

УДК 621.45.01:004.945

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
ТРДД ШЕСТОГО ПОКОЛЕНИЯ ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ  
НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

© 2015 В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, Я.А. Остапюк, Е.П. Филинов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Статья поступила в редакцию 23.11.2015

В статье приводятся результаты прогнозирования оптимальных параметров рабочего процесса ГТД шестого поколения традиционных схем на основе численного моделирования. Постановка задачи формулируется следующим образом: необходимо найти оптимальные параметры рабочего процесса трёхвального ТРДД с раздельным истечением потоков при заданном уровне показателей совершенства элементов, соответствующих 6-тому поколению двигателей, предназначенных для ближне-, средне- и дальнемагистрального самолёта. В качестве критерия оптимизации в данном исследовании рассматривалась суммарная масса силовой установки и топлива. Численное моделирование и оптимизация параметров рабочего процесса проводилась в САЕ-системе АСТРА. Для каждой из комбинаций оптимизируемых переменных двигателя потребный запас топлива и масса силовой установки определены на основе численного моделирования полёта самолёта. Анализ результатов оптимизации показал, что рост параметров рабочего процесса, степени двухконтурности и дальности полета приводит к расширению области локально-оптимальных параметров. При оптимальных параметрах рабочего процесса, соответствующих по уровню шестому поколению двигателей, предназначенных для дозвуковых самолётов, можно ожидать значения удельного расхода топлива на крейсерском режиме 42...45 кг/(кН·ч).  
*Ключевые слова:* Двигатель газотурбинный, моделирование численное, оптимизация, параметры рабочего процесса.

Постановка задачи прогнозирования оптимальных параметров рабочего процесса двигателей шестого поколения традиционных схем на основе численного моделирования выглядит следующим образом.

*Найти оптимальные параметры рабочего процесса (суммарной степени повышения давления –  $\pi_{к\Sigma}^*$ , степени двухконтурности –  $m$ , степени повышения давления в вентиляторе –  $\pi_{в}^*$ ) трёхвального ТРДД с раздельным истечением из внутреннего и наружного контуров при различных уровнях температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$ , соответствующих 6-тому поколению ГТД, для трёх типов самолётов: ближнего магистрального (БМС), среднего магистрального (СМС), дальнего магистрального самолёта (ДМС). Критерий оптимизации – суммарная масса силовой установки и топлива  $M_{cy+T}$ .*

В работе рассматривалась оптимизация исключительно параметров рабочего процесса Кузьмичев Венедикт Степанович, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов. E-mail: kuzm@ssau.ru  
Ткаченко Андрей Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов. E-mail: tau@ssau.ru  
Остапюк Ярослав Анатольевич, аспирант. E-mail: oya92@mail.ru  
Филинов Евгений Павлович, аспирант. E-mail: filinov.ev@gmail.com

( $\pi_{к\Sigma}^*$ ,  $m$  и  $\pi_{в}^*$ ). Влияние изменения КПД узлов и величины отборов воздуха на охлаждение турбин было рассмотрено ранее [1].

В качестве исходных данных были выбраны высокие значения параметров, характеризующих совершенство узлов двигателя и самолёта, которые основаны на анализе исследований в области проектирования двигателей шестого поколения [2, 3, 4].

Численное моделирование ТРДД шестого поколения и оптимизация параметров их рабочего процесса проводилась в разработанной в СГАУ САЕ – системе АСТРА [5, 6].

В качестве критерия оптимизации выбрана суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полёт, с учётом навигационного запаса  $M_{cy+T}$ . В каждой точке пространства оптимизируемых переменных двигателя потребный запас топлива и масса силовой установки для каждого из рассматриваемых типов самолётов определены на основе моделирования полёта самолёта. Масса силовой установки и топлива на ЛА:

$$M_{cy+T} = M_{cy} + \overline{M}_{tc} M_{TЛА}, \text{ кг},$$

где  $M_{cy}$  – масса силовой установки, кг;

$\overline{M}_{TЛА}$  – масса топлива, необходимого на полёт, кг;

$\overline{M}_{tc}$  – коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА.

Вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса двигателя:

$$X = (\pi_{к\Sigma}^*, \pi_{вп}^*, m),$$

где:  $\pi_{к\Sigma}^*$  – суммарная степень повышения давления;

$\pi_{вп}^*$  – степень повышения давления в вентиляторе;

$m$  – степень двухконтурности.

Оптимальная степень повышения давления в вентиляторе ( $\pi_{вп}^*$ ) для каждого сочетания  $T_{г}^*$ ,  $\pi_{к\Sigma}^*$  и  $m$  определялась исходя из

оптимального распределения энергии между контурами ТРДД.

На рис. 1...3 представлены расчётные области локально-оптимальных параметров рабочего процесса ТРДД для различных температур  $T_{г}^*$  и различных дальностей полёта, соответствующих разным типам самолётов. Области локально-оптимальных параметров соответствуют относительному отклонению критерия от своего минимума на 1%.

Из приведенных рисунков видно, что с ростом температуры газа перед турбиной оптимальные значения  $\pi_{к\Sigma}^*$  и  $m$  увеличиваются, области ло-

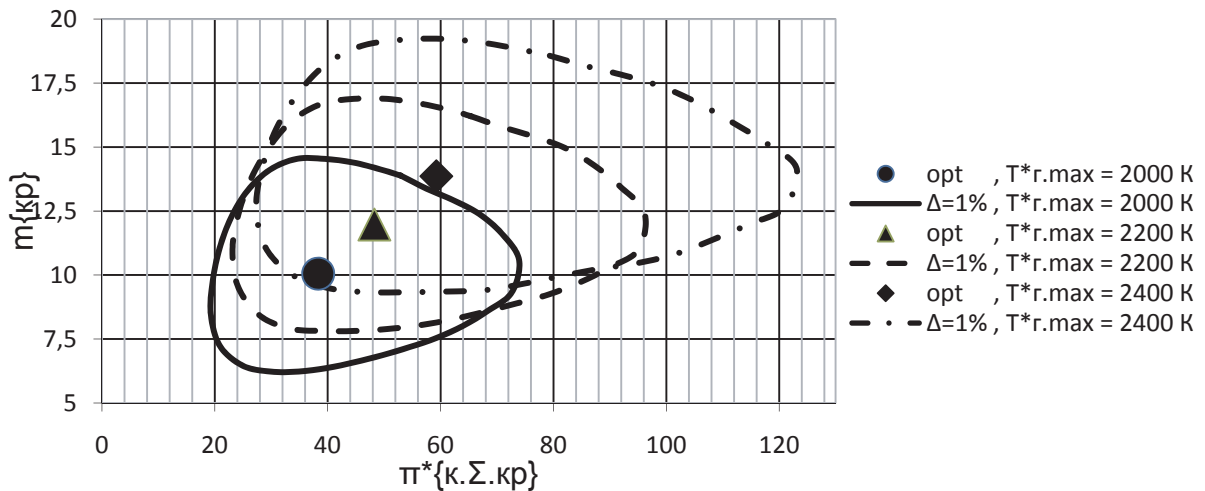


Рис. 1. Области локально – оптимальных параметров ТРДД по критерию  $M_{сy+г}$  при различных значениях температуры газа перед турбиной для ближнего магистрального самолёта

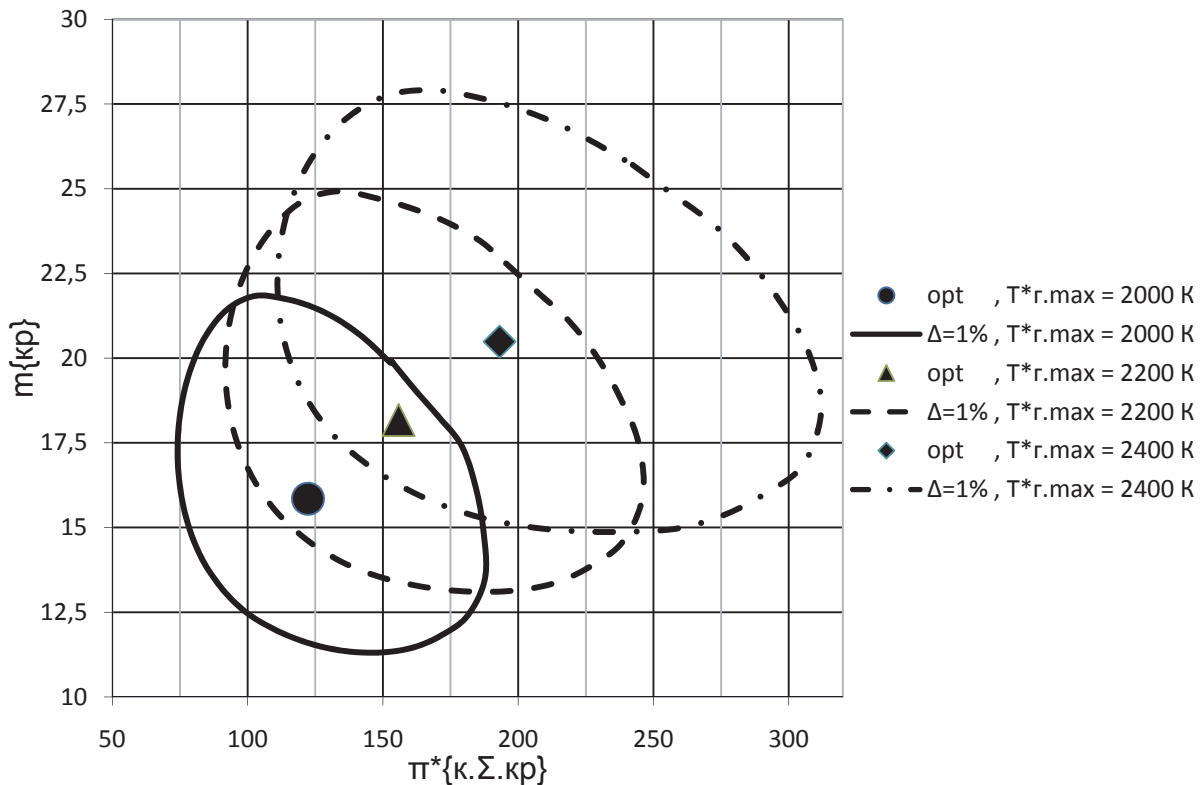


Рис. 2. Области локально – оптимальных параметров ТРДД по критерию  $M_{сy+г}$  при различных значениях температуры газа перед турбиной для среднего магистрального самолёта

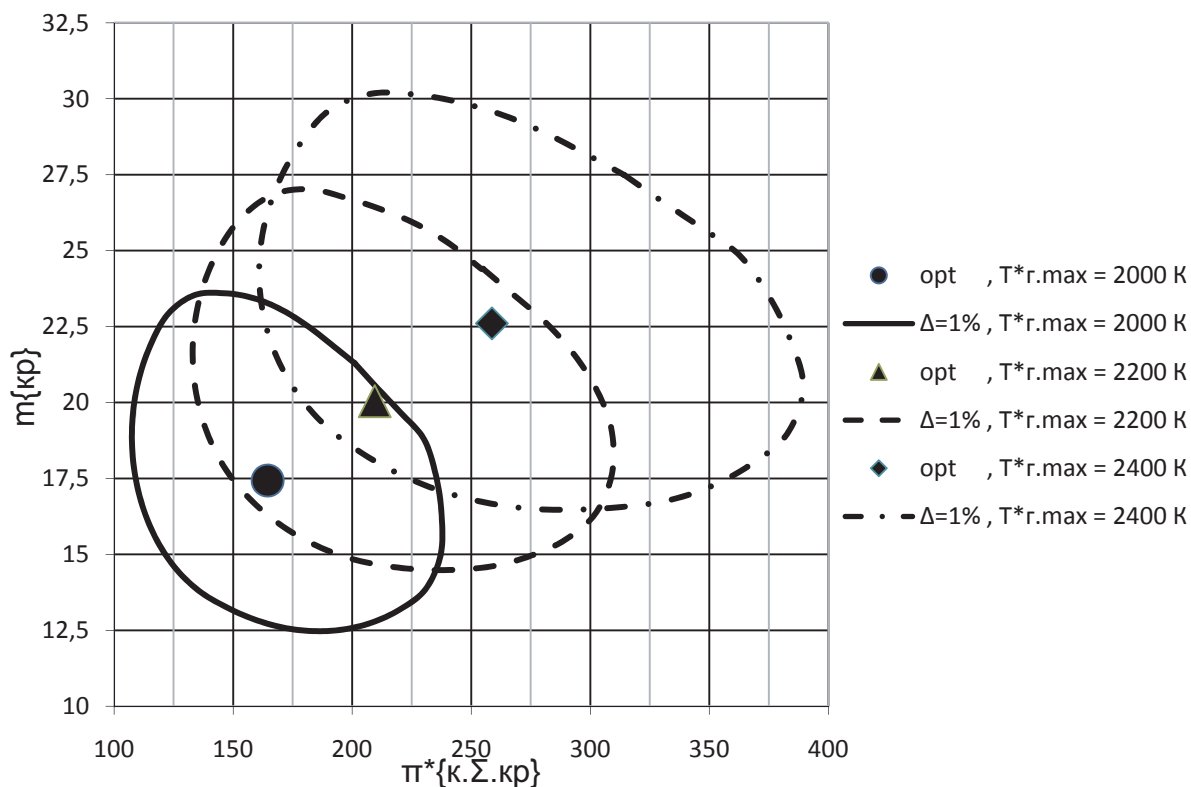


Рис. 3. Области локально- оптимальных параметров ТРДД по критерию  $M_{cy+T}$  при различных значениях температуры газа перед турбиной для дальнего магистрального самолёта

кально-оптимальных параметров расширяются.

Увеличение дальности полёта также приводит к росту оптимальных значений  $\pi^*_{к.Σ}$  и  $m$ , и расширению локально-оптимальных областей.

Следует обратить внимание, что оптимальные значения параметров рабочего процесса ТРДД шестого поколения  $T^*_г$ ,  $\pi^*_{к.Σ}$  и  $m$  существенно выше, чем у существующих двигателей. Это обусловлено главным образом значительным ростом температуры  $T^*_г$ .

На рис. 4...6 показано влияние температуры газа перед турбиной на оптимальные значения параметров рабочего процесса.

Из приведенных рисунков следует, что рост температуры газа перед турбиной приводит к значительному росту оптимальной суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности.

На рис. 7...9 показано влияние дальности полёта (или типа самолёта) на оптимальные значения параметров рабочего процесса ТРДД.

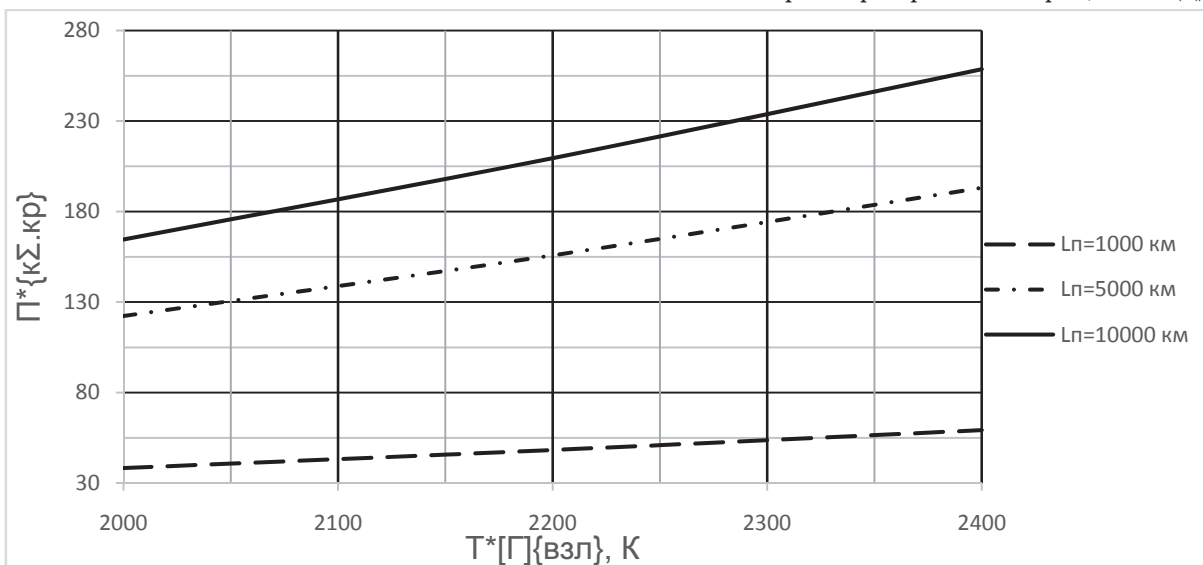


Рис. 4. Влияние температуры газа перед турбиной ТРДД на оптимальные значения суммарной степени повышения давления по критерию  $M_{cy+T}$  при различных дальностях полёта самолёта

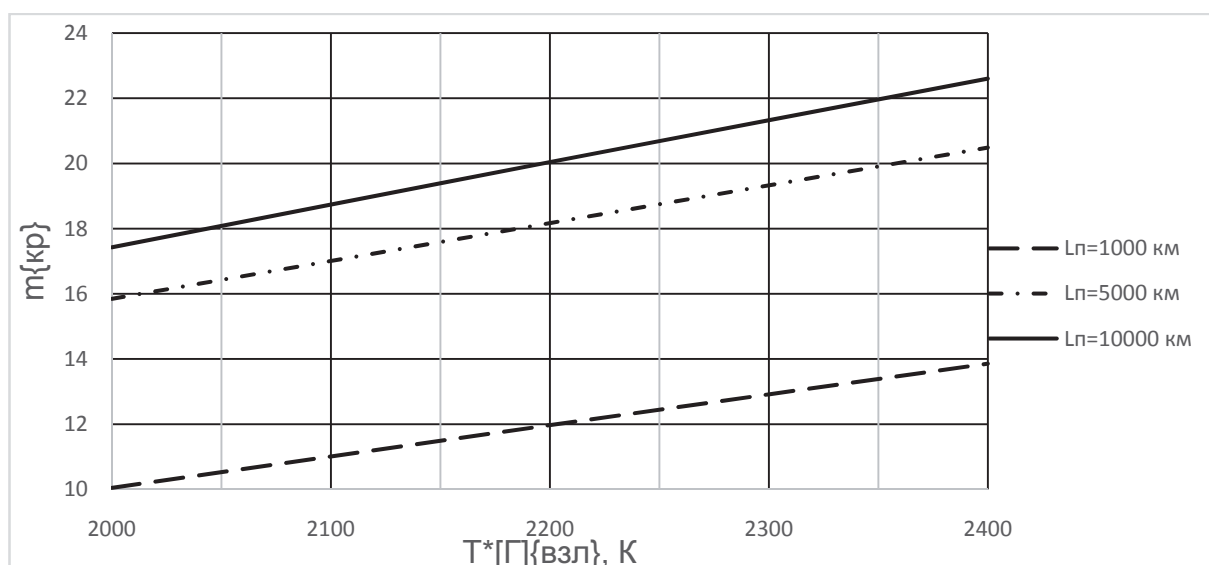


Рис. 5. Влияние температуры газа перед турбиной ТРДД на оптимальные значения степени двухконтурности по критерию  $M_{\text{су+т}}$  при различных дальностях полёта самолёта

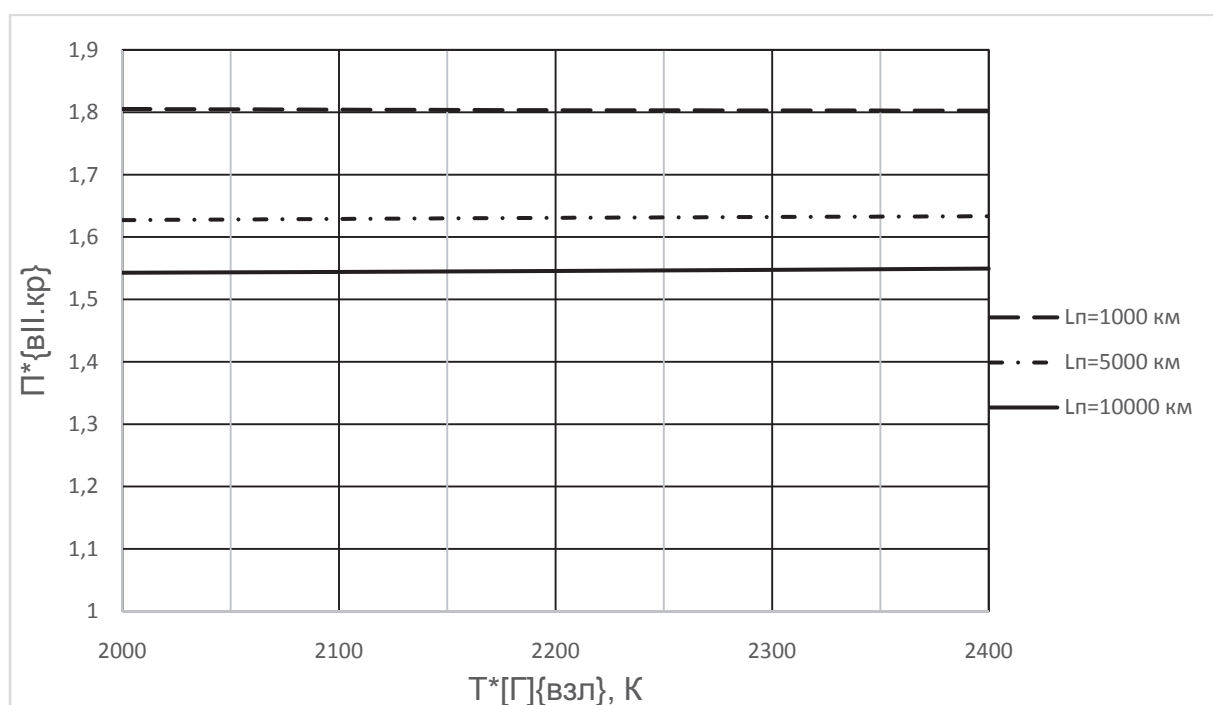


Рис. 6. Влияние температуры газа перед турбиной на оптимальные значения степени повышения давления в вентиляторе ТРДД по критерию  $M_{\text{су+т}}$  при различных дальностях полёта самолёта

Из рис. 7...9 видно, что оптимальные значения суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности с ростом дальности полёта увеличиваются, что объясняется увеличением доли массы топлива, из-за чего оптимальные значения по критерию  $M_{\text{су+т}}$  стремятся к параметрам, соответствующим минимуму удельного расхода топлива ТРДД. Уменьшение оптимальных значений степени повышения давления в вентиляторе объясняется ростом оптимальной степени двухконтурности.

На рис. 10...12 приведены зависимости значений критерия  $M_{\text{су+т}}$ , удельного расхода топлива

на крейсерском режиме  $C_{\text{уд.кр}}$ , удельной массы двигателя  $\gamma_{\text{дв}}$  при оптимальных по критерию  $M_{\text{су+т}}$  параметрах в зависимости от температуры и дальности полёта.

В результате численного моделирования трёхвального ТРДД шестого поколения установлено следующее:

1. При температурах газа перед турбиной в диапазоне 2000-2400 К оптимальные значения суммарной степени повышения давления по критерию суммарной массы силовой установки и топлива  $M_{\text{су+т}}$  (то же относится, в зависимости от постановки задачи оптимизации, и к крите-

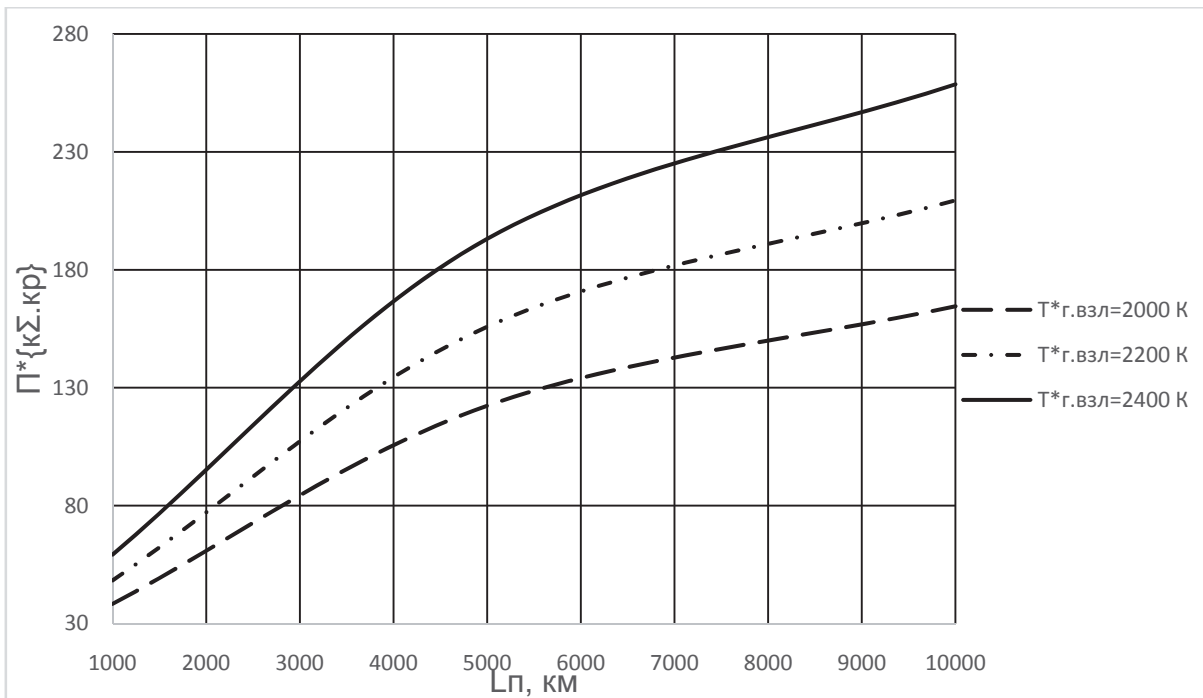


Рис. 7. Влияние дальности полёта на оптимальные значения суммарной степени повышения давления ТРДД по критерию  $M_{cy+t}$  при различных температурах газа перед турбиной

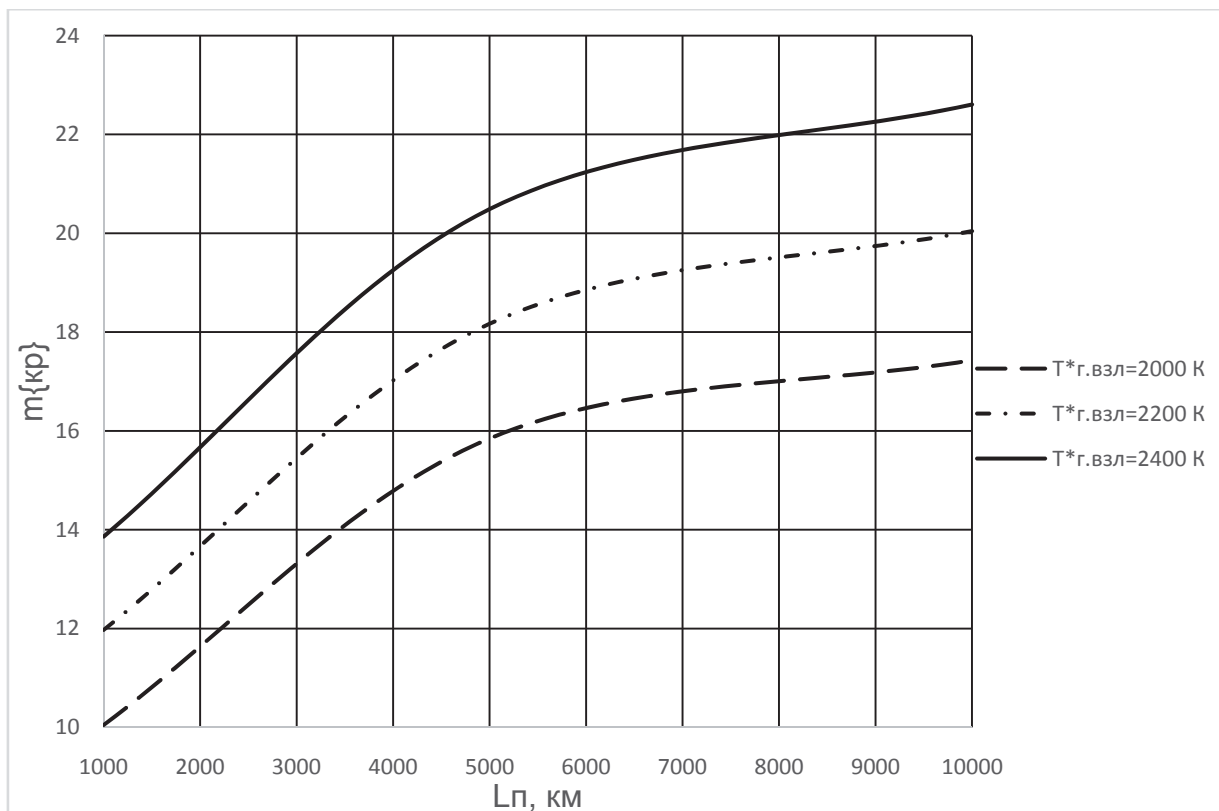


Рис. 8. Влияние дальности полёта на оптимальные значения степени двухконтурности ТРДД по критерию  $M_{cy+t}$  при различных температурах газа перед турбиной

риям - масса коммерческой нагрузки, взлётная масса самолёта) лежат в диапазоне:  
 от 40 до 150 для ближнего магистрального самолета (БМС),  
 от 50 до 200 для СМС,

от 60 до 250 для ДМС.  
 При этом соответствующие оптимальные значения степени двухконтурности имеют значения:  
 10-18 для БМС,  
 12-20 для СМС,

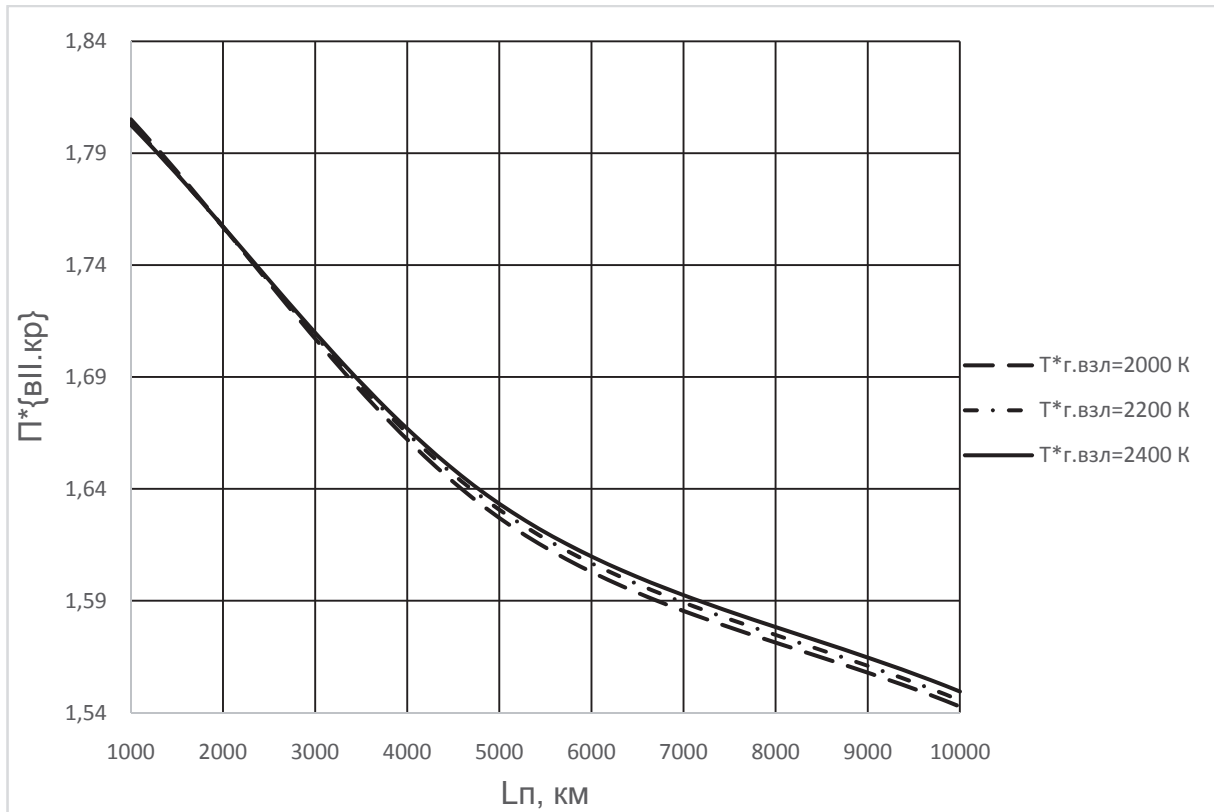


Рис. 9. Влияние дальности полёта на оптимальные значения степени повышения давления в вентиляторе ТРДД по критерию  $M_{cy+T}$  при различных температурах газа перед турбиной

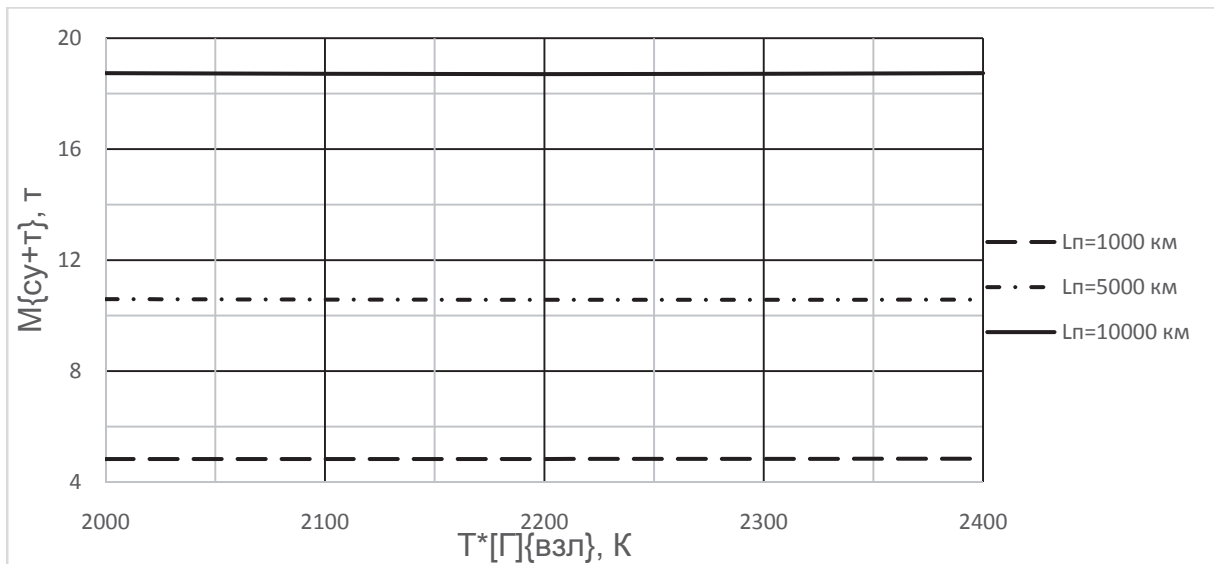


Рис. 10. Оптимальные значения критерия  $M_{cy+T}$  при различных значениях температуры газа перед турбиной и дальности полёта самолёта

14-23 для ДМС.

2. С ростом температуры газа перед турбиной оптимальные значения суммарной степени повышения давления и степени двухконурности возрастают. При этом области локально-оптимальных параметров расширяются, что свидетельствует о более пологом характере зависимости критериев оценки эффективности двигателя от  $\pi_{k\Sigma}^*$  и  $m$ .

3. Увеличение дальности полёта самолёта приводит как к увеличению оптимальных значений  $\pi_{k\Sigma}^*$  и  $m$ , так и к расширению областей оптимальных параметров, что объясняется усилением влияния удельного расхода топлива с ростом дальности полёта.

4. При оптимальных параметрах рабочего процесса у ТРДД шестого поколения, предназначенных для дозвуковых самолётов, можно

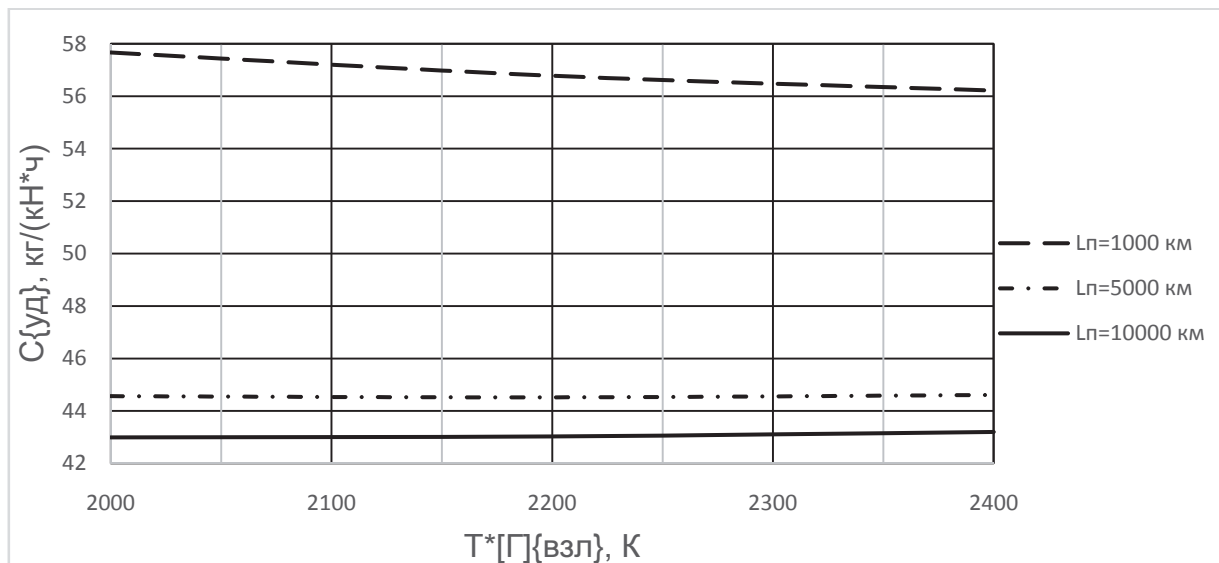


Рис. 11. Значения удельного расхода топлива при различных значениях температуры газа перед турбиной и дальности полёта самолёта при параметрах, соответствующих минимуму критерия  $M_{cy+T}$

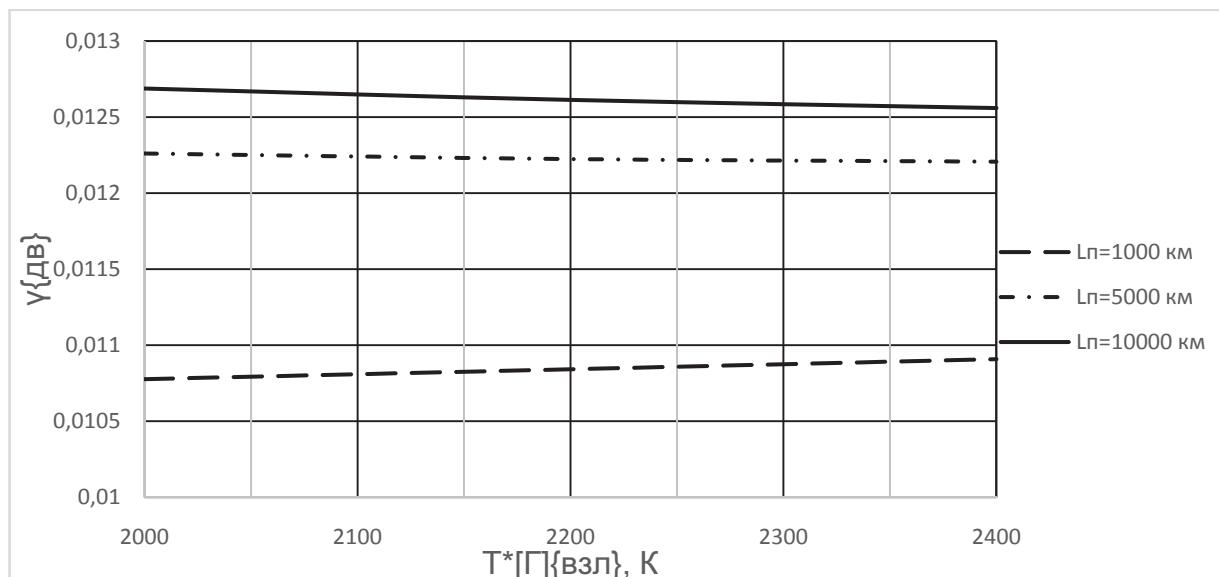


Рис. 12. Значения удельной массы двигателя при различных значениях температуры газа перед турбиной и дальности полёта самолёта при параметрах, соответствующих минимуму критерия  $M_{cy+T}$

ожидать значения удельного расхода топлива на крейсерском режиме 42...45 кг/(кН·ч).

5. Целесообразно продолжить исследования по поиску параметров ГТД шестого поколения более сложных схем, а также в многокритериальной постановке задачи оптимизации с учётом ограничений по уровням шума и эмиссии.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Филинов, Е. П. Исследование теоретической максимальной эффективности ГТД традиционных схем на основе численного моделирования [Текст] / Е. П. Филинов, Я. А. Остапюк, И. Н. Крупенич // Тезисы докладов международной молодёжной конференции «XIII Королёвские чтения». – Самара: СГАУ, 2015 г. – С. 203-205.
2. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. Скибина В. А., Солонина В. И. ЦИАМ, М., 2010
3. Булат, П. В. На пути к пятому и шестому поколению, перезагрузка [Электронный ресурс] // URL: [http://www.paralay.com/stat/Bulat\\_17.pdf](http://www.paralay.com/stat/Bulat_17.pdf) (дата обращения 12.08.2015).
4. Dr. Dale Carlson. GE Aviation: Perspectives on Clean, Efficient Engines. May 7, 2013.
5. Кузьмичев, В. С. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE-системе «АСТРА» [Текст] / Кузьмичев В. С., Кулагин В. В., Крупенич И. Н., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н. / Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. №67. С. 15. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published>.

- php?ID=41518. (дата обращения 15.08.2015).  
6. Кузьмичев, В.С. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» [Текст] / Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю.,

Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Кулагин В.В. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2012. №5(36). Ч. 1. С. 169-173.

## FORECASTING THE OPTIMAL VALUES OF WORKING PROCESS PARAMETERS OF A SIXTH GENERATION TURBOFAN BY MEANS OF NUMERICAL SIMULATION

© 2015 V.S. Kuzmichev, A.Yu. Tkachenko, Ya.A. Ostapuk, E.P. Filinov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev  
(National Research University)

The article describes the results of forecasting of the optimal values of working process parameters of a sixth generation turbofan by means of numerical simulation. The problem statement: the optimal values of working process parameters of a separate-flow three-spool turbofan having the efficiency factors corresponding to the 6th generation turbofan engines and intended for use as a propulsion unit of a short-, medium- and long-range airplane are to be calculated on the basis of airplane flight cycle simulation. The optimization was performed using the computer-aided system "ASTRA" with a total weight of the propulsion unit and the required fuel selected as an optimization criterion. Numerical simulation of the airplane flight cycle was performed for each combination of the optimizable values. The results of optimization show that with an increase in the working process parameters, bypass ratio and flight range the regions of locally-optimal values are widening for a given value of criterion concession. The values of specific fuel consumption of the sixth generation turbofan engines intended for the subsonic passenger airplanes are predicted at the level of 42..45 kg per kN per hour.

*Keywords:* Gas turbine engine, numerical simulation, optimization, working process parameters.

---

Venedikt Kuzmichev, Doctor of Technics,  
Professor at Aircraft Engine Theory Department.

E-mail: kuzm@ssau.ru

Yaroslav Ostapuk, Postgraduate Student.

E-mail: oya92@mail.ru

Andrey Tkachenko, PhD in technical science,  
Associate Professor at Aircraft Engine Theory Department.

E-mail: tau@ssau.ru

Evgeny Filinov, Postgraduate Student.

E-mail: filinov.evg@gmail.com