

Министерство образования и науки Российской Федерации
МОСКОВСКИЙ ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
(государственный университет)
ФАКУЛЬТЕТ АЭРОФИЗИКИ И КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
КАФЕДРА «Аэрофизическая механика»

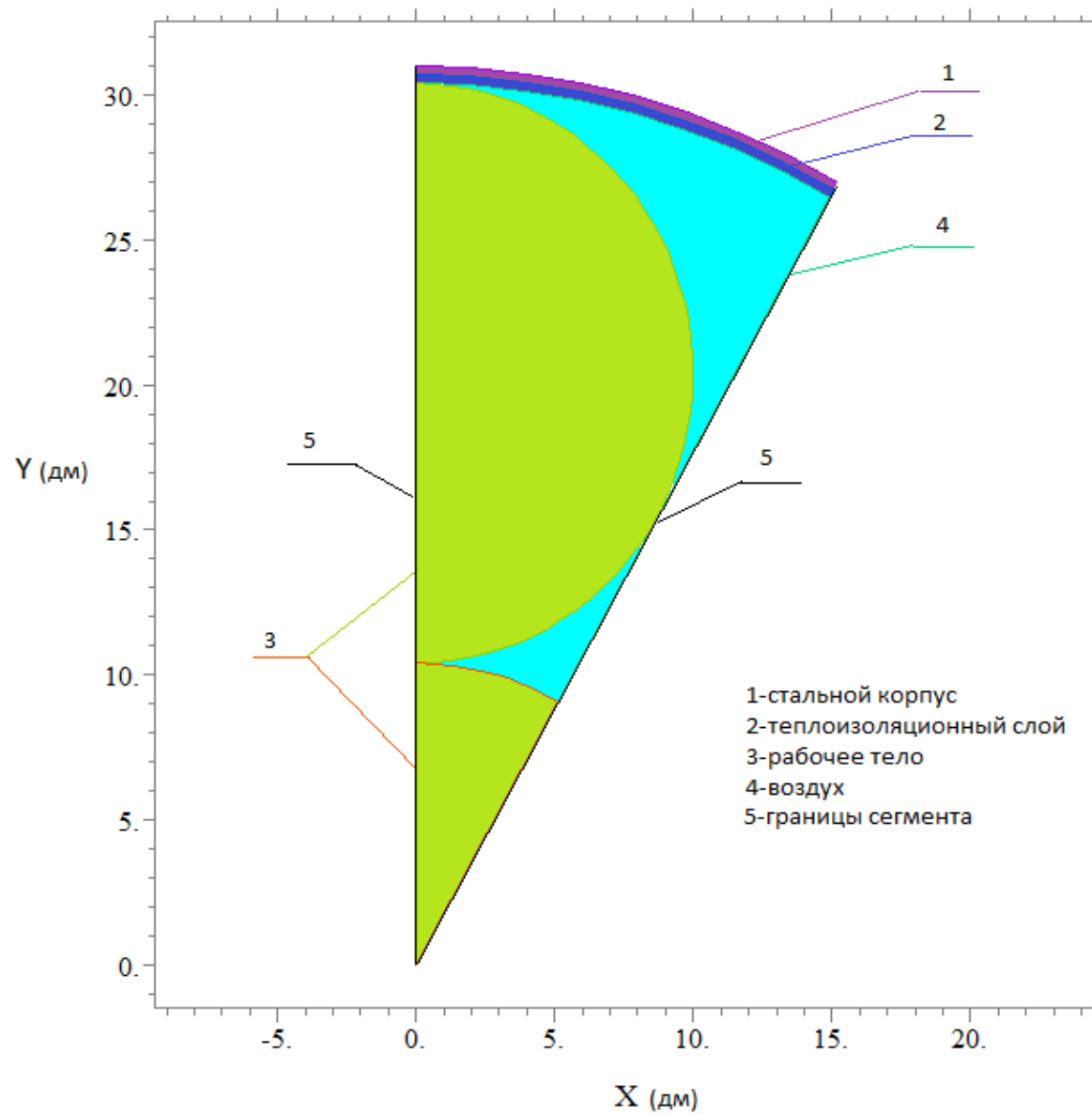
Исследование влияния начальной температуры элементов конструкции
системы аварийного спасения на температурный режим на участке
возвращения

Наливайко С.И.

Абрау-Дюрсо 2013



Схематическое изображение исследуемого объекта



Решается уравнение теплопроводности:

$$\rho \cdot C_p \cdot \frac{dT}{dt} - \operatorname{div}(\lambda \cdot \operatorname{grad}(T)) = 0$$

Аэродинамический тепловой поток:

$$q_a = \alpha \cdot (T_0 - T_w)$$

Поток излучения:

$$q_r = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4$$

Расчётная сетка:

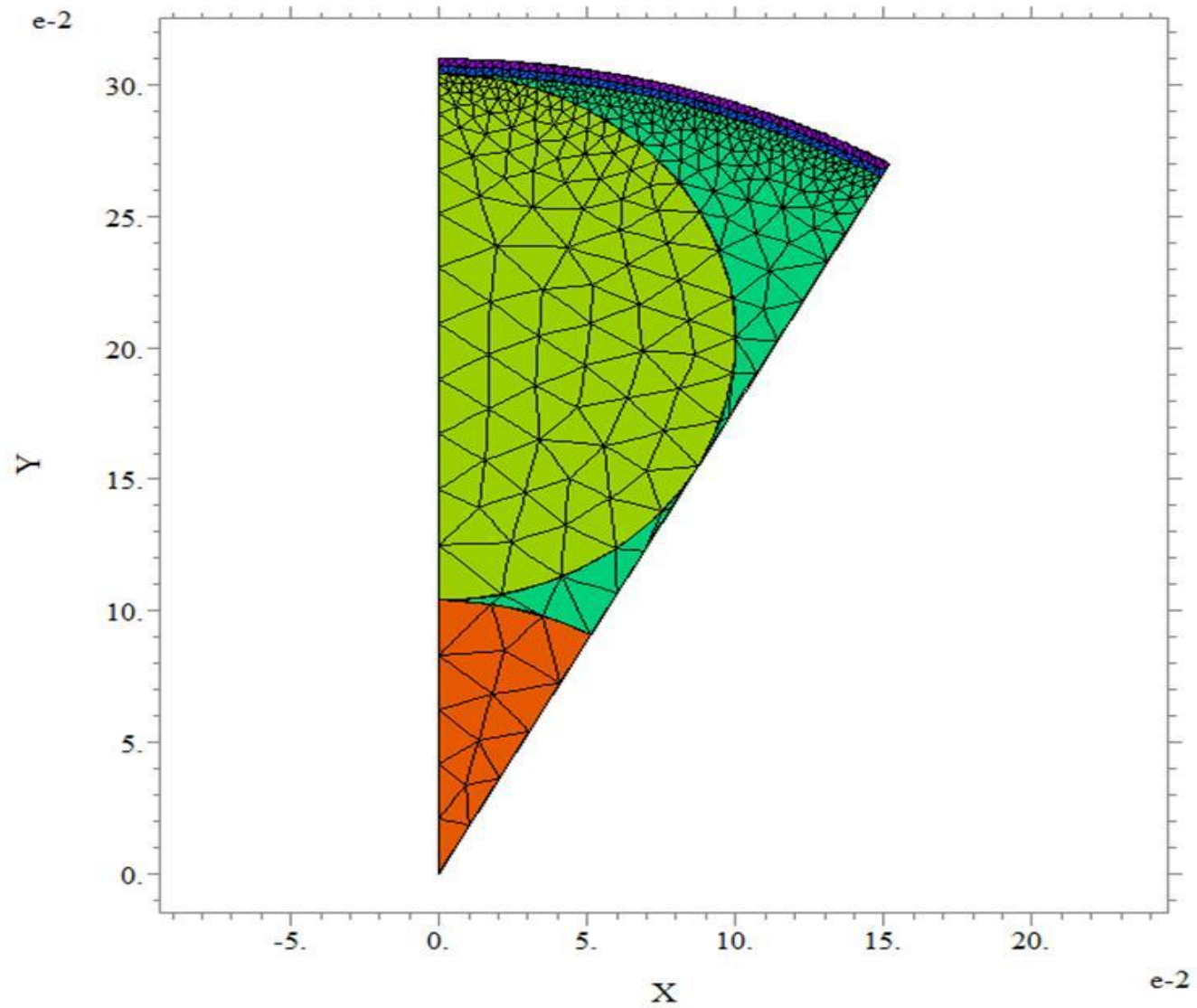
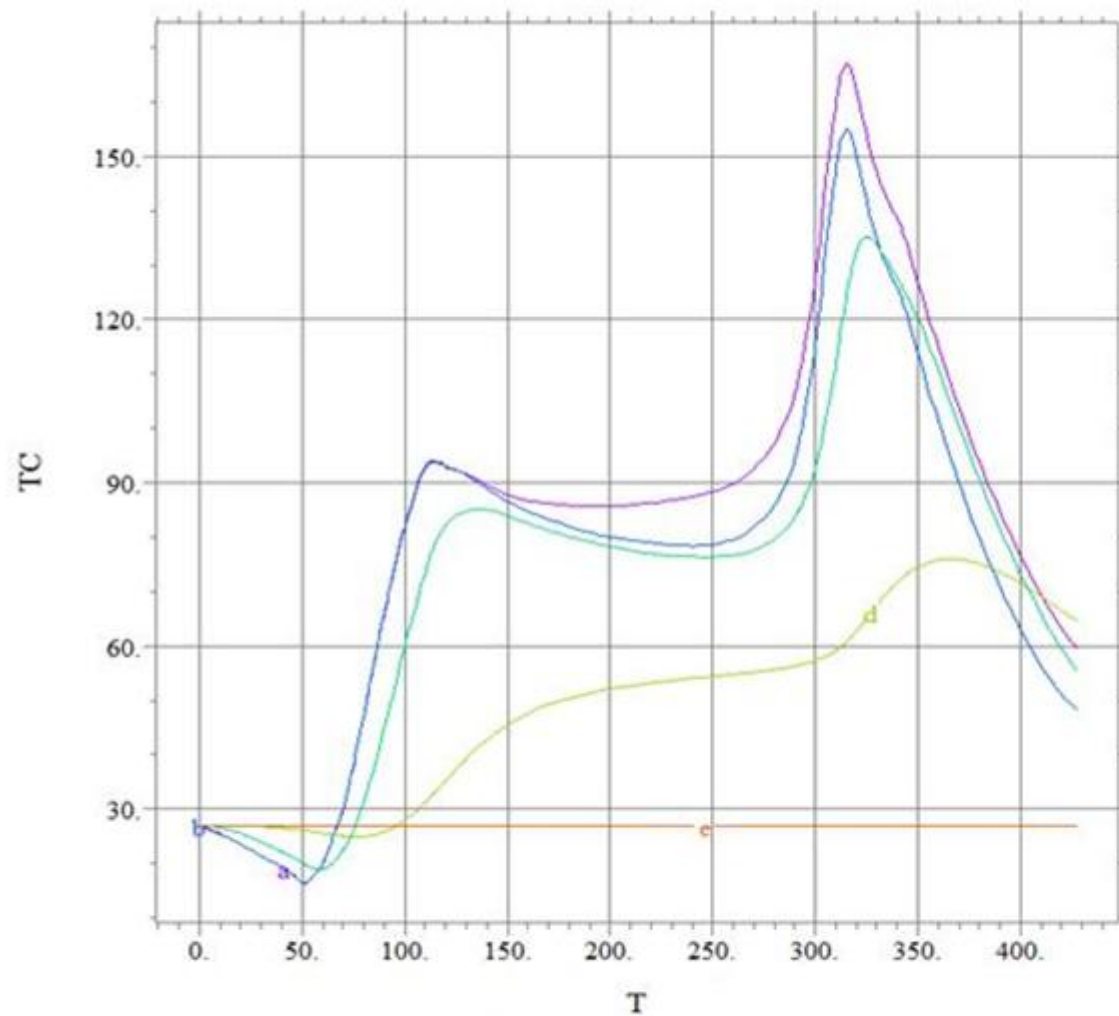


График зависимости температур (ТС) разных точек конструкции от времени полёта (Т) при начальной температуре 27°C.(толщина изоляции 3 мм ,стандартная атмосфера)

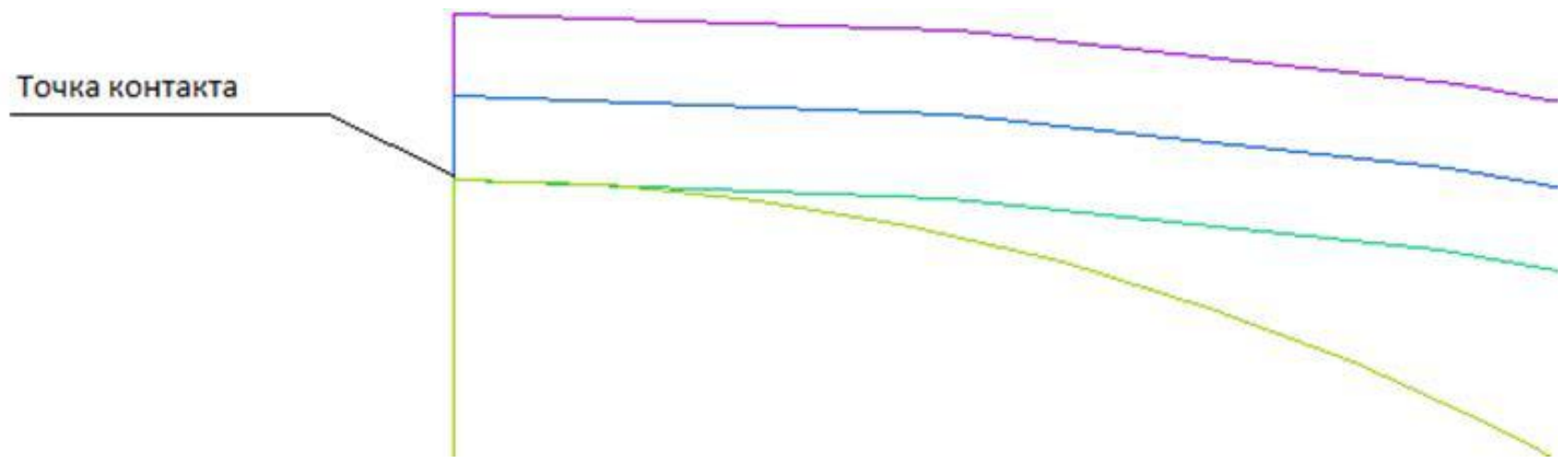


HISTORY

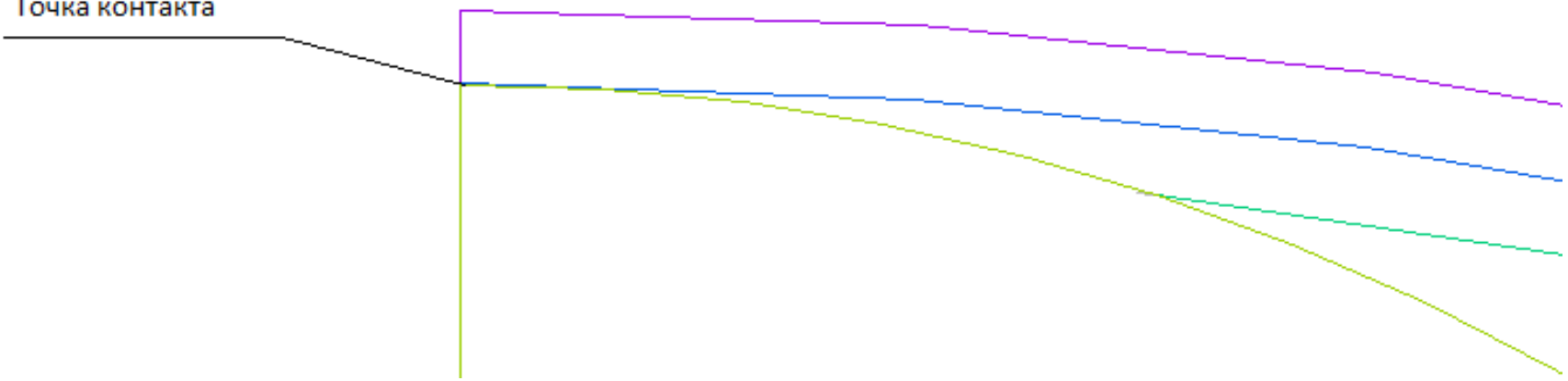
1: TC



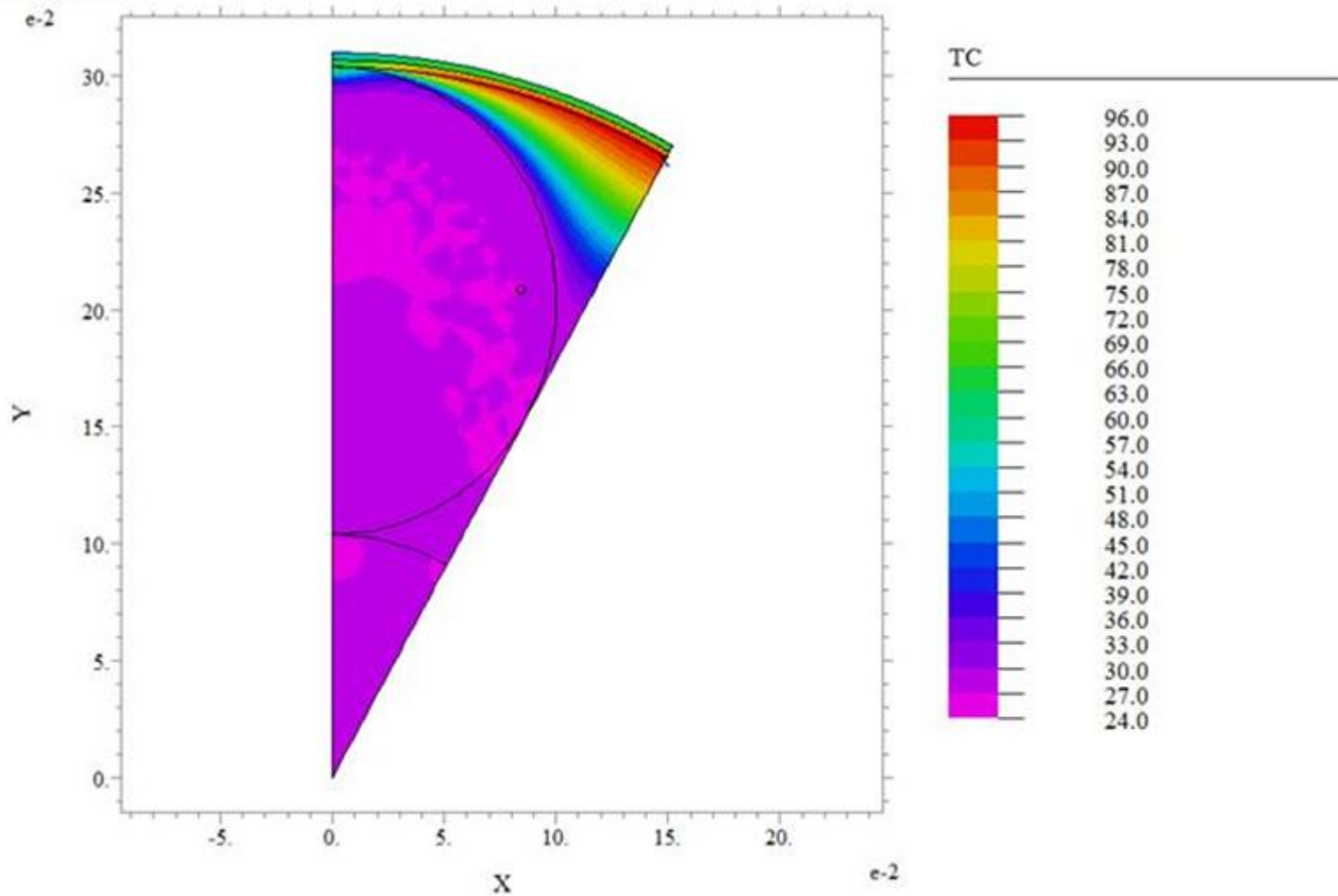
Точка контакта



Точка контакта



Прогрев сегмента конструкции к концу полёта при начальной температуре 27°C, толщина изоляции 3 мм, стандартная атмосфера.



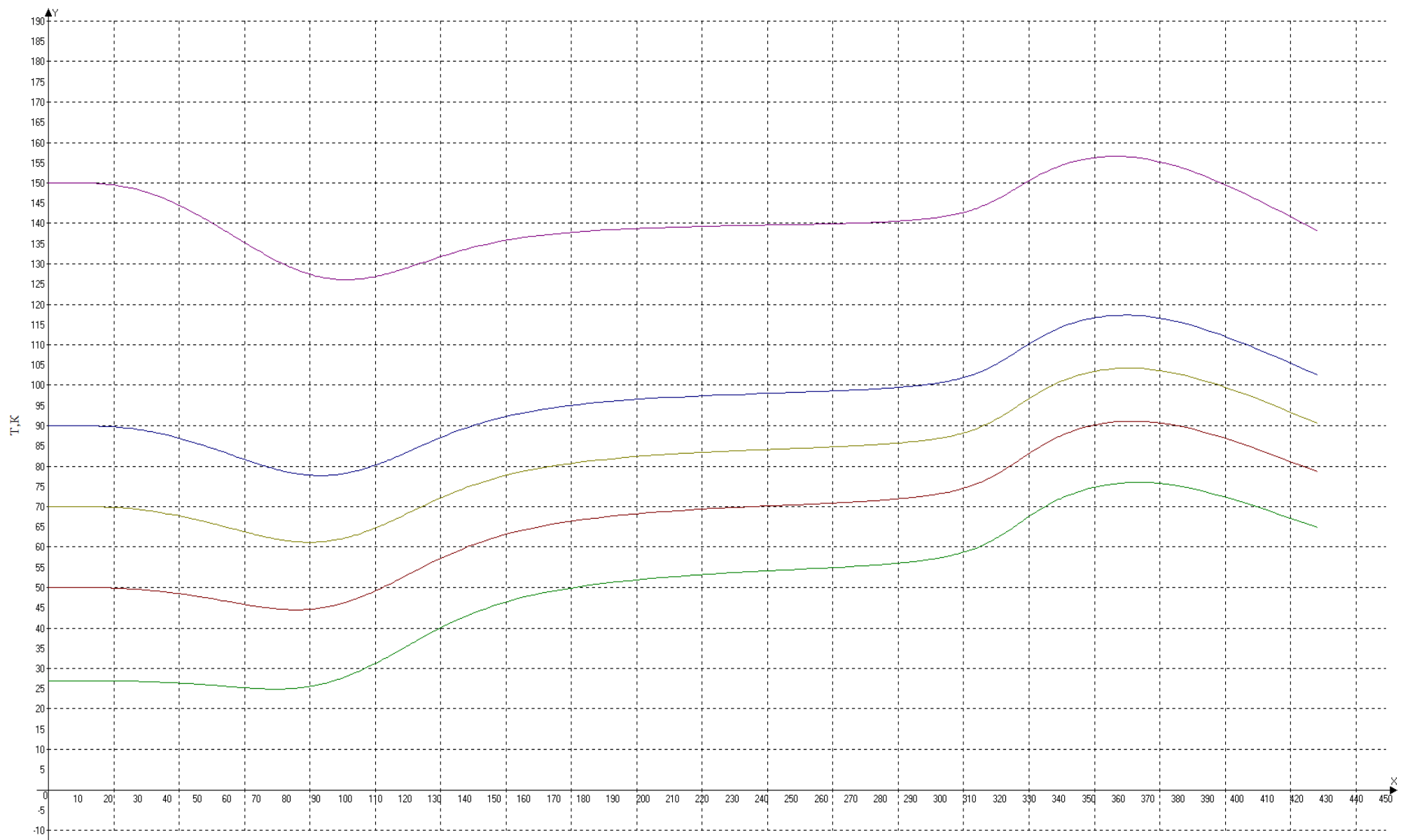


График зависимости температур (T) от времени полёта (t), в точке касания рабочего тела и изоляционного слоя конструкции при начальных температурах 27, 50, 70, 90 и 150°C, толщина изоляции 3 мм, стандартная атмосфера,

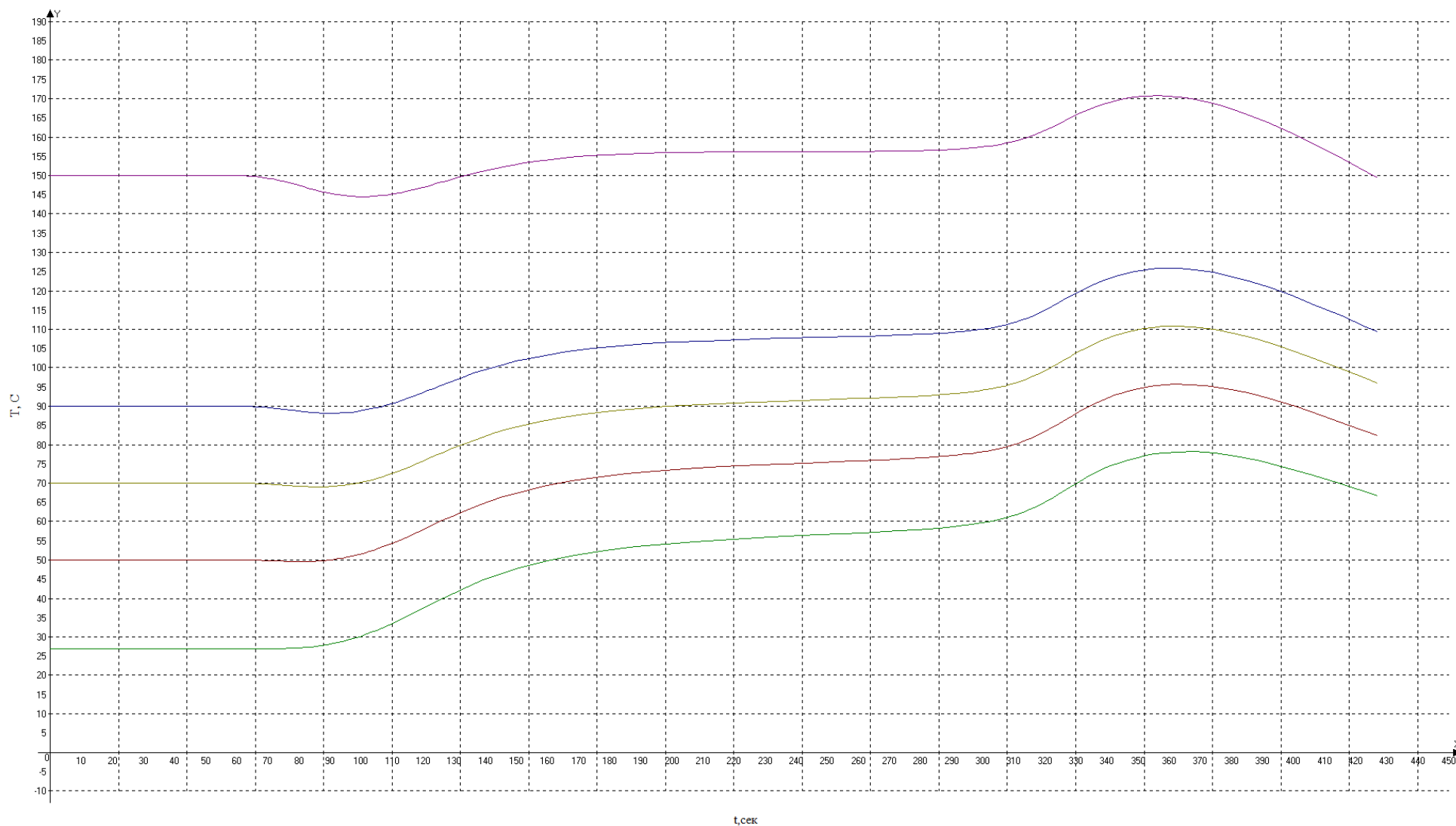
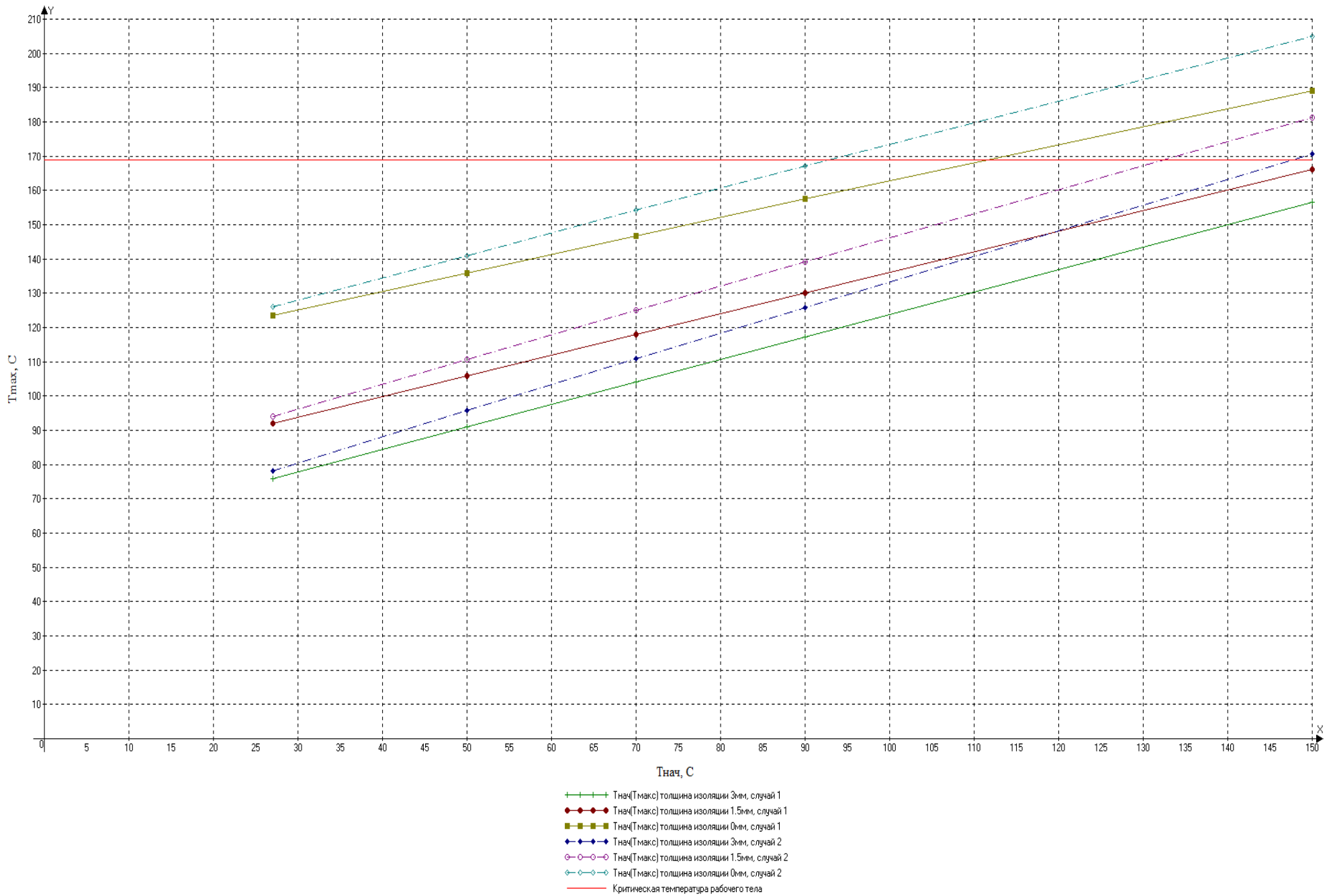


График зависимости температур (Т) от времени полёта (t), в точке касания рабочего тела и изоляционного слоя конструкции при начальных температурах 27,50,70, 90 и 150°С, толщина изоляции 3 мм, от 0 до 50сек полёта потоки тепла равны 0,от 50 до 427сек. – стандартная атмосфера,

График зависимости максимальных температур в точках соприкосновений, во всех рассмотренных случаях.



Выводы:

Была корректно сформулирована задача прогрева сегмента двигателя САС, которая, для решения, была перенесена в программный комплекс FlexPDE.

Были произведены расчётные исследования влияния первоначальной температуры тела и толщины изоляционного слоя в двух возможных случаях полёта конструкции.

В рамках данной постановки задачи расчёты показали, что при изменении начальных температур конструкции от 27 до 90°C критическая температура рабочего тела не достигается. В рассматриваемых условиях полёта критическая температура может быть достигнута при начальных температурах конструкции 92°C и выше. Таким образом, можно сделать вывод, что существуют и иные источники разогрева рабочего тела во время полёта ракеты для достижения критической температуры рабочего тела при нормальных условиях старта ракеты, которые в данной работе не учитывались.