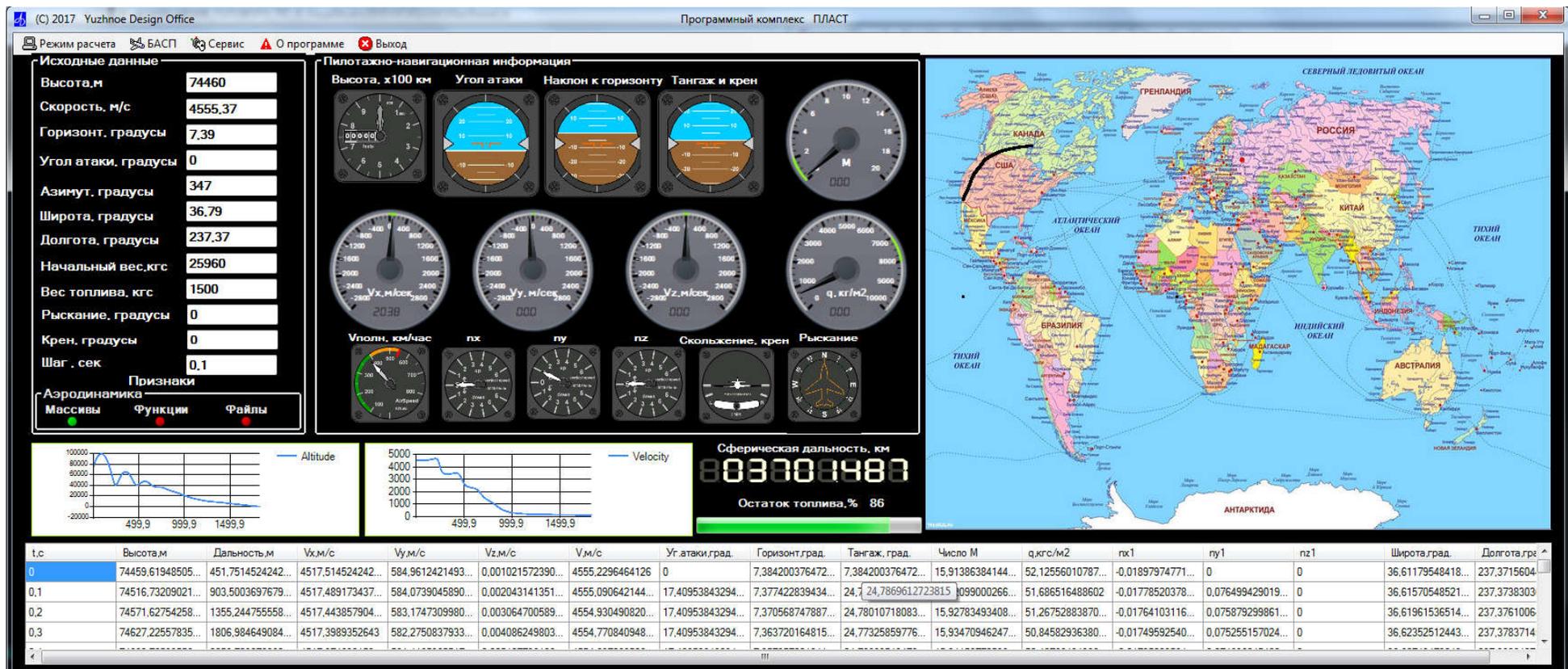


Рис. 1. Исходные данные, пилотажно-навигационная информация в точке касания и результаты расчета на главной форме проекта (Microsoft Visual C++ 2010)

Таблица 1

Наименование параметра	Неуправляемый спуск при $\alpha=0^\circ$	Управляемый спуск без ТРД	Управляемый спуск с ТРД
Длительность участка возврата, сек	287	1144	1179
Сферическая дальность увода, км	1295,6	3926,9	3949,6
Широта точки касания, градусы	46,4	57,76	56,8
Долгота точки касания, градусы	245,8	281,2	281,5
Угол наклона вектора скорости к горизонту в точке касания, градусы	-72,2	-10,3	-6,7
Среднее аэродинамическое качество	0	2,8	2,9
Максимальное значение нормальной перегрузки (скоростная СК), g	0	4,2	4,2
Минимальное значение продольной перегрузки(скоростная СК), g	-18,9	-2,5	-2,5
Максимальное значение аэродинамического качества	0	5,6	5,6
Максимальная высота полета , м	99126	99126	99126
Число Маха в точке касания	0,7	0,3	0,3
Скорость в точке касания, м/сек	253,6	105,1	105,6
Продольная скорость $V_x$ в точке касания, м/сек	76,1	103,5	104,9
Вертикальная скорость $V_y$ в точке касания, м/сек	-241,9	-19,0	-12,5

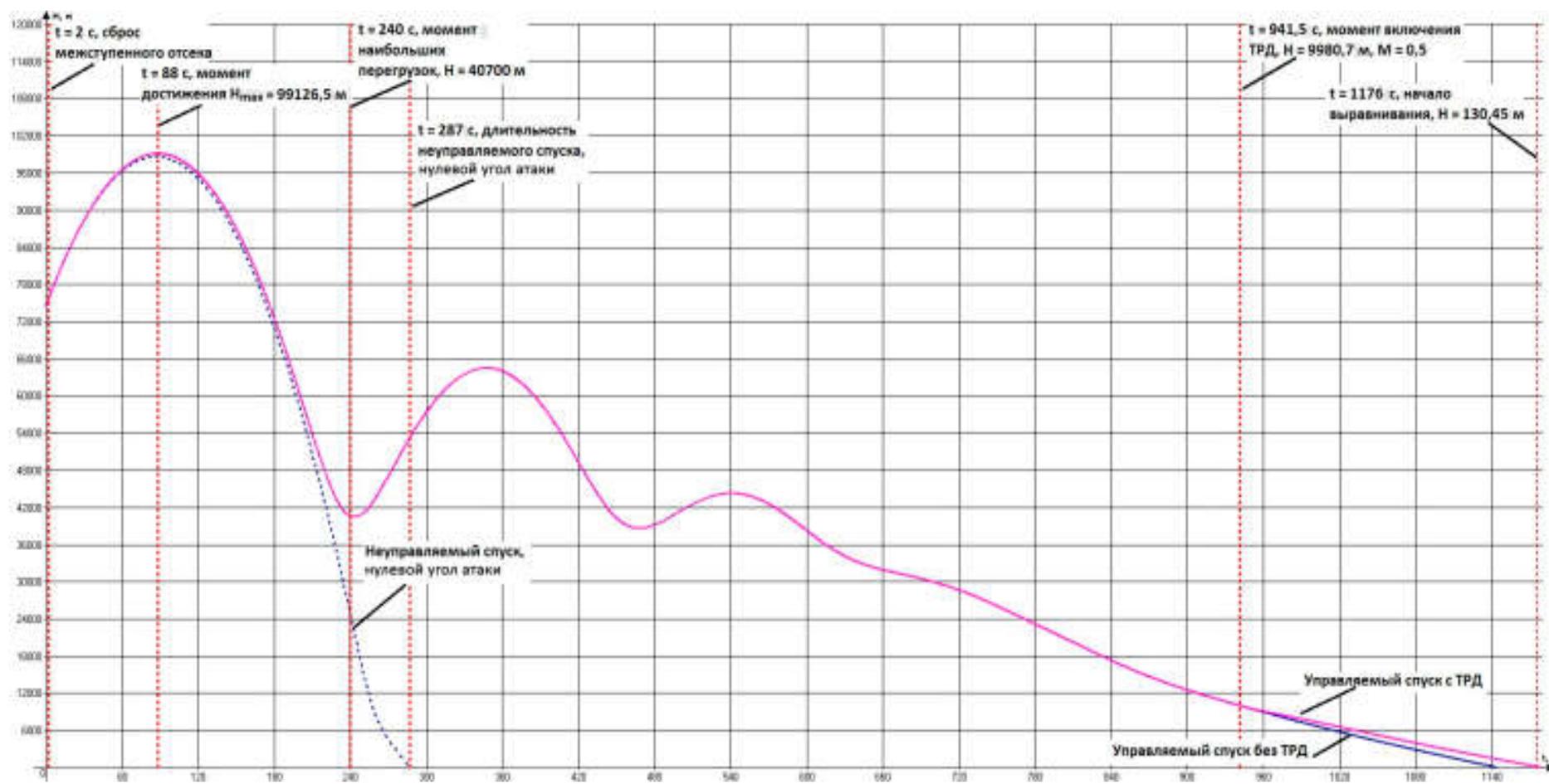


Рис. 2. Зависимость высоты ступени от времени при различных вариантах спуска

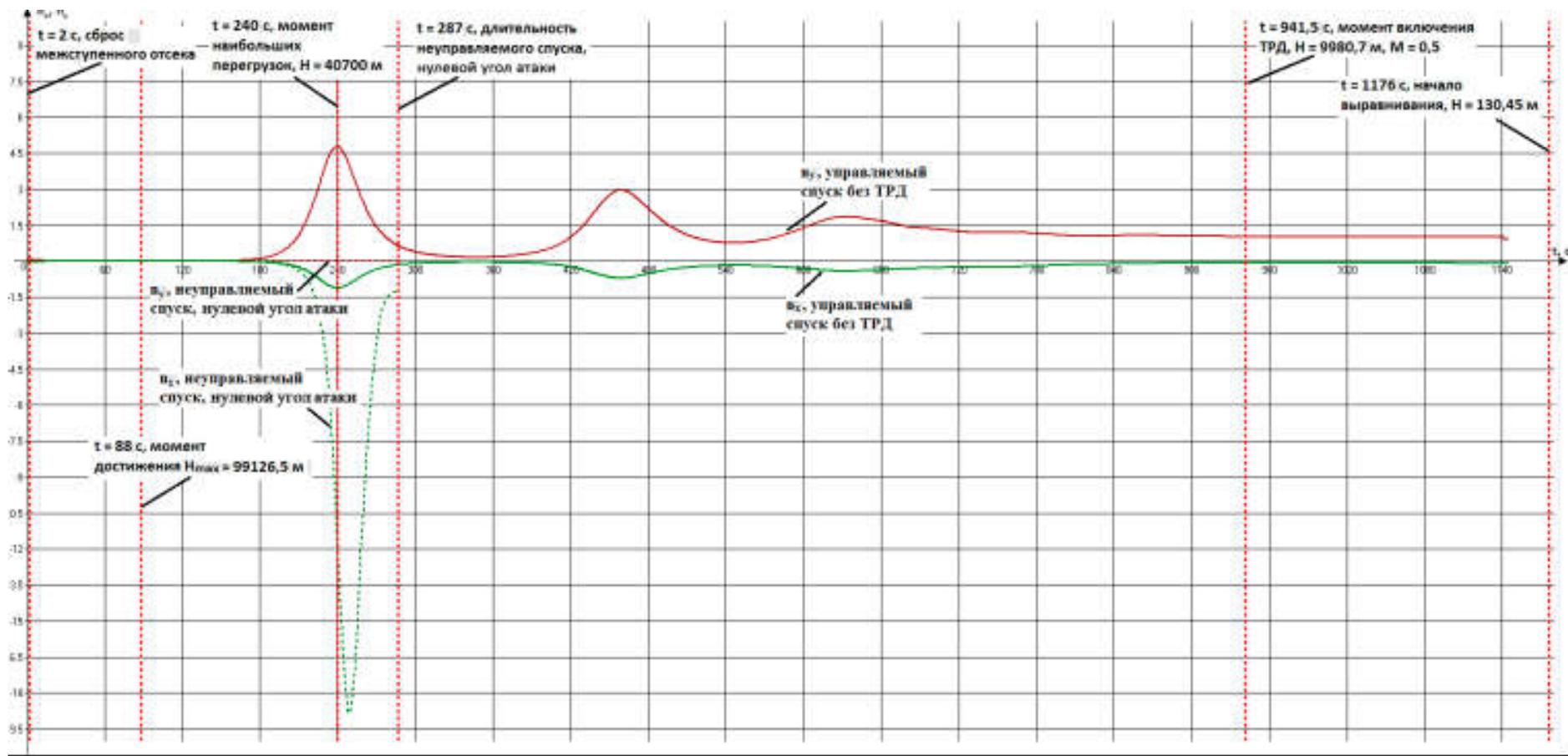


Рис. 3. Значения продольной и нормальной перегрузок на участке спуска (связанная система координат)

подъем (вторая «волна» на рис. 2).

С этого момента угол наклона траектории к местному горизонту становится положительным и сохраняет свой знак в течение примерно 140 с, за которые ступень проходит через вершину второй «волны».

При переходе на вторую «волну» продольная и нормальная перегрузки резко возрастают и достигают экстремальных за все время спуска значений. Характер изменения перегрузок при управляемом спуске показан на рис. 3. В дальнейшем, совершив несколько быстро затухающих колебаний по высоте (рис. 2), ступень переходит в режим планирования с изменяющимся в диапазоне  $\pm 10^\circ$  углом наклона траектории.

Запуск двигателя на малой высоте после 940 с снижения при соответствующей программе угла атаки обеспечивает дополнительное увеличение дальности увода ступени примерно на 23 км, которые ступень получает возможность пройти примерно за 35 секунд полета с включенным ТРД.

Учитывая высотные характеристики двигателя АИ-25ТЛ, расчет проводился для случая включения ТРД на высотах менее 10 км. Основная часть относительной скорости спасаемой ступени гасится в диапазоне высот от 55 до 30 км при прохождении наиболее критичных по перегрузкам волнообразных участков (рис. 2).

**Выводы.** На основании анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы о возможности обеспечения условий безопасного приземления:

– при выбранной программе угла атаки на высотах менее 10000 м (высотность ТРД) угол наклона траектории к местному горизонту может достигать  $-8^\circ$ , что несколько выходит за диапазон наиболее часто встречающихся в транспортной авиации значений от  $-2^\circ$  до  $-6^\circ$ ;

– аэродинамическая компоновка спасаемой ступени при выбранной схеме полета позволяет получить значительную дальность увода с максимальной

нормальной перегрузкой порядка 5g и продольной  $-1,5g$  (рис. 3);

– выбранный режим полета обеспечивает посадочную скорость в точке касания порядка 106 м/с (около 380 км/ч), при дальности увода  $\sim 3700$  км. Для сравнения укажем, что *минимальные* скорости захода на посадку пассажирского самолета Ту-154 в зависимости от его веса лежат в диапазоне 292–332 км/ч.

Несмотря на вполне приемлемую, практически «самолетную», относительную скорость в точке касания, ее вертикальная составляющая при спуске без включения ТРД является несколько завышенной ( $\sim 19$  м/с). Использование ТРД АИ-25ТЛ позволяет ее уменьшить до примерно 12,5 м/с за счет выхода на угол атаки максимального качества непосредственно перед касанием. Тем не менее такую посадку следует все же считать несколько грубоватой, если учесть, что в подразделениях военно-транспортной авиации при десантировании грузов предельная вертикальная скорость у земли ограничивается 12 м/с.

Улучшить условия посадки можно как за счет изменения программы угла атаки, так и за счет использования более мощного двигателя. В целом же использование ТРД АИ-25 ТЛ в рассматриваемом случае можно считать малоэффективным из-за слишком большой удельной нагрузки на его тягу (более 14 кгс на 1 кгс тяги).

#### **Библиографические ссылки**

1. Кузнецов Ю. Л., Украинцев Д. С. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса. *Вестн. Самарского гос. аэрокосмического ун-та имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета)*. 2016. Т. 15. № 1. С. 73–80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80.

2. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. Москва : Наука, 1970. 230 с.

*Надійшла до редколегії 08.05.2018 р.*