

ВЫБОР ТЕПЛОАГРУЖЕННЫХ ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ПЛАНЕРА АВИАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Владимир Николаевич ВОЛКОВ родился в 1955 г. в городе Кирове Калужской области. Доцент МАИ. Кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области обеспечения прочности авиационного вооружения, методов моделирования эксплуатационных воздействий и наземных испытаний. Автор более 40 научных работ. E-mail: ivakha@mail.ru

Vladimir N. Volkov, C. Sci., was born in 1955, in the Kaluga Region. He is associate professor at the MAI. His research interests are in aviation armament durability assurance, simulation methods of operating action and ground-based tests. He has published more then 40 technical papers. E-mail: ivakha@mail.ru

Александр Николаевич ГУСЕВ родился в 1946 г. в городе Москве. Доцент МАИ. Кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области обеспечения прочности и ресурса авиационных управляемых ракет и авиационных пусковых устройств. Автор 33 научных работ. E-mail: ivakha@mail.ru

Alexandr N. Gusev, C. Sci., was born in 1946, in the Moscow. He is associate professor at the MAI. His research interests are in aviation guided missile and aviation launching equipment durability and service life assurance. He has published 33 technical papers. E-mail: ivakha@mail.ru

Владимир Валерьевич ИВАХА родился 1984 г. в городе Истре Московской области. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области обеспечения прочности и ресурса авиационных управляемых ракет и авиационных пусковых устройств. Автор четырех научных работ. E-mail: ivakha@mail.ru

Vladimir V. Ivakha, was born in 1984, in the Moscow Region. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in aviation guided missile and aviation launching equipment durability and service life assurance. He has published 4 technical papers. E-mail: ivakha@mail.ru

Статья посвящена выбору теплоагрюженных траекторий для оценки прочности и проведения наземных испытаний элементов силовой конструкции авиационных управляемых ракет. Предложенный подход позволяет на этапе проектирования провести выбор материала силовой конструкции с обеспечением прочности при всех условиях эксплуатации.

The article devoted to heat-loaded trajectory selection for durability valuation and ground-based test execution of aviation guided missile load-bearing unit elements. The introduced approach allows selecting material of aviation guided missile load-bearing unit elements with durability assurance in all service conditions at projecting phase.

Ключевые слова: авиационная управляемая ракета, траектория, коэффициент нагруженности, запас прочности, запас устойчивости, корпус, двигательная установка.

Key words: aviation guided missile, trajectory, load factor, safety factor, stability factor, airframe, propulsion system.

Обеспечение превосходства современных авиационных средних и больших управляемых ракет боевых авиационных комплексов пятого поколения напрямую связано с увеличением дальности. Данное требование реализуется за счет повышения энергетики двигательной установки (ДУ), использования двухимпульсной ДУ, увеличения времени автономного полета. Все эти факторы влияют на тепловое состояние конструкции, приводя к росту температуры, увеличению времени совместного действия нагрузок и нагрева на силовую конструкцию планера ракеты.

Повышение температуры тонкостенных элементов конструкции и увеличение времени действия приводят к резкому снижению механических характеристик (σ_b , E , σ_t) используемых в конструкции отсеков корпуса титановых сплавов (ОТ-4, ВТ20). Изменение механических характеристик с температурой и временем действия для различных конструкционных сплавов показано на рис. 1 и 2.

Из вышесказанного следует, что основной задачей при проектировании планера ракеты является правильный выбор сочетания величин аэродинами-

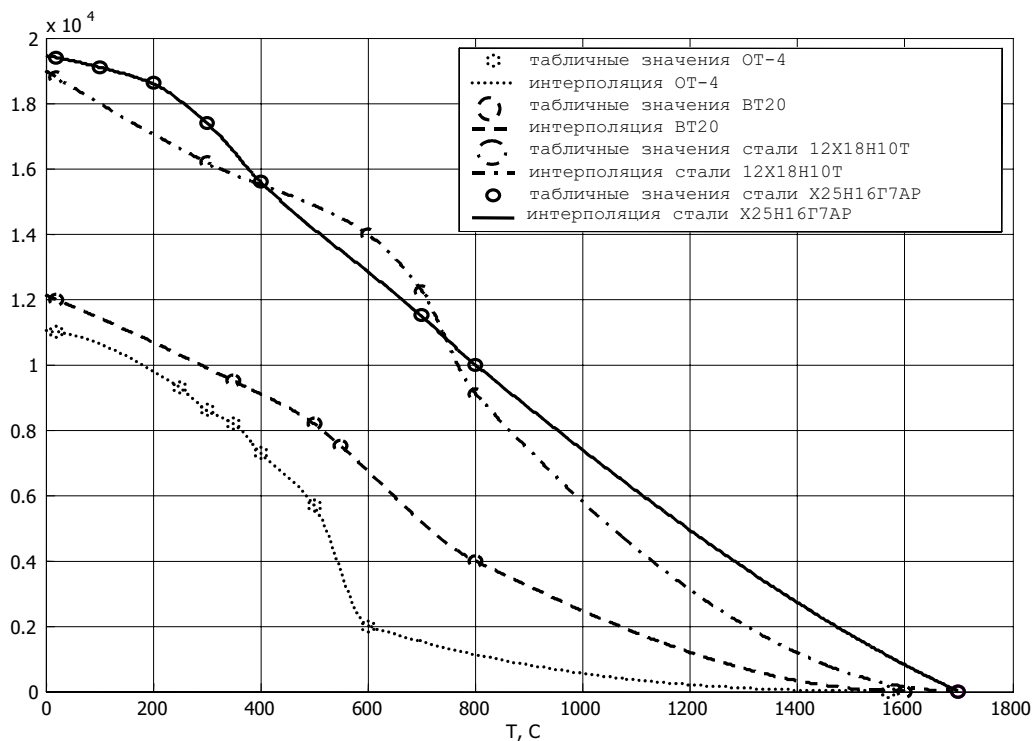


Рис. 1. Модуль упругости конструкционных сплавов в зависимости от температуры

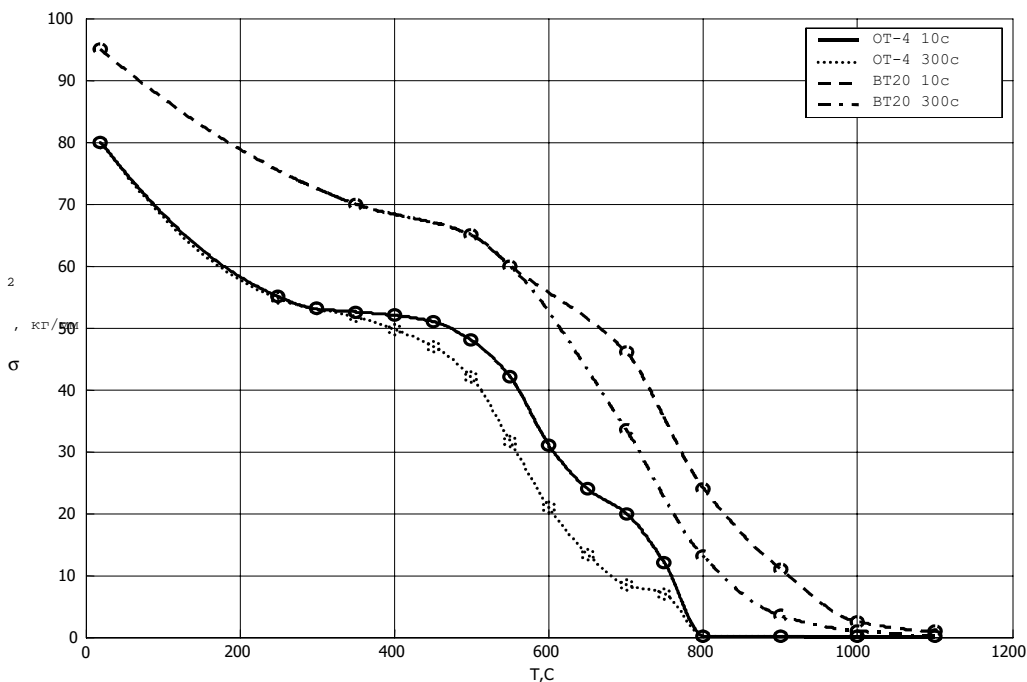


Рис. 2. Секундная прочность сплавов OT-4 и VT-20 в зависимости от температуры и времени

ческих и инерционных нагрузок, температуры конструкции, времени их совместного действия, которое определяет прочность и устойчивость конструкции.

Для решения этой задачи используется следующий порядок проведения расчета нагрузок, температур и выбора расчётных траекторий.

1. По типовым траекториям, обычным и энергетически выгодным, проводится расчет темпера-

туры силовой конструкции. При этом принимаются флуктуационные перегрузки, соответствующие обеспечению максимальных дальностей, указанных в ТТЗ.

Данные траектории можно назвать *теплонапряженными*, так как основной действующий фактор — это максимальные температуры, полученные при максимальных скорости пуска, температуре заряда

ДУ, минимальных интервалах между импульсами двухимпульсной ДУ.

Пример изменения температуры обшивки отсека некоторой гипотетической ракеты на условной теплонапряженной траектории показан на рис. 3.

2. Для тех же траекторий, что и в п. 1, проводится расчет силовых нагрузок ($M_{изг}$, Q , N и т.д.) для различных элементов силовой конструкции.

Расчет проводится для максимальных значений располагаемой поперечной перегрузки в каждый момент времени.

Следует отметить, что влияние действия максимальных перегрузок на баллистические характеристики полета по конкретной траектории при этом

не учитывается. Пример огибающей кривой изгибающего момента и изменения температуры по корпусу отсека для оценки прочности и выбора материала представлен на рис. 4.

3. По материалам расчетов п. 1 и 2 вычисляется коэффициент нагруженности элемента конструкции (корпус, поверхность, силовой элемент) и коэффициент запаса прочности для отсеков.

Коэффициенты учитывают нагрузку, температуру, изменение механических характеристик материала от температуры и времени ее действия, а также вид возможного разрушения (устойчивость, прочность).

Методика оценки прочности корпусов отсеков включает:

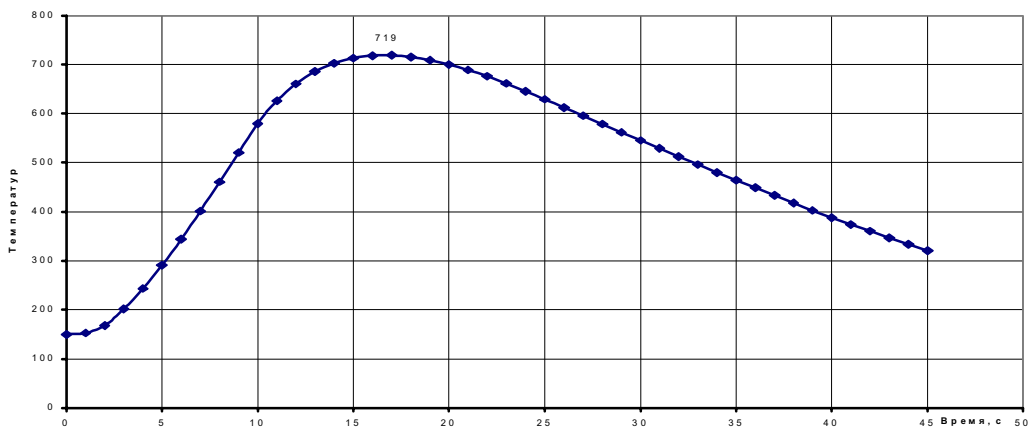


Рис. 3. Температура по отсеку для условной траектории

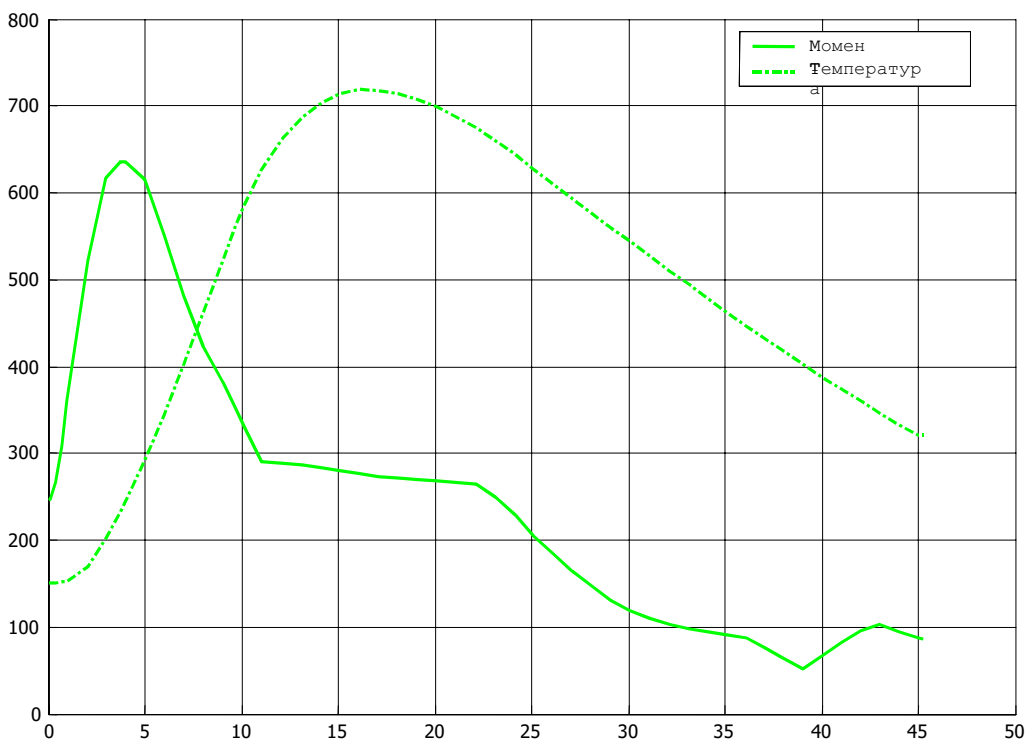


Рис. 4. Огибающая кривая максимального изгибающего момента и температура по корпусу отсека

— построение эпюр изгибающих моментов по длине корпуса для каждого момента времени по рассматриваемым траекториям;

— расчёт коэффициентов запасов прочности и устойчивости с учётом изменения характеристик материала силовых элементов конструкции от температуры.

Для несущей и рулевой поверхностей методика оценки включает определение коэффициентов нагруженности конструкций для каждого момента времени по рассматриваемым траекториям в зависимости от действующих нагрузок и изменения характеристик материала обшивки и силового набора в зависимости от их температуры.

Коэффициенты нагруженности определяются через критерии K_σ или K_E . Критерий K_σ по секундной прочности применяется, когда материал работает на растяжение, а критерий по модулю упругости K_E применяется для элементов конструкции, которые могут потерять устойчивость при сжатии.

Критерий K_σ прямо пропорционален нагрузке, значению предела прочности при комнатной температуре ($T = 20^\circ\text{C}$) и обратно пропорционален значению секундной прочности материала с учётом времени действия нагрузки и температуры элемента конструкции в рассматриваемый момент времени и имеет вид:

$$K_\sigma = P \cdot \frac{\sigma_{20}}{\sigma}$$

Критерий K_E прямо пропорционален нагрузке, значению E_{20} при комнатной температуре ($T = 20^\circ\text{C}$) и обратно пропорционален значению E при заданной температуре и имеет вид:

$$K_E = P \cdot \frac{E_{20}}{E}$$

Значения модулей упругости находятся интерполяцией табличных значений в функции температуры [1] с добавлением точки $E = 0$ при значении температуры плавления данного сплава $T_{пл}$.

Для корпусов отсеков действующие напряжения и критические напряжения сжатия, а также запасы прочности вычисляются по известным формулам:

$$\sigma_{действ} = \frac{M^p}{0,8 \cdot D_{cp}^2 \cdot \delta};$$

$$\sigma_{кр} = 0,3 \cdot \frac{E_T \cdot \delta}{R};$$

$$n_\sigma = \frac{\sigma_{сек}}{\sigma_{действ}};$$

$$n_E = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{действ}},$$

где E_T — модуль упругости; $\sigma_{сек}$ — секундная прочность материала при заданной температуре.

Условием прочности корпуса является условие $n_\sigma, n_E \geq 1$.

Пример изменения коэффициента запаса прочности и запаса устойчивости для обечайки отсека по теплонапряженной траектории для сплавов ОТ-4 и ВТ-20 приведен на рис. 5, 6.

Результатом расчета является выбор *расчетной точки* — сочетания нагрузок и температур с наибольшим коэффициентом нагруженности или минимальным запасом прочности для некоторого момента времени на одной из траекторий из всего набора траекторий. Эту траекторию будем называть *теплонагруженной*.

Сравнение сплавов ОТ-4 и ВТ-20 показывает, что сплав ВТ-20, в силу своих более высоких теплопрочностных характеристик, имеет запасы по прочности и устойчивости выше, чем сплав ОТ-4.

4. Для учета влияния перегрузки на изменение скорости полета ракеты, а следовательно, на температуру конструкции задается закон изменения перегрузки (манёвр) по времени $n_Y(t)$ для выбранной по п.3 траектории. Выбор закона изменения перегрузки проводится, исходя из следующего:

— реализация максимальной перегрузки в расчетной точке выбранной траектории;

— время действия перегрузки и закон ее изменения по времени не должны существенно изменять траекторию полета ракеты по высоте. Рекомендованное время действия перегрузки — не более 6 с.

Пример изменения перегрузки по времени для траектории, выбранной по п.3, приведен на рис. 7.

5. Для выбранного закона изменения перегрузки по п.4 проводится расчет скоростей и температур, которые далее используются для оценки прочности и проведения теплопрочностных испытаний. Пример изменения относительной скорости (V/V_{max}) для двух вариантов изменения перегрузки (а — только флуктуационная, б — выбранный закон) показан на рис. 8, а нагрузки и температуры для корпуса отсека для траекторий а, б показаны на рис. 9. Процедура действий п.1—5 выполняется для каждого силового элемента с целью получения всего набора теплонагруженных траекторий и составле-

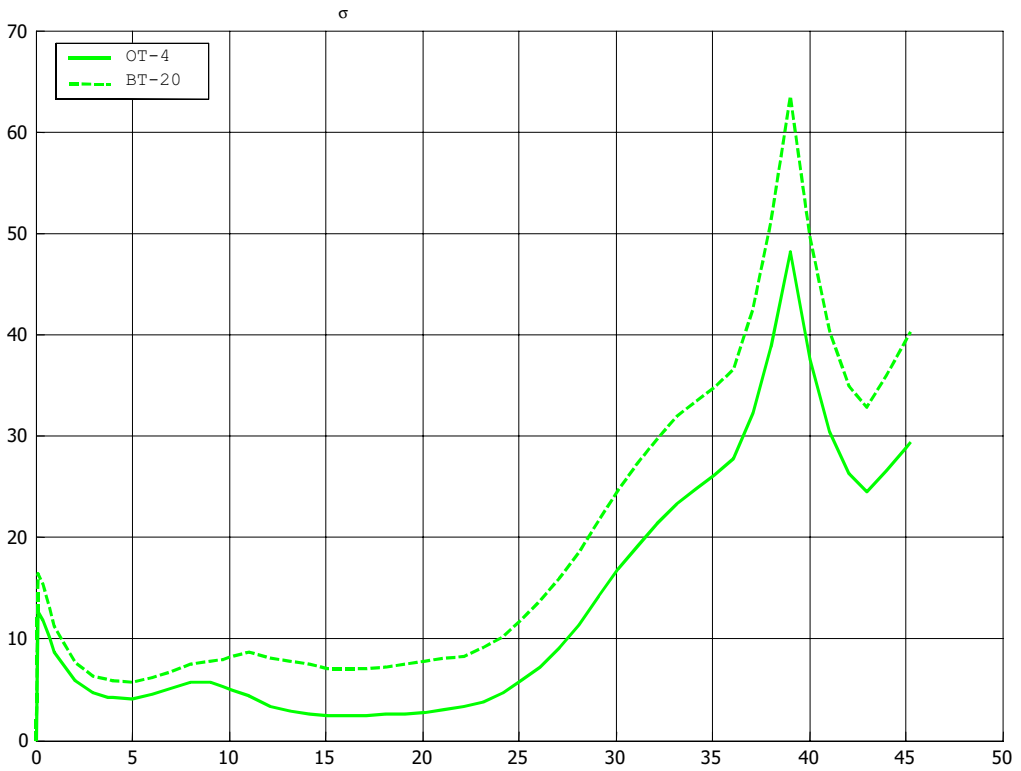


Рис. 5. Коэффициент запаса прочности для сплавов ОТ-4 и ВТ-20 для теплонапряженной траектории

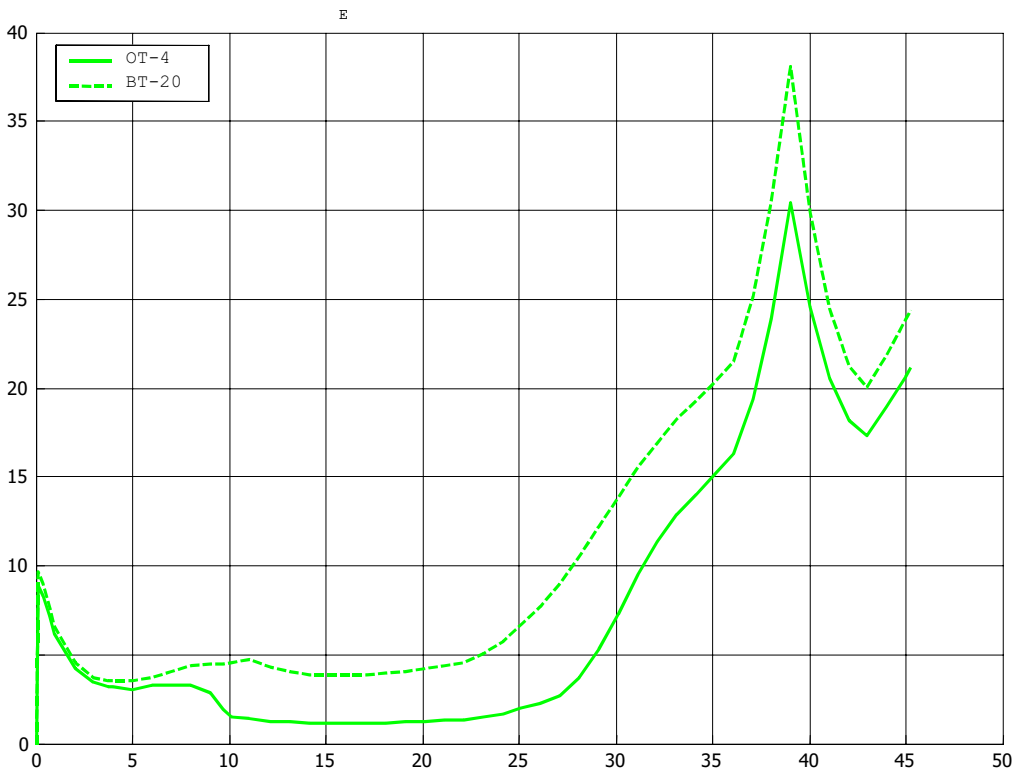


Рис. 6. Коэффициент запаса устойчивости корпуса для сплавов ОТ-4 и ВТ-20 для теплонапряженной траектории

ния программы испытаний силовой конструкции ракеты.

Из рис. 9 видно, что, начиная с момента реализации максимальной перегрузки, температура и

нагрузка падают. Градиент падения зависит от конкретных данных о конструкции отсека, значений маневренных и баллистических характеристик ракеты. Падение температуры и нагрузки на конеч-

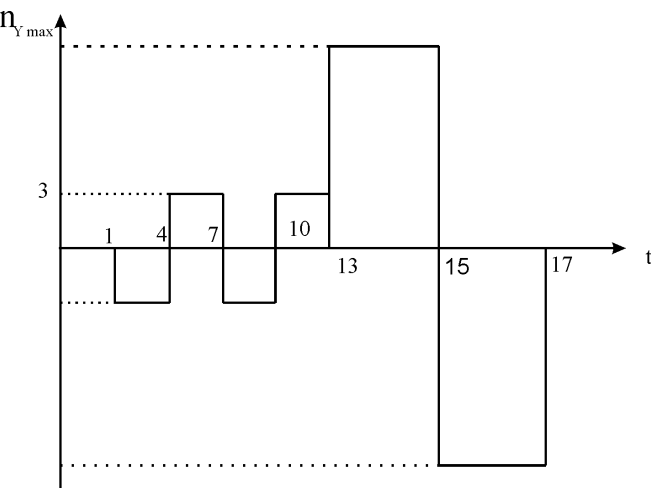


Рис. 7. График изменения перегрузки для условной траектории

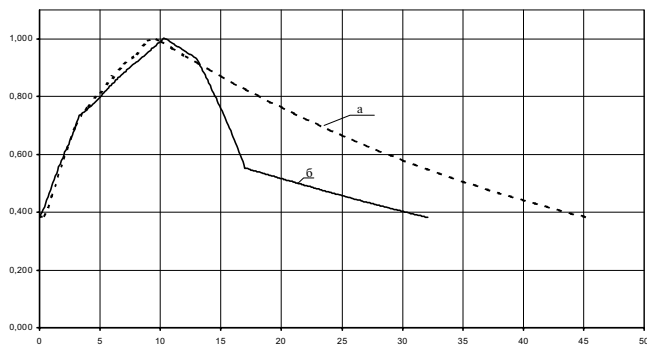


Рис. 8. Графики относительных скоростей для теплонапряженной и теплонагруженной траектории

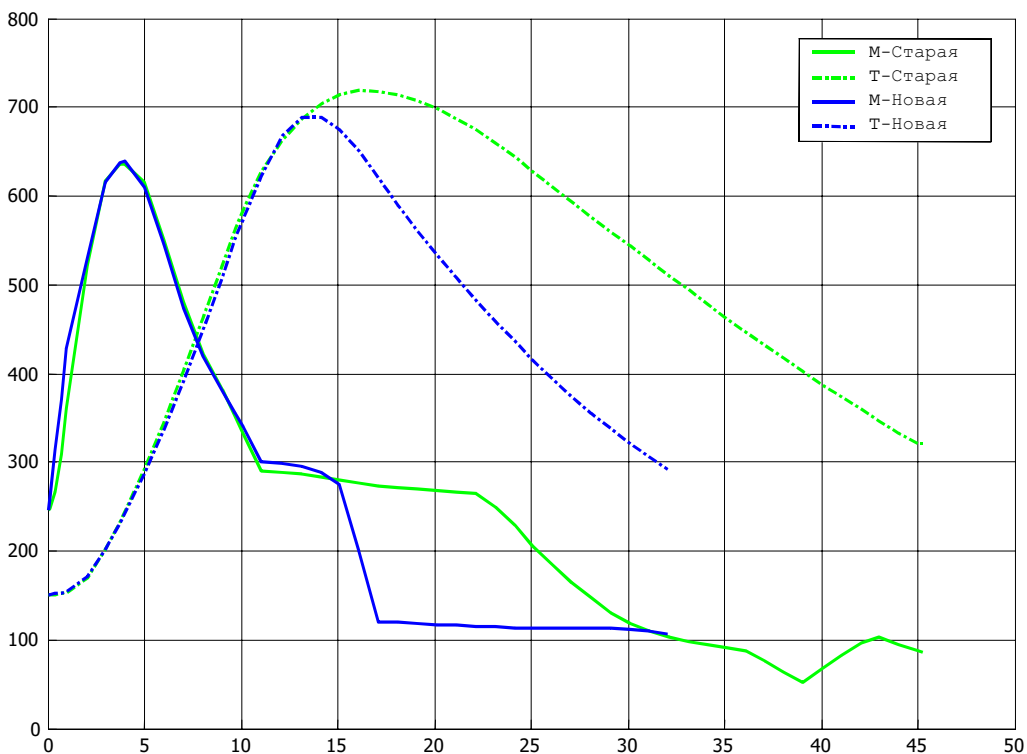


Рис. 9. Графики изменения изгибающего момента и температуры по корпусу для теплонапряженной и теплонагруженной траектории

ном участке траектории уменьшает вероятность появления ползучести материала.

Предложенная методика позволяет на этапе проектирования провести выбор материала конструкции планера, а также наилучшее сочетание температуры и нагрузки для проведения расчётов и испытаний.

Библиографический список

1. Авиационные материалы. Т. 5. Магниевые и титановые сплавы. — ВИАМ, ОНТИ, 1973.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 18.11.2009