

му уточнению результатов идентификации по сравнению с более простым вариантом априорной оценки $\delta\Theta_j^0=0$.

Решающее значение для уточнения результатов идентификации имеет дополнительная информация о том, отклонение каких именно параметров состояния явилось причиной полученных отклонений признаков состояния.

Таким образом, проведенное исследование показало, что из всех рассмотренных методов идентификации математической модели наибольшую точность оценки параметров состояния ТРДД НК-86 по результатам испытаний при штатном препарировании обеспечивает применение МНК с регуляризацией решения за счет использования дополнительной информации о возможных значениях идентифицируемых параметров состояния.

Л и т е р а т у р а

1. Тунаков А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979.
2. Боровик В. О., Таран Е. М., Клинский Б. М. Эффективность согласования математической модели ГТД с результатами испытаний.— В кн.: Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД /Тр. ЦИАМ, № 747. М., 1977, вып. 5.
3. Симбирский Д. Ф., Потемкин В. А. Методы параметрической идентификации газотурбинных двигателей.— В кн.: Методы и средства машинной диагностики ГТД и их элементов. Тез. докл. Всесоюзной науч. конф. Харьков, 1980.
4. Калиткин Н. Н. Численные методы. М.: Наука, 1978.

УДК 621.45 : 629

Н. М. Боргест, А. А. Диденко, А. Б. Иванов

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ ТРДДФ НА ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕГО РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СИСТЕМЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

В настоящее время в качестве альтернативной силовой установки (СУ) для сверхзвукового транспортного самолета (СТС) рассматриваются различные схемы ТРД. Это одноконтурные и двухконтурные ТРД с форсажными устройствами и без них, ТРД с перепуском воздуха из-за компрессора и наиболее перспективные схемы ТРДД — двигатели с изменяемым рабочим процессом. В статье рассматриваются наиболее распространенные ТРД и ТРДД: с общей форсажной камерой; рабочий процесс которых характеризуется, как известно, следующими параметрами: температурой газа в основной и форсажной камерах

$T_{Г}^*$ и $T_{Ф}^*$; степень повышения давления в компрессорах внутреннего контура и в вентиляторе $\pi_{К}^*$ и $\pi_{В}^*$; степень двухконтурности m .

Из рис. 1 видно, что диапазоны выбранных параметров достаточно широки. Причем, если между такими параметрами как $\pi_{К}^*$ и $T_{Г}^*$ наблюдается определенная корреляция, то выбранные значения m (как и расчетные значения $T_{Ф}^*$), на первый взгляд, не отвечают каким-либо закономерностям. Анализ статистики выбранных параметров ТРДДФ в зависимости от года создания двигателя показывает, что имеется лишь общая тенденция роста таких параметров, как $\pi_{К}^*$ и $T_{Г}^*$ (рис. 2). При этом значения этих параметров у ТРДФ меньше, чем у ТРДДФ. Вскрыть причины, обуславливающие выбор той или иной схемы ТРДДФ и параметров его рабочего процесса, а также оценить влияние схемы ТРДДФ на значения оптимальных параметров можно только на основе всестороннего анализа. При этом необходимо учитывать как целевое назначение и условия эксплуатации самолета, на котором будет устанавливаться двигатель, так и уровень газодинамического и конструктивного совершенства элементов ГТД, достигнутый конкретным двигателестроительным ОКБ при проектировании ТРДДФ.

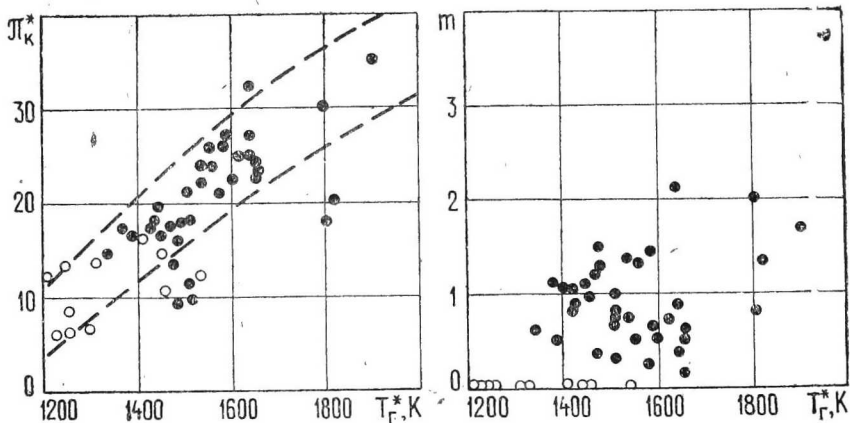


Рис. 1. Статистические данные параметров рабочего процесса созданных и проектируемых ТРДДФ на взлетном режиме:

● — ТРДДФ; ○ — ТРДФ

Обоснование выбора параметров ГТД, подлежащих оптимизации (т. е. параметров, выбор которых не ограничен ни схемой, ни другими факторами в достаточно широком диапазоне), было дано во многих работах, в том числе и в работе [1]. В связи с особенностью рабочего процесса ТРДД с общей форсажной камерой выбор $\pi_{В}^*$ существенно ограничен (из-за условия равенства статических давлений на входе в камеру смешения). На

рис. 3 показана область существования проектных решений при оптимизации параметров - ТРДД со смешением потоков (ТРДДсм), когда $\pi_{в}^*$ является независимой переменной. Если учесть, что область выбора обычно на много меньше области существования проектных решений, то в случае ТРДДсм выбор параметров рабочего процесса сводится практически к поиску области его существования. В то же время практика проектирования ТРДДсм, а также исследования процесса смешения двух газоздушных потоков показывают, что выбираемые значения $\pi_{в}^*$ близки к оптимальным значениям $\pi_{в.опт}^*$ из условия макси-

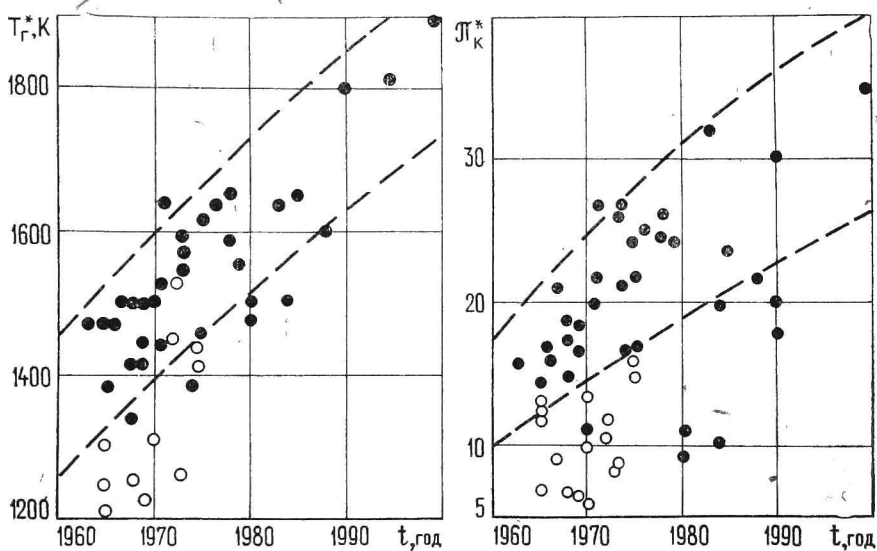


Рис. 2. Статистические данные выбранных параметров рабочего процесса ТРДДФ в зависимости от года создания двигателя:

● — ТРДДФ; ○ — ТРДД

муму удельной тяги. Отличие выбранных в реальных конструкциях значений $\pi_{в}^*$ от $\pi_{в.опт}^*$ не превышает 1—2%, при этом значения $\pi_{в.опт}^*$ обычно лишь на 1—2% больше значения $\pi_{в}^*$, соответствующего равенству полных давлений на входе в камеру смешения. Все это позволило вывести параметр $\pi_{в}^*$ из числа независимых переменных и определять его из условия равенства полных давлений на входе в камеру смешения. Насколько расширилась в этом случае область существования ТРДДсм при вариации параметров рабочего процесса можно судить из сравнения, приведенного на рис. 4.

При параметрических исследованиях ТРДД с отдельными контурами, когда форсажная камера может быть расположена в наружном или внутреннем контуре, параметр $\pi_{в}^*$ необходимо рассматривать в качестве независимой переменной, осуществляя

поиск его оптимального значения, исходя из системных критериев.

При рассмотрении в качестве независимой переменной такого параметра рабочего процесса, как $T_{Г}^*$ (во многом определяющего работу термодинамического цикла), следует отметить некорректность утверждений, в которых параметр $T_{Г}^*$ относят к числу ограничений. Ошибочность такого утверждения заключается в неверных предпосылках независимости совершенства рабочего процесса ($\eta_{Т}^*$, $\nu_{охл}$ и т. д.) от уровня $T_{Г}^*$. Поэтому построенная модель ТРДД, неадекватно отражающая связь $T_{Г}^*$ с выходными параметрами двигателя, приводит к выводу о том, что достигнутые значения $T_{Г}^*$ ниже оптимальных значений $T_{Г}^*_{опт}$. В действительности условиями оптимизации $T_{Г}^*$ должны являться: назначенный ресурс, выбранная система охлаждения турбины и ее эффективность, уровень к. п. д. неохлаждаемой ступени турбины, допустимый уровень напряжения материала рабочих деталей турбины. Оценив все эти факторы, которые определяются уровнем развития двигателестроения, можно отыскивать значения $T_{Г}^*_{опт}$, соответствующие данному условию оптимизации,

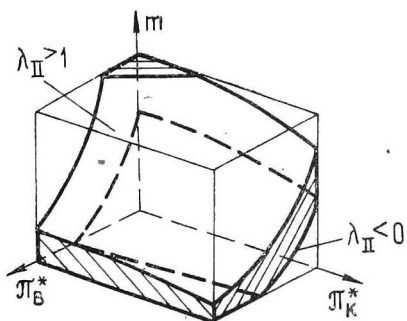


Рис. 3. Область существования проектных решений при оптимизации ТРДДсм ($T_{Г}^* = 1600\text{K}$)

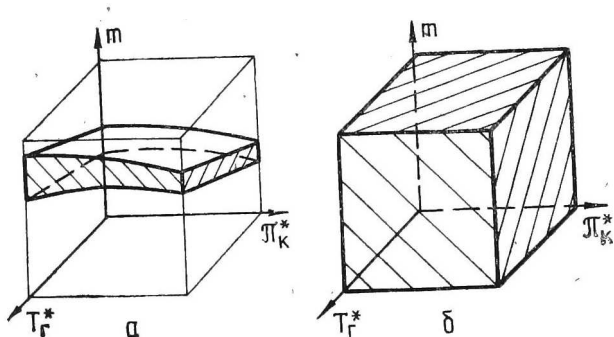


Рис. 4. Область существования проектных решений при оптимизации ТРДДсм для условий:

$$a - \pi_{в}^* = \pi_{в. зад}^* ; \quad б - \pi_{в}^* = f(P_{I}^*, P_{II}^* / P_{I}^* = 1)$$

по одному из критериев эффективности самолета. Рост выбранных значений $T_{Г}^*$ по годам (см. рис. 2) обусловлен в первую очередь тем, что уровень параметров, входящих в рассмотренные условия оптимизации, на каждом новом этапе двигателестроения повышается как за счет применения новых материалов, так и за счет накопления опыта газодинамического и конструктивного совершенства.

Особое место среди параметров рабочего процесса ТРДДФ занимает $T_{Ф}^*$. Чаще всего ее расчетное значение определяется предельными значениями $\alpha_{ФК} \approx 1,1-1,15$. В зависимости от назначения самолета применение форсажной камеры может быть как кратковременное, так и длительное. Поэтому расчетное значение $\alpha_{ФК}(T_{Ф}^*)$ может иногда существенно отличаться от предельного.

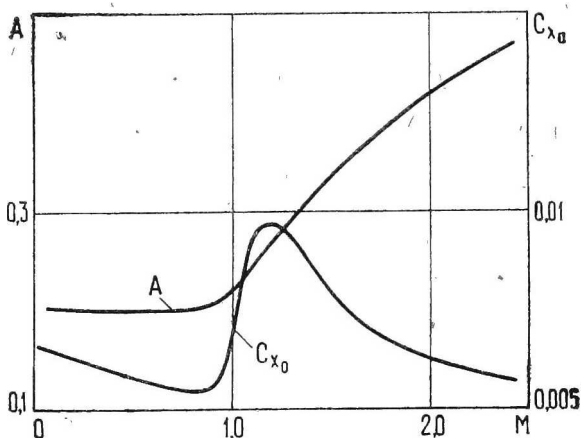


Рис. 5. Расчетные зависимости коэффициента отвала поляры A и коэффициента минимального лобового сопротивления C_{x0} от M полета для планера самолета типа СТС-2

В данной статье прототипом СТС, в системе которого рассматривались различные схемы ТРДДФ, являлся СТС-2, соответствующий второму классу технологии [2]. Основные исходные проектные данные по СТС, принятые в расчетах, следующие: взлетная масса самолета $m_0=320$ т, масса целевой нагрузки $m_{ц.н}=23$ т, дальность полета $L_{П}=7200$ км, протяженность сверхзвукового крейсерского участка полета $L_{СВ,ЗВ} \approx 1200$ км, площадь крыла $S_{кр}=870$ м², длина разбега по ВПП $L_{разб} \approx 2000$ м, число двигателей $n_{дв}=4$. Аэродинамические характеристики планера СТС представлены на рис. 5. Расчетная зависимость $m_{ц.н}$ от $L_{П}$ изображена на рис. 6. Значения к. п. д. узлов и коэффициентов потерь в тракте ТРДДФ соответствуют уровню для двигателей IV поколения. Исследования проводились

на разработанной математической модели ТРДДФ в системе сверхзвукового самолета [3, 4]. В качестве критериев оптимизации рассматривались такие технико-экономические показатели, как $L_{п}$, m_0 , $m_{ц.н.}$, $m_{СУ+Т+Т.с}$ — масса силовой установки, топлива и топливной системы, $C_{ц}$ — удельные затраты топлива на тонна-километр.

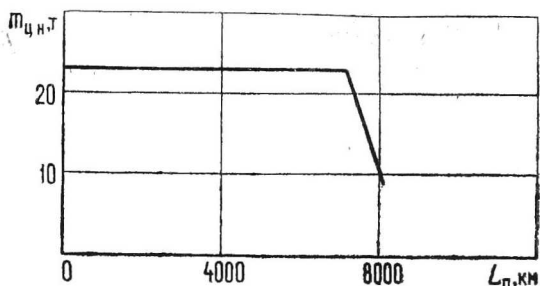


Рис. 6. Расчетная зависимость массы целевой нагрузки от дальности полета самолета типа СТС-2

В общем случае выражения для таких критериев с учетом дозаправки топливом в полете ($m_{т.запр}$) и сброса груза ($m_{сб.гр}$) имеют вид:

$$L_{п} = \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^n V_{срi} t_i + V_{срк} \left(m_{т} + m_{т.запр} - m_{т.АНЗ} - \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^n C_{удi} P_i t_i \right) / (C_{удк} P_k t_k);$$

$$m_0 = (m_{ц.н} + m_{об1} + m_{сл}) / [1 - \bar{m}_{к.пл} - \bar{m}_{об2} - (m_{СУ} + m_{т} + m_{т.с}) / m_0^*]; \quad (1)$$

$$m_{ц.н} = m_0 (1 - \bar{m}_{к.пл} - \bar{m}_{об2}) - m_{об1} - m_{сл} - m_{СУ} - m_{т} - m_{т.с};$$

$$m_{СУ+Т+Т.с} = m_{СУ} + m_{т} + m_{т.с} + m_{т.запр};$$

$$C_{ц} = (m_{т} + m_{т.запр} - m_{т.АНЗ}) / [m_{сб.гр} \cdot L_{п.сб} + (m_{ц.н} - m_{сб.гр}) L_{п}]; \quad (2)$$

$$m_{СУ} = K_{СУ} n_{ув} m_{дв}; \quad m_{ув} = f(G_{в0}, \pi_k^*, \pi_{в}^*, m, T_{г}^*, \dots);$$

$$m_{т.с} = (m_{мах} - m_{пос} - m_{сб.гр} + m_{т.АНЗ}) \bar{m}_{т.с};$$

$$m_{т} = m_0 - m_{пос} - m_{сб.гр} + m_{т.АНЗ} = \sum_{i=1}^n C_{удi} P_i t_i - m_{т.запр} - m_{т.АНЗ};$$

где n — количество участков на траектории полета; k — номер участка, за счет которого осуществляется выполнение уравнения баланса масс (1); $V_{срi}$, t_i — средняя скорость и время полета на i -ом участке; P_i , $C_{удi}$ — тяга и удельный расход топлива двигателя на i -ом участке; $m_{т.запр}$ — масса дозаправляемого в по-

лете топлива, определяемая максимальным объемом топливных баков (максимумом полетной массы самолета m_{\max}); m_T — масса первоначально заливаемого топлива и расходуемого в полете с учетом аэронавигационного запаса топлива $m_{T, \text{АНЗ}}$; $m_{об_1}, \bar{m}_{об_2}$ — масса оборудования, не зависящая от m_0 и зависящая от m_0 ; $m_{с.п.}$ — масса служебной нагрузки; $\bar{m}_{к.пл.}$ — относительная масса конструкции планера; $m_{сy}$ — масса силовой установки; $m_{т.с.}$ — масса топливной системы; $L_{п.сб}$ — дальность полета до сброса груза; $m_{дв}$ — масса двигателя.

Известные на сегодня три случая оптимизации параметров ГТД в системе самолета сводятся к тому, что эффект от оптимизации может быть получен лишь по одному из трех показателей m_0 , $m_{ц.н}$ или $L_{п.}$. При этом значения остальных показателей ограничены. Это обусловлено тем, что все эти три показателя связывает одно уравнение (1) — уравнение баланса масс. Что касается значений оптимальных параметров двигателя по этим критериям оптимизации, то их взаимосвязь частично была доказана аналитически на основе метода эквивалентного времени полета [1]. В частности это касалось значений оптимальных параметров двигателя по двум критериям m_0 и $m_{ц.н}$.

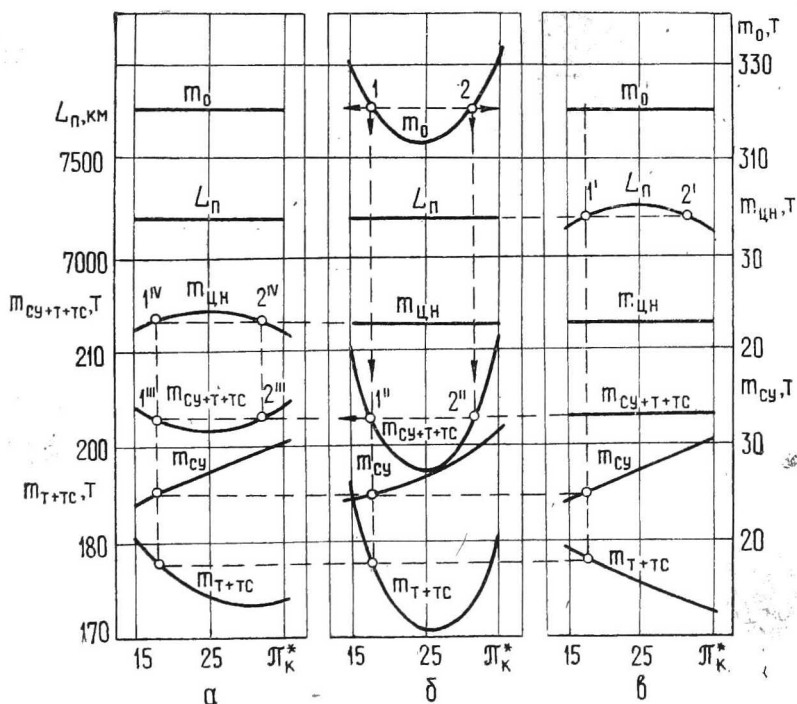


Рис. 7. Взаимосвязь в формировании оптимума параметров рабочего процесса ТРДДФ для СТС-2 по критериям оптимизации ($T_{г^*} = 1600 \text{ К}$, $T_{ф^*} = 1800 \text{ К}$; $m = 1$):

а — $m_{ц.н} = \text{var}$; б — $m_0 = \text{var}$; в — $L_{п.} = \text{var}$

На рис. 7 показана взаимосвязь оптимальных параметров рабочего процесса ТРДДФ для критериев m_0 , $m_{ц.н.}$, $L_{п.}$. Видно, что в случае равенства этих показателей своим исходным (до оптимизации) расчетным значениям, области оптимальных параметров по критериям m_0 , $m_{ц.н.}$, $L_{п.}$ совпадают. Это можно проследить, анализируя переход от точек 1 и 2, соответствующим исходному расчетному значению m_0 к точкам 1' и 2', 1'' и 2'', 1''' и 2''', 1^{IV} и 2^{IV}. В данном расчетном случае эффект от оптимизации параметров рабочего процесса ТРДДФ m и $\pi_{к}^*$ позволит при прочих равных условиях получить либо увеличение $m_{ц.н.}$ на 10%, либо уменьшение m_0 на 6%, либо увеличение $L_{п.}$ на 2%. При значении критериального допуска на рассматриваемые критерии оптимизации $\Delta_y = (1 - y/y_{\min}) \cdot 100 = 1\%$ области оптимальных значений параметров рабочего процесса ТРДДФ для СТС будут иметь вид, показанный на рис. 8. Совпадение оптимальных значений параметров рабочего процесса по критериям m_0 , $m_{ц.н.}$ и $L_{п.}$ объясняется протеканием составляющих баланса масс $m_{СУ}$ и $m_{Т+Т.С.}$, представленном на рис. 7.

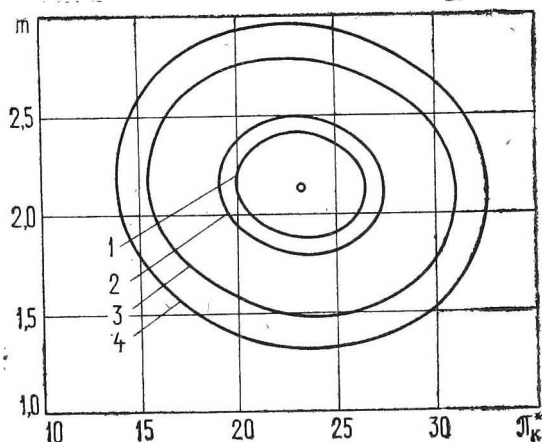


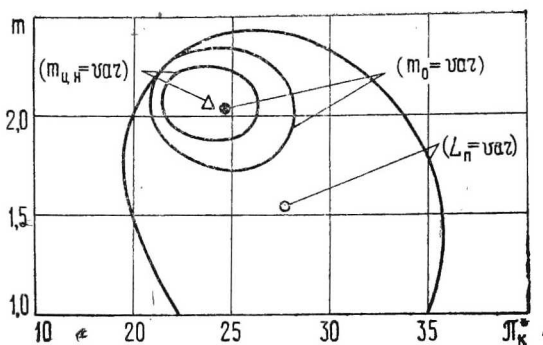
Рис. 8. Области оптимальных значений параметров рабочего процесса m и $\pi_{к}^*$ ТРДДФ для СТС-2 ($T_{г}^* = 1600$ К, $T_{ф}^* = 1800$ К, $\Delta_y = 1\%$):

- 1 — $0,99 m_{ц.н. \max}$; 2 — $1,01 m_0 \min$; 3 — $0,99 L_{п. \max}$; 4 — $1,01 m_{СУ+Т+Т.С. \min}$ (при $m_{ц.н. \max}$)

На рис. 9 показаны области оптимальных значений параметров рабочего процесса m и $\pi_{к}^*$ ТРДДФ по критерию $C_{п.}$ для СТС-2 при различных случаях оптимизации. Большие значения $\pi_{к}^*_{\text{опт}}$ и меньшие $m_0_{\text{опт}}$ по критерию $C_{п.}$ (при $L_{п.} = \text{var}$) объясняются тем, что возможное увеличение $L_{п.}$ в данном примере осуществлялось за счет увеличения протяженности сверхзвукового крейсерского участка ($L_{св.зв.}$); т. е. преимущества по критерию $C_{п.}$ в данном случае получили ТРДДФ, имеющие параметры, которым соответствует меньший расход топлива на участках полета со сверхзвуковой скоростью. При этом формирование экстремума по критерию $C_{п.}$ (2) обусловлено определяющим влиянием $m_{Т.}$ при относительно пологом протекании $L_{п.}$ (см. рис. 7).

Из рис. 10 видно, что при $L_{св.зв}$ более 4000 км преимущества по дальности полета получает ТРДФ с $\pi_k^* < 15$. При $L_{св.зв}$ менее 4000 км ($L_{св.зв}/L_{п} \leq 0,6$), преимущество по $L_{п}$ имеет ТРДДФ по сравнению с ТРДФ даже при оптимальном значении π_k^* ТРДФ.

Рис. 9. Области оптимальных значений параметров рабочего процесса m и π_k^* ТРДДФ для СТС-2 по критерию $C_{п}$ для различных случаев оптимизации ($T_{г}^* = 1600$ К, $T_{ф}^* = 1800$ К, $\Delta_y = 1\%$)



Влияние уровня $T_{г}^*$ на области оптимальных параметров m и π_k^* ТРДДФ по критерию m_0 для СТС-2 показано на рис. 11. Области оптимальных значений параметров рабочего процесса π_k^* для ТРДФ и ТРДДФ практически совпадают. Оптимальные значения $\pi_{в}^*$ ТРДДФ очень слабо зависят от уровня $T_{г}^*$.

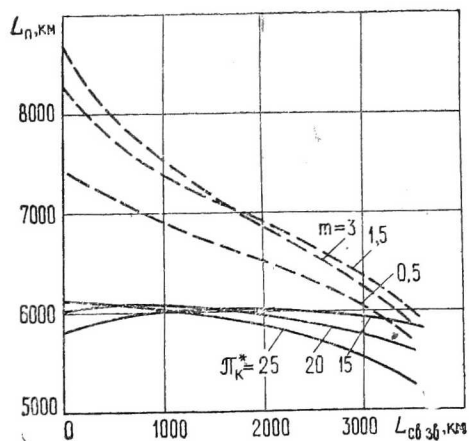


Рис. 10. Влияние протяженности сверхзвукового крейсерского участка $L_{св.зв}$ на дальность полета СТС-2 при различных значениях параметров рабочего процесса ТРДФ и ТРДДФ ($m_0 = 320$ т, $m_{ц.н} = 23$ т, $T_{г}^* = 1600$ К, $T_{ф}^* = 1800$ К):
 - - - ТРДДФ ($\pi_k^* = 25$);
 — ТРДФ ($m = 0$)

Результаты оптимизации $T_{г}^*$ и $T_{ф}^*$ ТРДДФ для СТС-2 по критериям $C_{п}$ и $L_{п}$ приведены на рис. 12. Значения оптимальных температур $T_{г}^*$ и $T_{ф}^*$ по критерию $L_{п}$ больше, чем по критерию $C_{п}$. Это обусловлено тем, что при более высоких температурах

потребный размер ТРДДФ будет меньше, что позволяет иметь на борту самолета большие запасы топлива ($m_0 = \text{const}$), которые будут израсходованы на увеличение $L_{\text{п}}$.

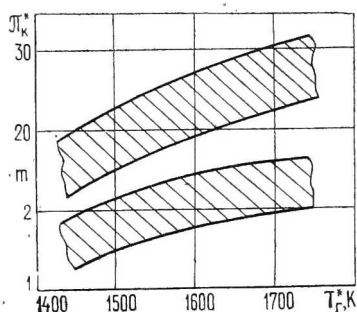


Рис. 11. Зависимость области оптимальных значений параметров рабочего процесса m и π_k^* ТРДДФ от температуры T_r^* по критерию m_0 для СТС-2 ($L_{\text{п}}=7200$ км, $L_{\text{св.зв}}=1200$ км, $m_{\text{ц.н}}=23$ т, $T_{\text{ф}}^*=1800$ К, $\Delta y=1\%$)

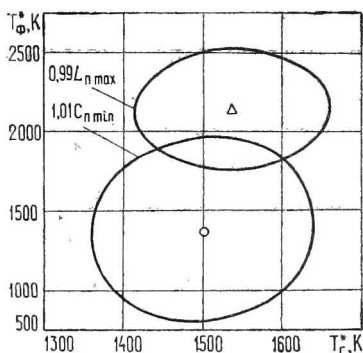


Рис. 12. Области оптимальных значений параметров рабочего процесса T_r^* и T_f^* ТРДДФ для СТС-2 по критериям $C_{\text{п}}$ и $L_{\text{п}}$ ($m=1$, $\pi_k^*=25$, $\Delta y=1\%$)

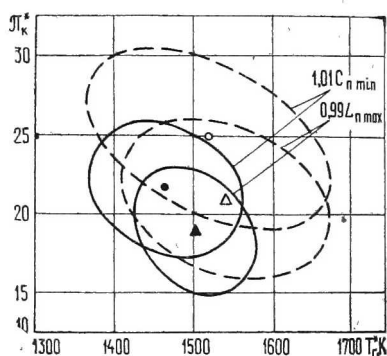


Рис. 13. Области оптимальных значений параметров рабочего процесса π_k^* и T_r^* для ТРДФ и ТРДДФ по критериям $C_{\text{п}}$ и $L_{\text{п}}$ для СТС-2 ($\alpha_{\text{фк}} \approx 1,9$): ●, ▲ — ТРДФ; ○, △ — ТРДДФ ($m=1$)

Сравнение оптимальных значений параметров рабочего процесса π_k^* и T_r^* ТРДДФ для СТС-2 по критериям $C_{\text{п}}$ и $L_{\text{п}}$ приведено на рис. 13. Видно, что значения оптимальных параметров ТРДФ меньше значений оптимальных параметров ТРДДФ. Полученный результат оптимизации параметров ТРДФ и ТРДДФ подтверждается статистическими данными по параметрам рабочего процесса созданных и проектируемых двигателей (см. рис. 1 и 2) и результатами теоретических исследований [5].

Литература

1. Маслов В. Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1981.
2. Черемушкин Г. А., Рулин В. И., Львов Г. С. Параметрические исследования сверхзвукового транспортного самолета второго поколения как метод поиска главных проблем его создания.— В сб.: Вопросы проектирования летательных аппаратов /КАИ, 1982.
3. Боргест Н. М., Маслов В. Г. К вопросу оптимизации параметров рабочего процесса ГТД для сверхзвуковых ЛА.— В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей /КуАИ, 1982.
4. Боргест Н. М. Математическая модель ТРДДФ в системе многорежимного самолета.— В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей /КуАИ, 1983.
5. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей /Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979.

УДК 629.7.036.3.001.1 : 681.3.06

В. А. Григорьев, В. Б. Ломакин

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ И ДРОССЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТВД В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Турбовинтовые двигатели нового поколения, имеющие по сравнению с ТРДД существенные преимущества в топливной экономичности, являются в настоящее время объектами интенсивных исследований. Основные отличия ТВД нового поколения — это высокие параметры рабочего цикла и наличие винтовентилятора (ВВ), высокоскоростного многолопастного воздушного винта.

Поскольку для дозвуковых транспортных самолетов полетный крейсерский режим определяет эффективность СУ в системе летательного аппарата, обычно выбор параметров и проектный расчет таких двигателей выполняется на данном режиме [1]. При этом оценка расхода топлива, запаса газодинамической устойчивости и других показателей ТВД при работе СУ на нерасчетных режимах (взлет, набор высоты, снижение и др.) производится путем определения высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных характеристик (ДХ).

В разрабатываемых до настоящего времени программах САПР ГТД эффективно действуют алгоритмы расчета характеристик различных типов ТРД и ТРДД [2]. Менее известны реализации программ для расчета характеристик вертолетных ГТД. В данной работе представлены особенности созданного алгоритма и программы расчета ВСХ и ДХ многовальных ТВД и ТВВД,