

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ «ВИРТУАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ» В СИСТЕМАХ ОХЛАЖДЕНИЯ УЗЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Гуревич О.С.* , Гольберг Ф.Д.** , Петухов А.А.*** , Зуев С.А.****

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

**e-mail: gurevich_os@ciam.ru*

***e-mail: fegolb@ciam.ru*

****e-mail: petuhov-ctrl@ciam.ru*

*****e-mail: zuevsa@ciam.ru*

Рассмотрены методы управления отбором воздуха из компрессора на охлаждение турбин авиационного газотурбинного двигателя, основанные на использовании его критических параметров, не доступных для измерения: температуры газа в камере сгорания и скорости изменения температуры лопаток. Эти параметры определяются с помощью программного обеспечения цифровой системы автоматического регулирования «виртуальный двигатель» — всережимной термогазодинамической математической модели двигателя. Показана возможность существенного повышения ресурса и экономичности двигателя при применении такого управления.

Ключевые слова: система автоматического управления, отбор воздуха из компрессора, охлаждение лопаток турбины, «виртуальный двигатель».

Одним из направлений совершенствования авиационных газотурбинных двигателей является построение «интеллектуального» двигателя, в системе автоматического управления которого функционирует в реальном масштабе времени «виртуальный двигатель» — всережимная термогазодинамическая модель газотурбинного двигателя [1–3].

Её применение, в частности, позволяет осуществлять управление двигателем по параметрам, не доступным для измерения и получаемым расчетом с помощью математической модели.

Одним из таких параметров является температура газа T_{Γ}^* перед турбиной в самой горячей части тракта двигателя. В связи с невозможностью её измерения управление расходом воздуха, отбираемого на охлаждение лопаток турбин, осуществляется по измеряемому косвенному параметру — частоте вращения компрессора n_{κ} высокого давления, или её величине $n_{\kappa \text{ пр}}^1$, приведенной по температуре воздуха $T_{\text{вх}}^*$ на входе в двигатель, в соответствии с программой вида [4, 5]

$$L_{\text{кли}} = f(n_{\kappa \text{ пр}}^1),$$

где $L_{\text{кли}}$ — положение клапана отбора воздуха.

В зависимости от величины $n_{\kappa \text{ пр}}^1$ меняется положение клапана $L_{\text{кли}}$ отбора воздуха, в большинстве случаев дискретно. На пониженных режимах работы двигателя, как правило, клапан закрыт.

При этом программа остается неизменной на установившихся и переходных режимах работы двигателя.

В настоящей статье приведены результаты исследований принципиально новых способов замкнутого адаптивного управления охлаждением турбин, основанных на использовании математической модели двигателя в программном обеспечении (ПО) современных цифровых систем автоматического управления (САУ).

В этом случае можно осуществить замкнутое управление устройствами отбора воздуха на охлаждение турбины высокого давления (ТВД) по программам вида

$$T_{\Gamma}^* = f(n_{\text{ТВДпр}});$$

$$dT_{\text{л}} / dt = f(n_{\text{ТВДпр}}),$$

где $n_{\text{ТВД пр}}$ — приведенная частота вращения турбины; $T_{\text{л}}$ — температура лопатки в месте, наиболее критичном по теплонапряженности.

Программа вида $T_{\Gamma}^* = f(n_{\text{ТВД пр}})$ применяется на установившихся режимах работы двигателя, где с помощью зависимости $T_{\Gamma}^*(n_{\text{ТВД пр}})$ можно достаточно точно оценивать теплонапряженное состояние лопатки.

Для учета влияния переходных режимов на температурный режим лопаток турбины в системе управления охлаждением необходимо также учитывать скорость изменения температуры лопатки. Это может быть обеспечено с помощью реализации программы $dT_{\Gamma} / dt = f(n_{\text{ТВД пр}})$.

При этом можно использовать несколько селективируемых контуров управления по различным расчетным параметрам, например по температуре газа T_{Γ}^* перед турбиной и по температуре $T_{\text{СП л}}$ спинки лопатки в точке, в максимальной степени характеризующей выработку ресурса турбины [6, 7].

Целесообразно также ввести отдельное управление отбором воздуха на охлаждение турбин низкого давления (ТНД) и ТВД по соответствующим температурам. Однако такое управление в ряде случаев может потребовать конструктивных измене-

ний, связанных с применением различных органов механизации для отбора воздуха на охлаждение ТНД и ТВД.

В качестве резервной программы управления можно использовать традиционную программу $L_{\text{КЛ}i} = f(n_{\text{к пр}}^1)$ разомкнутого управления клапанами, регулирующими отбор воздуха.

Структурная схема контуров САУ, реализующих такое управление отборами воздуха на охлаждение турбин с использованием бортовой модели двигателя, представлена на рис. 1. Здесь ИМ — исполнительный механизм.

Оценка эффективности рассмотренных способов управления выполнена с помощью комплексной математической модели «Двигатель — САУ» применительно к турбореактивному двухконтурному двигателю (ТРДД) с большой степенью двухконтурности.

Управление на установившихся режимах

Для установившихся режимов работы двигателя рассмотрены различные режимы полёта, а также учтено изменение характеристик узлов двигателя вследствие выработки его ресурса. В условиях $M = 0, H = 0$, согласно Международному стандар-

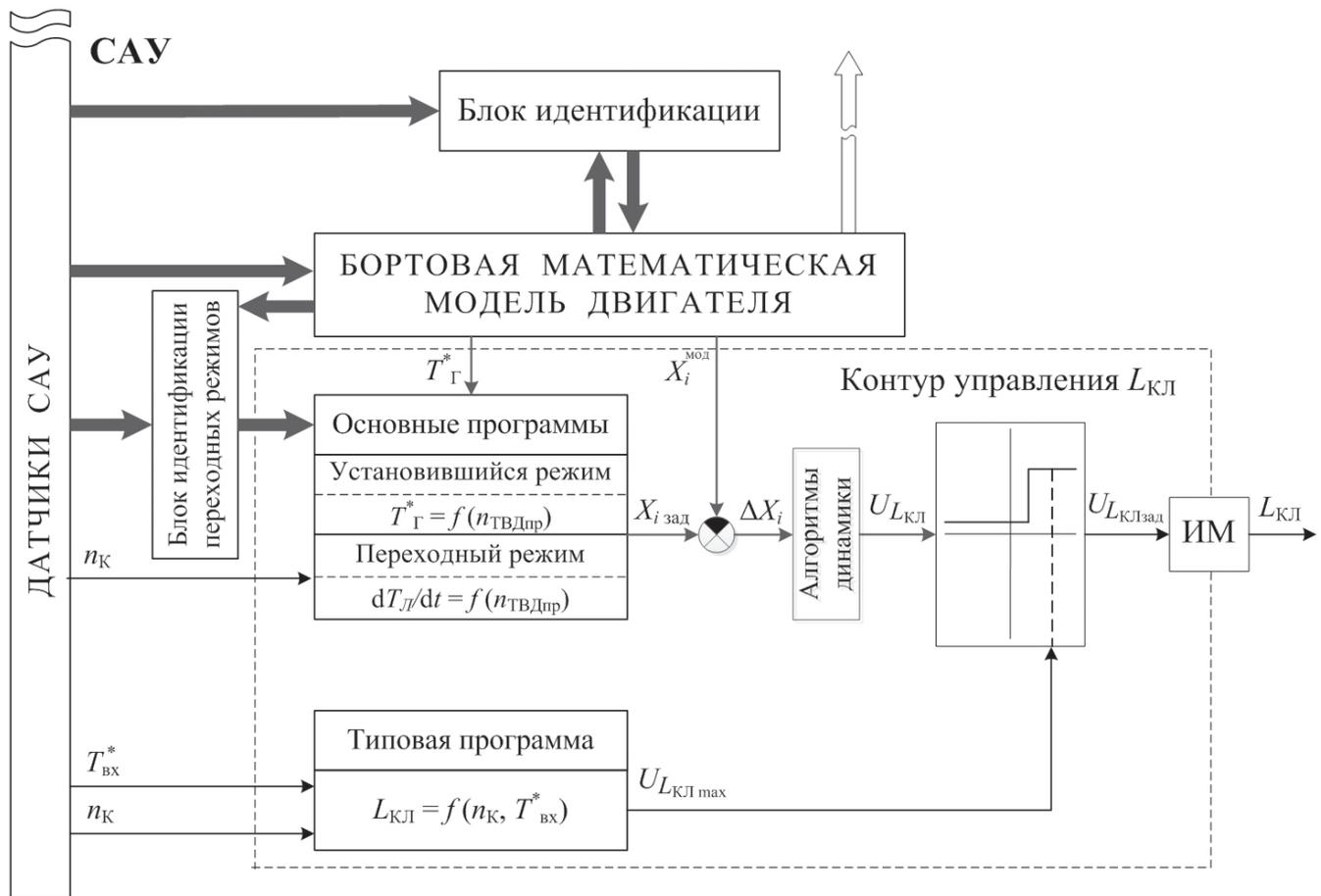


Рис. 1. Структурная схема контуров управления отборами воздуха

ту атмосферы (МСА) при номинальных характеристиках узлов двигателя программы $L_{кли} = f(n_{к пр}^1)$ и $T_r^* = f(n_{ТВД пр})$ выбраны так, чтобы при их применении характеристики исследуемого двигателя на дроссельных режимах совпадали. В этом случае величина $n_{к пр}^1$, при достижении которой осуществляется увеличение (уменьшение) отбираемого расхода воздуха, задана равной 85%. При этом изменение положения клапана отбора воздуха происходит при температуре газа T_{31} на входе в ТВД, равной 1150 К, температуре газа $T_{вх ТНД}$ на входе в ТНД, равной 800 К, и при температуре $T_{сп л}$, равной 1120 К.

На рис. 2—5 для обоих рассматриваемых способов управления приведены результаты расчета характерных параметров двигателя на дроссельных режимах его работы для различных условий полёта при номинальных характеристиках его узлов. Показано изменение параметров в зависимости от приведенной частоты вращения компрессора высокого давления $n_{21 пр}$:

- относительного расхода отбираемого воздуха $C_{охл турб}$, принимающего значение 1 при его максимальной величине и 0.5 — при пониженном расходе;
- температуры газа T_{31} на входе в ТВД;
- температуры газа $T_{вх ТНД}$ на входе в ТНД;

— температуры $T_{сп л}$ лопатки ТВД в характерной точке;

— удельного расхода топлива C_R .

Из графиков видно, что в условиях полета $H = 0, M = 0.5$ величина $n_{к пр}^1$, равная 85%, при которой увеличивается расход воздуха в соответствии с традиционной программой управления, соответствует более высоким, чем в условиях $H = 0, M = 0$, МСА значениям температуры: $T_{31} = 1200$ К, $T_{вх ТНД} = 850$ К и $T_{сп л} = 1170$ К. При этом в условиях полета $H = 11000$ м $M = 0.8$ величина $n_{к пр}^1$, равная 85%, соответствует более низким, чем в условиях $H = 0, M = 0$, МСА значениям этих температур: $T_{31} = 1000$ К и $T_{сп л} = 930$ К.

Из полученных результатов следует, что при применении программы управления клапаном отбора воздуха по параметру $n_{к пр}^1$ на ряде режимов возможен перегрев лопаток турбин, что способствует ускоренной выработке ресурса двигателя, а на других режимах полета приводит к завышенному отбору воздуха и, как следствие, к ухудшению экономичности двигателя.

Применение управления клапаном отбора воздуха по расчетным параметрам, определяемым с помощью встроенной идентифицируемой бортовой модели, позволяет в значительной степени компенсировать эти недостатки. Видно, что для рассмат-

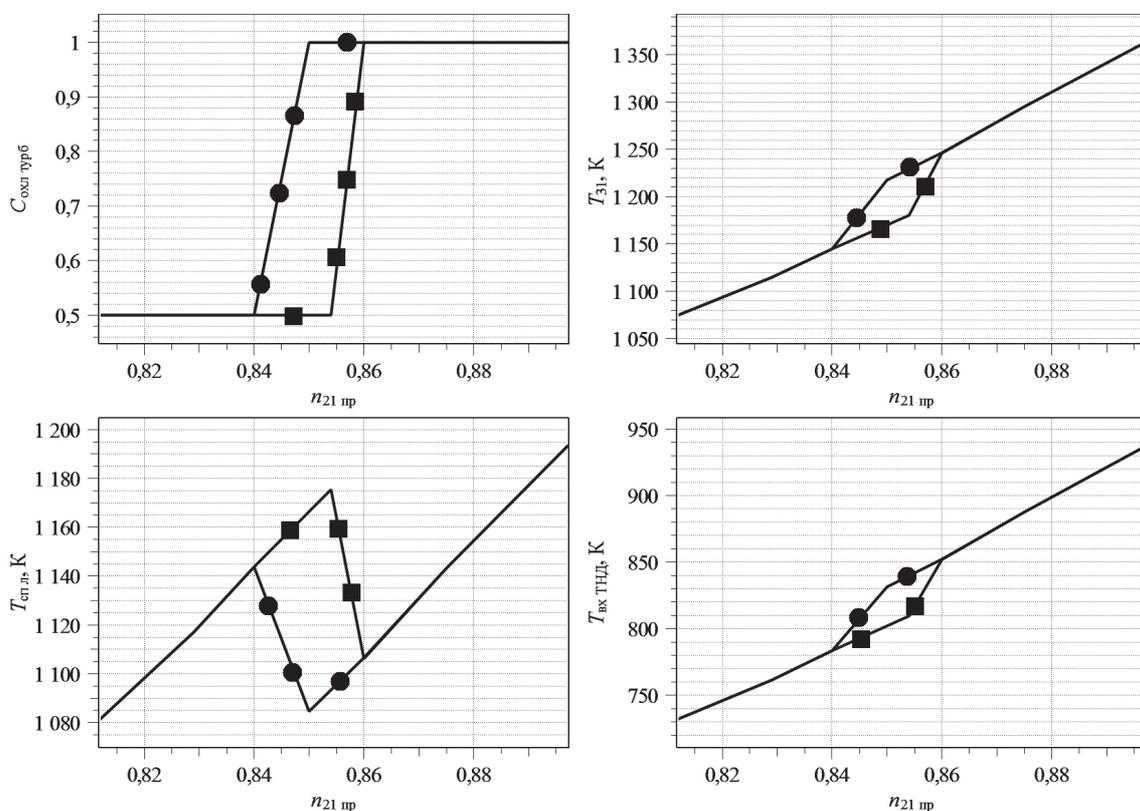


Рис. 2. Изменение параметров двигателя на дроссельных режимах, $H = 0, M = 0.5$; ● — управление по расчетной температуре; ■ — традиционная программа управления

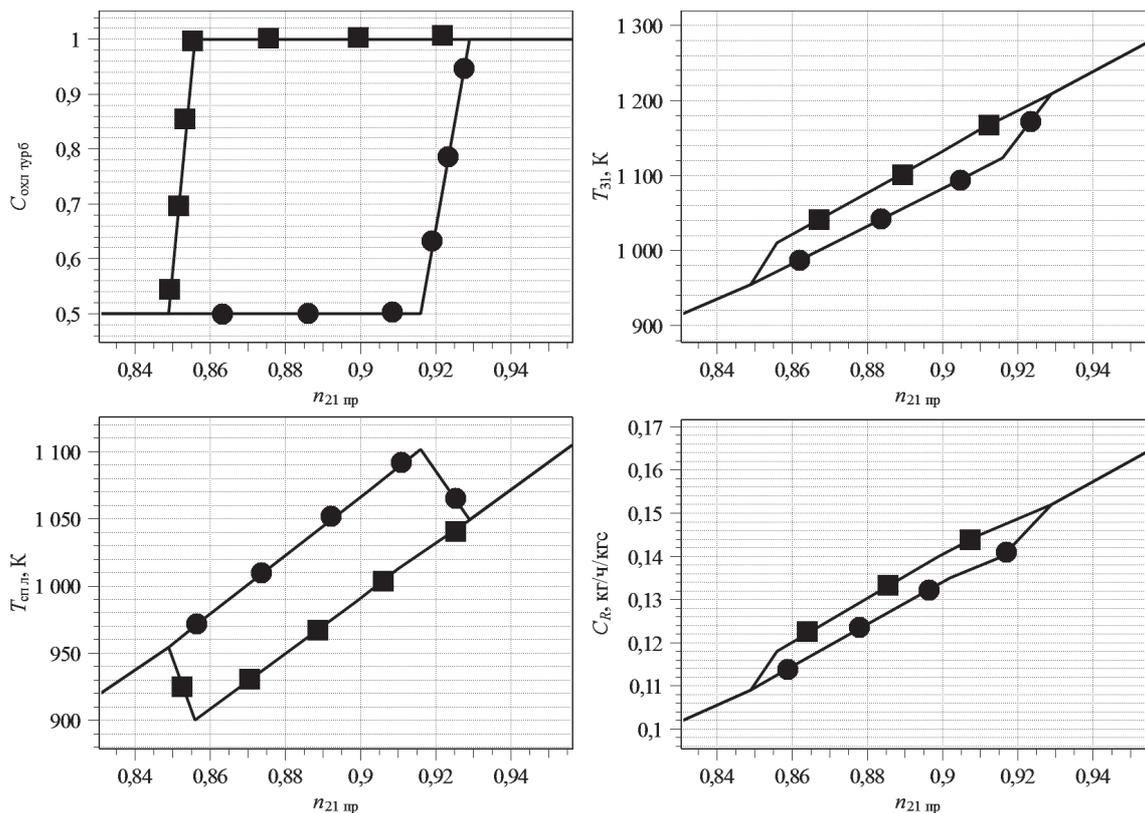


Рис. 3. Изменение параметров двигателя на дроссельных режимах, $H = 11000$ м, $M = 0.8$; ● — управление по расчетной температуре; ■ — традиционная программа управления

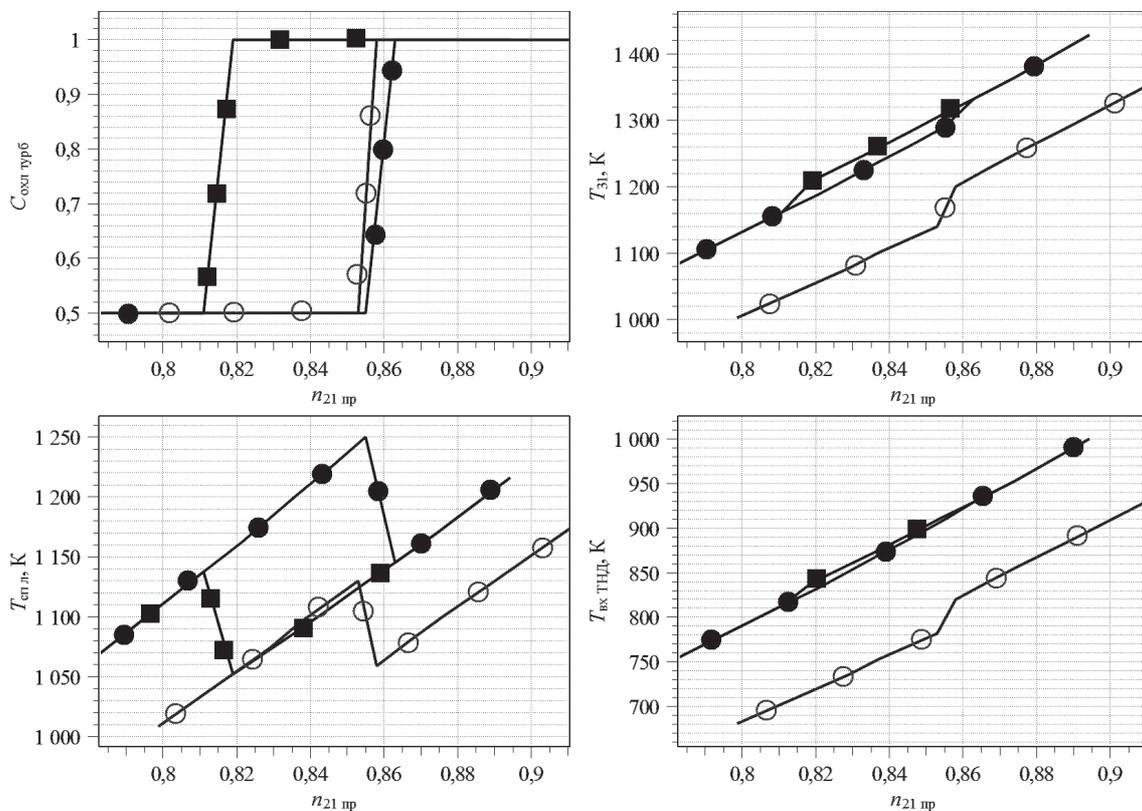


Рис. 4. Изменение параметров двигателя на дроссельных режимах при выработке ресурса, $H = 0$, $M = 0$, МСА; ○ — номинальные характеристики узлов двигателя; ● — выработка ресурса 8000 ч, традиционная программа управления; ■ — выработка ресурса 8000 ч, управление по расчетной температуре T_{31}

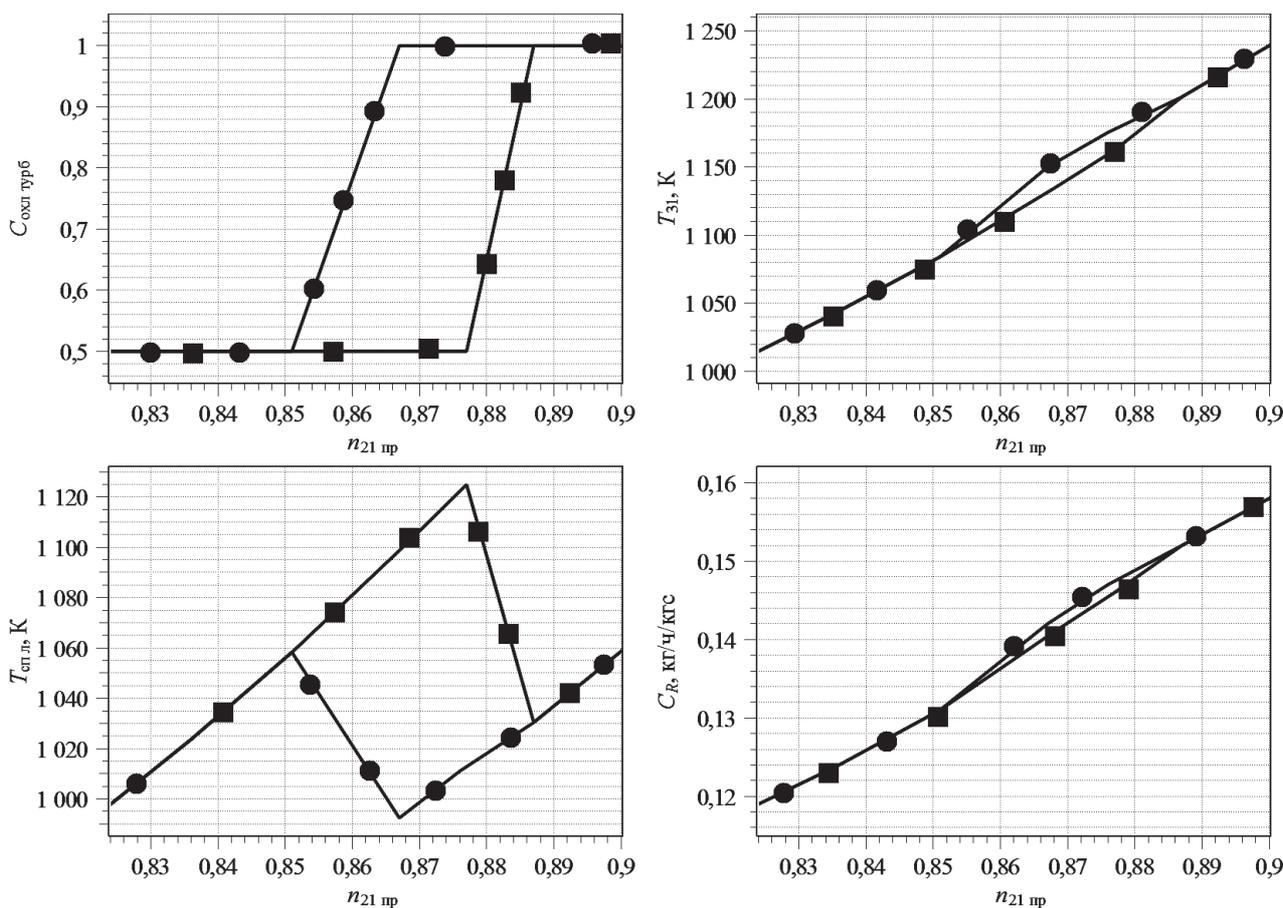


Рис. 5. Изменение параметров двигателя на дроссельных режимах при выработке ресурса, $H = 11000 \text{ м}$, $M = 0.8$; ● — выработка ресурса 8000 ч, типовая программа управления; ■ — выработка ресурса 8000 ч, управление по расчетной температуре

риваемого двигателя даже в случае дискретного управления клапаном перепуска воздуха только по температуре газа перед ТВД удается обеспечить на разных режимах полета температуру лопатки в точке увеличения расхода охлаждающего воздуха практически постоянной (изменение в диапазоне 1100—1150 К, вместо 930—1170 К), а также существенно снизить величину C_R удельного расхода топлива на крейсерских режимах в диапазоне изменения приведенной частоты вращения $n_{\text{к пр}}^1$, равном 85—93%.

На рис. 4 показано изменение исследуемых параметров двигателя при номинальных характеристиках узлов двигателя и при их изменении вследствие выработки ресурса при наработке 8000 ч. Приведено изменение параметров двигателя при управлении положением клапана $L_{\text{кли}}$ отбора воздуха по параметру $n_{\text{к пр}}^1$, а также при управлении по рассчитываемой величине температуры газа T_{31} .

Видно, что управление клапаном отбора воздуха по $n_{\text{к пр}}^1$ приводит при выработке ресурса двигателя к существенному перегреву (на 120 К) лопатки турбины вследствие того, что в этом случае частоте

вращения $n_{\text{к пр}}^1 = 85\%$, соответствуют более высокие значения температуры газа на входе в турбины.

Применение управления клапаном отбора воздуха по температуре газа T_{31} позволяет обеспечить практически такую же, как при номинальных характеристиках двигателя, максимальную величину температуры лопатки (1140 К вместо 1120 К), что способствует повышению ресурса двигателя.

На рис. 5 показано изменение рассматриваемых параметров двигателя на установившихся режимах его работы в типовых условиях крейсерского полета ТРДД ($M = 0.8, H = 11000 \text{ м}$) при выработке ресурса 8000 ч. Приведено изменение параметров при управлении клапаном отбора воздуха по частоте вращения $n_{\text{к пр}}^1$ и по расчетной температуре T_{31} .

В этих условиях полета частоте вращения $n_{\text{к пр}}^1$, равной 85%, соответствует температура лопатки, равная 1060 К, т. е. примерно на 60 К меньшая, чем при номинальных характеристиках узлов двигателя в условиях $M = 0, H = 0, \text{ МСА}$. При применении управления по расчетной температуре T_{31} и в этих условиях эксплуатации увеличение расхода

воздуха на охлаждение турбин осуществляется при номинальном значении температуры лопатки, равном 1120 К. Это способствует некоторому снижению удельного расхода топлива C_R .

Управление на переходных режимах работы двигателя

На рис. 6 показано изменение параметров двигателя в процессах приемистости ($M = 0, H = 0, MCA$) в диапазоне режимов «малый газ» — «максимал» (МГ...МАХ), вызванное мгновенным изменением положения рычага управления двигателем при обеих рассмотренных программах управления.

При управлении по температуре газа T_{31} в процессе увеличения расхода воздуха, отбираемого на охлаждение, снижаются абсолютные величины максимальной $(dT_{сп\ л}/dt)_{MAX}$ и минимальной

$(dT_{сп\ л}/dt)_{MIN}$ скоростей изменения температуры лопатки, что способствует увеличению ресурса двигателя.

Аналогичные процессы приемистости, представленные на рис. 7, получены для двигателя с выработкой ресурса 8000 ч.

Адаптивное взаимосвязанное с управлением расходом топлива в камеру сгорания управление отбором воздуха на охлаждение турбин

Применение для управления отбором воздуха на охлаждение турбин ПО «виртуальный двигатель» позволяет реализовать адаптивное управление, обеспечивающее в зависимости от условий эксплуатации либо максимальную экономию ресурса двигателя, либо максимальную тягу двигателя. Такое регулирование ГТД может быть реализовано согла-

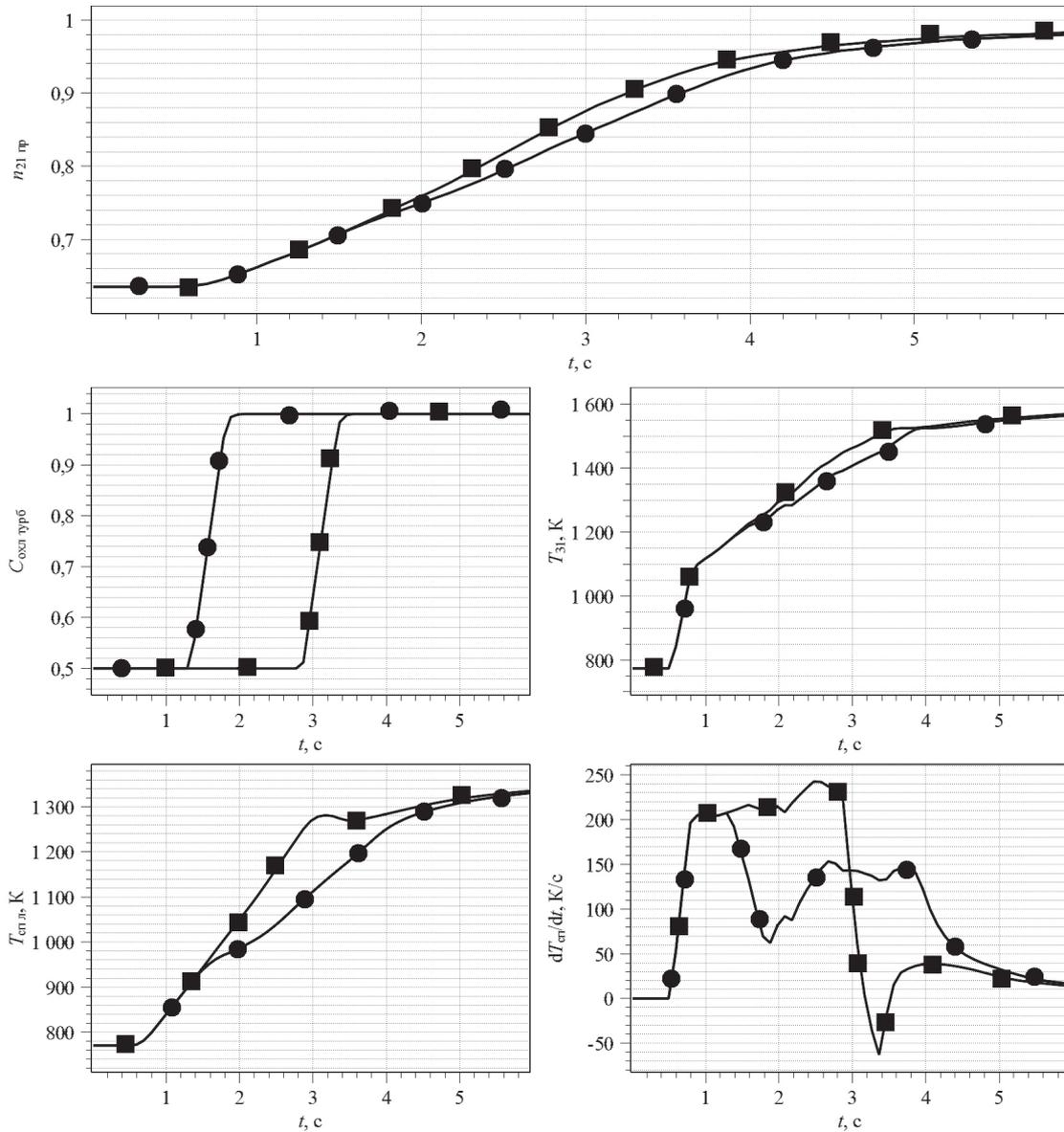


Рис. 6. Процессы приемистости МГ...МАХ в условиях $H = 0, M = 0, MCA$; ● — управление L_{KL} по температуре T_{31} ; ■ — традиционная программа управления L_{KL}

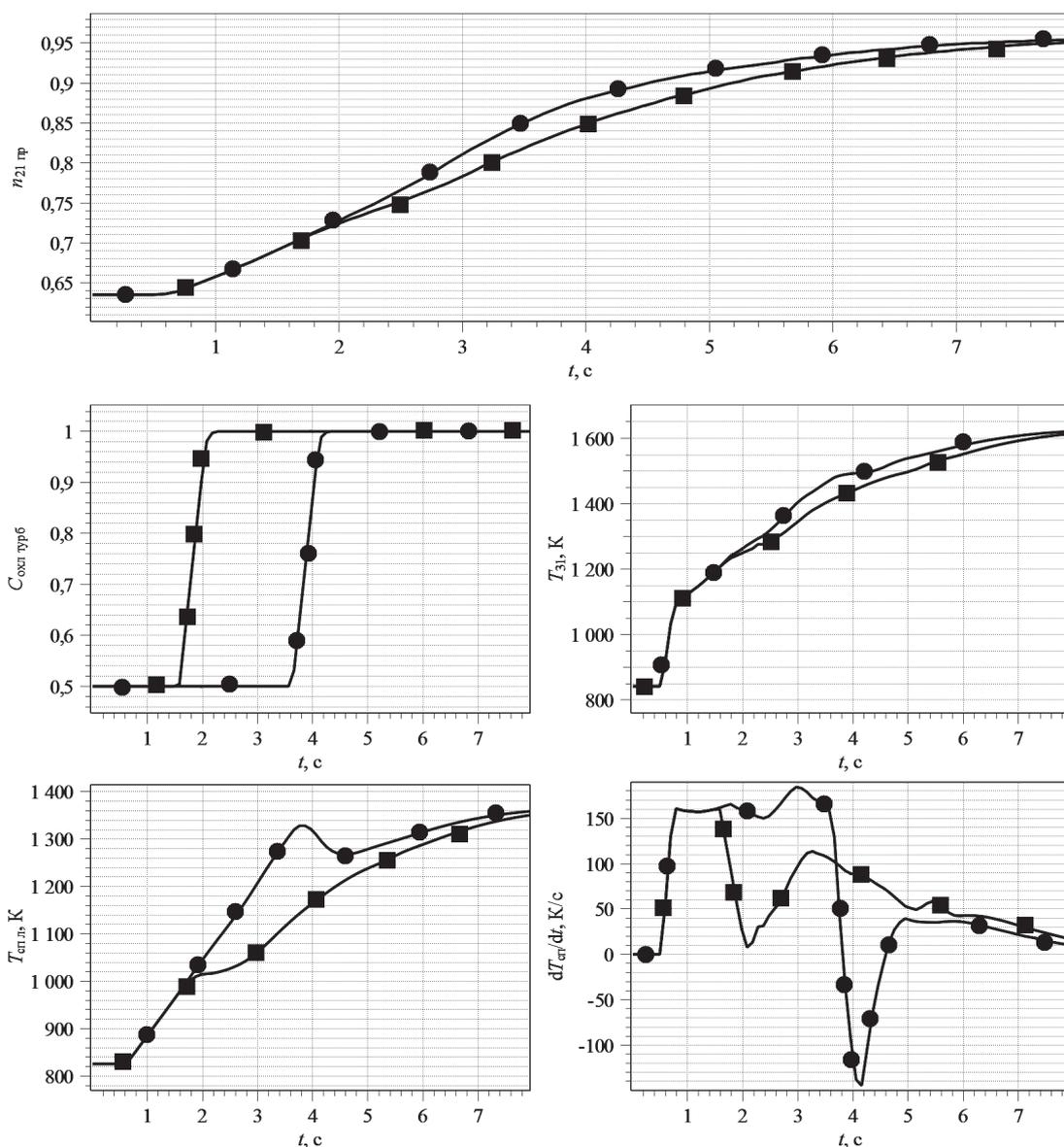


Рис. 7. Процессы приемистости МГ...МАХ, в условиях $H = 0$, $M = 0$, МСА. Выработка ресурса 8000 ч; ■ — управление $L_{кл}$ по температуре T_{31} ; ● — типовая программа управления $L_{кл}$

сованным управлением отбором воздуха из компрессора на охлаждение турбин и расходом топлива в камере сгорания (КС) в соответствии с условием ограничения температуры газа в ней.

При этом управление отбором воздуха на охлаждение турбин в соответствии с ранее изложенной методикой осуществляется по двум параметрам: температуре $T_{г}^*$ газа перед турбиной и температуре $T_{л}$ лопатки, получаемым расчетом в бортовой математической модели двигателя (БММД).

На рис. 8 представлена реализованная в комплексной математической модели «Двигатель — САУ» схема взаимосвязанного адаптивного управления клапанами $L_{кл}$ отбора воздуха на охлаждение ТВД и расходом G_T топлива в КС, ограничивающим максимальное значение температуры.

Воздействием на расход G_T топлива осуществляется ограничение определяемой с помощью БММД температуры $T_{г}^*$ газа перед турбиной.

При этом, в зависимости от условий эксплуатации и задач полета могут меняться программные значения температуры $T_{г}^*$ в контурах управления $L_{кл}$ и G_T и температуры $T_{л}$ лопатки в контуре управления $L_{кл}$.

На режиме полета, где требуется максимальная тяга R двигателя, а её величина ограничивается в связи с достижением максимального заданного значения температуры $T_{г}^*$ (например, при существенной выработке ресурса двигателя), «уставка» регулятора $T_{г}^*$ в контуре управления G_T может быть

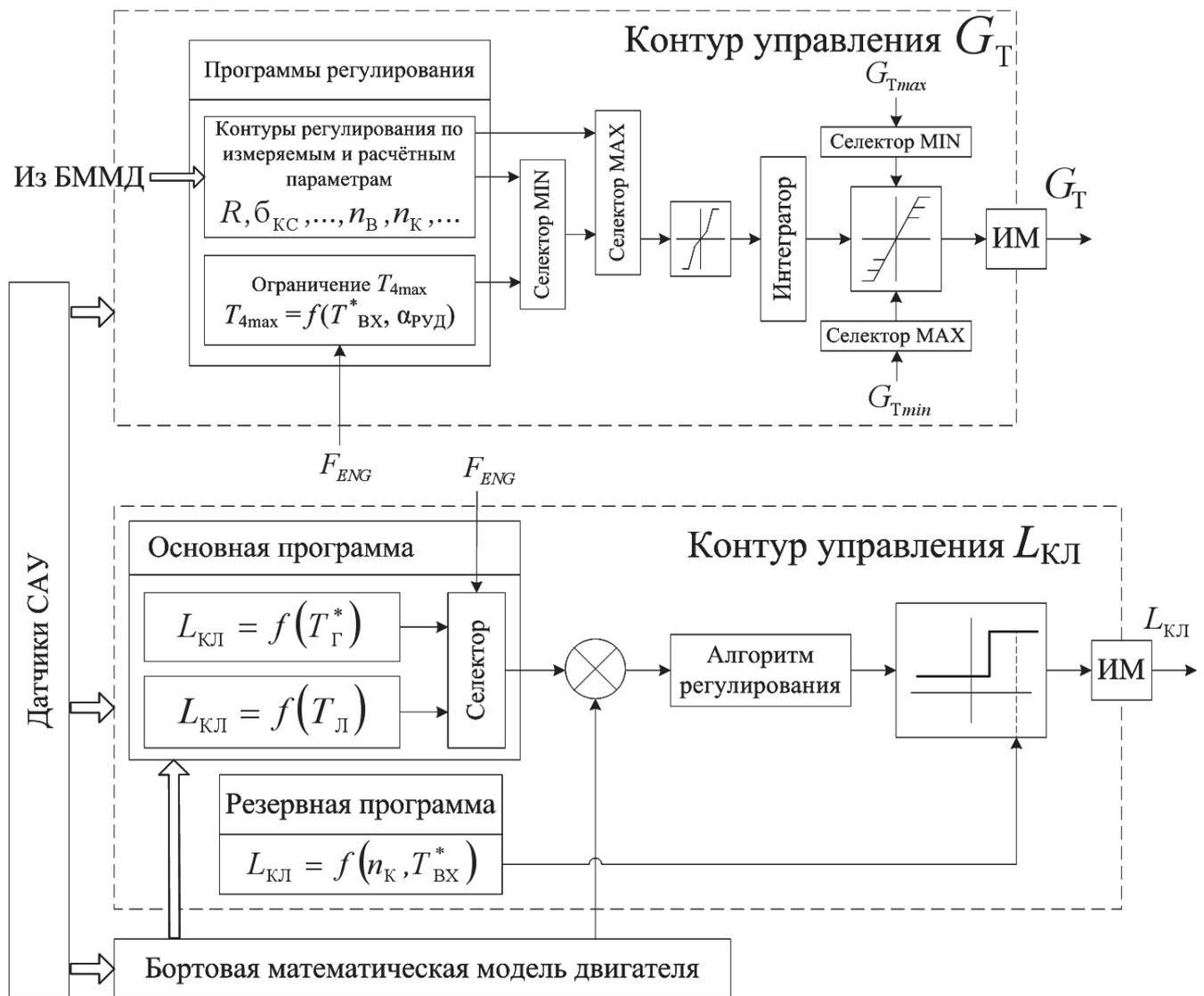


Рис. 8. Структура взаимосвязанного управления $L_{кл}$ и G_T

повышена. При этом для недопущения превышения заданного максимального значения температуры T_L лопатки автоматически повышается расход воздуха, отбираемого на ее охлаждение в контуре управления $L_{кл}$. Это может привести к некоторому повышению удельного расхода топлива C_R , однако более важная для этого режима полета величина R будет увеличена по сравнению с традиционным управлением двигателем.

В условиях эксплуатации, где не требуется максимальная тяга двигателя, возможно снижение выработки ресурса и удельного расхода топлива. Это может быть достигнуто снижением температуры T_G^* и, как следствие, уменьшением температуры T_L и потребного для ее ограничения отбираемого расхода воздуха. Для этого снижается «уставка» регулятора T_L в контуре управления клапанами отбора воздуха на охлаждение.

Для оценки эффективности адаптивного управления отбором воздуха на охлаждение турбин были рассчитаны параметры ТРДД при номинальных характеристиках его узлов и при их изменении, соответствующем существенной выработке ресурса двигателя, равной 8000 ч.

В последнем случае процессы были получены при использовании традиционных программ управления ТРДД и применении рассмотренного взаимосвязанного управления по расчетным параметрам положением $L_{кл}$ клапана отбора воздуха на охлаждение и расходом G_T топлива в КС.

На рис. 9 приведены параметры двигателя в условиях его применения, в которых требуется получение максимальной величины тяги двигателя. Из графиков видно, что при применении традиционных программ управления в условиях рассмотренной выработки ресурса двигателя величина максимальной тяги R двигателя уменьшается примерно

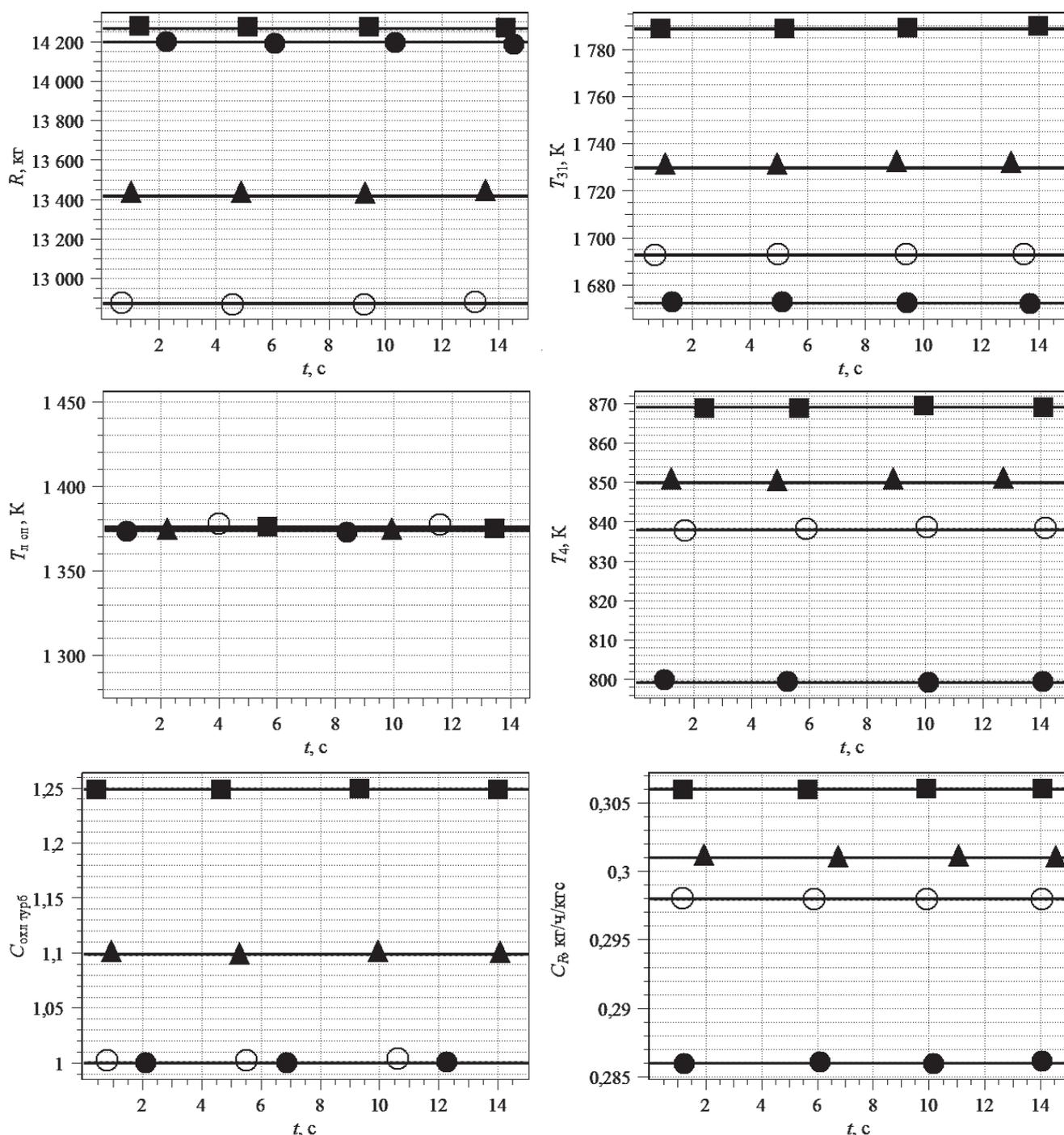


Рис. 9. Параметры двигателя на режиме R_{max} , $H = 0$, $M = 0$, МСА; ● — номинальные характеристики узлов, типовые программы управления; ○ — выработка ресурса 8000 ч, типовые программы управления; ■ — выработка ресурса 8000 ч, взаимосвязанное управление $T_{4\text{max}} = 870$ К, $T_l = \text{idem}$; ▲ — выработка ресурса 8000 ч, взаимосвязанное управление $T_{4\text{max}} = 850$ К, $T_l = \text{idem}$

на 1300 кгс. При применении взаимосвязанного управления $L_{\text{кл}}$ и G_T можно, путем одновременно увеличения расхода $C_{\text{охл}}$ отбираемого на охлаждение воздуха и максимального значения температуры газа T_4 за ТНД (и температуры T_{31} газа перед ТВД), обеспечить повышение величины тяги при сохранении неизменной температуры T_l лопатки. При этом несколько увеличивается удельный рас-

ход C_R топлива, величина которого не является критичной на кратковременном режиме максимальной тяги.

Параметры двигателя рассчитаны при двух значениях «уставки» программы ограничения температуры газа, повышенной относительно получаемой при номинальных характеристиках двигателя на 50 К и на 70 К. В первом случае тяга увеличивается на 500 кгс, а во втором практически полностью

восстанавливается до величины, соответствующей номинальным характеристикам узлов двигателя (увеличивается на 1200 кгс).

На рис. 10 приведены параметры рассматриваемого ТРДД в условиях крейсерского полета летательного аппарата, где основной задачей взаимосвязанного управления является недопущение перегрева лопаток турбины (минимизация выработки ресурса) при сохранении величины необходимой тяги двигателя.

Видно, что при одновременном увеличении отбора воздуха на охлаждение турбины и темпера-

туры газа можно при выработке ресурса 8000 ч обеспечить такие же, как и при номинальных характеристиках узлов двигателя, величины тяги двигателя и температуры лопатки $T_{л}$ и, таким образом, уменьшить $T_{л}$ примерно на 50 К. Удельный расход топлива при этом остается практически неизменным (увеличивается с 0,56 до 0,565).

Полученные результаты свидетельствуют о возможности повышения характеристик двигателя методами многофакторного адаптивного управления отбором воздуха на охлаждение турбин.

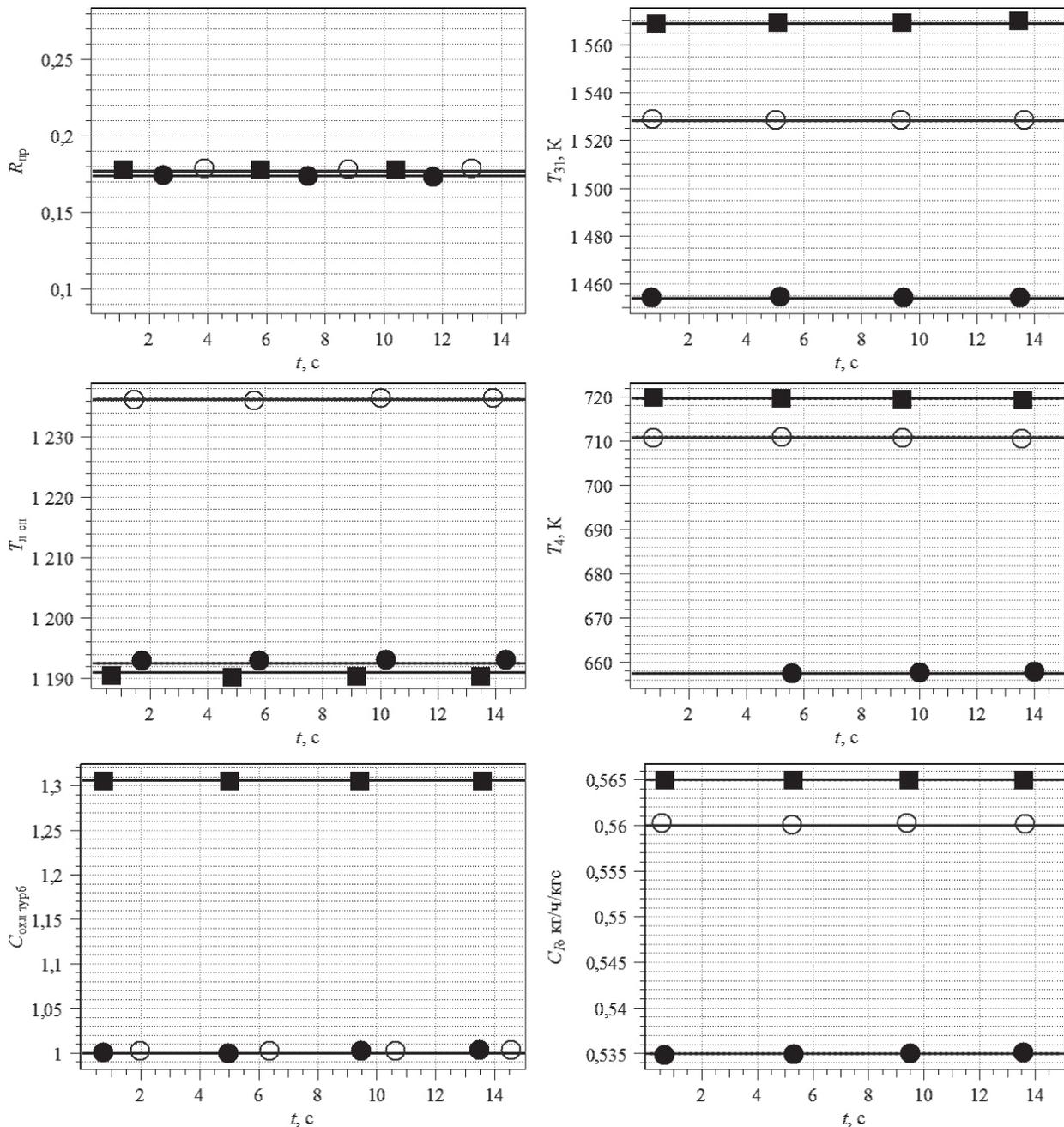


Рис. 10. Параметры двигателя на крейсерском режиме, $H = 11$ км, $M = 0,8$; ● — номинальные характеристики узлов, типовая программа управления; ○ — выработка ресурса 8000 ч, типовая программа управления; ■ — выработка ресурса 8000 ч, взаимосвязанное управление $T_{4max}, T_{л} = idem$

Выводы

1. Рассмотрена система автоматического управления отбором воздуха из компрессора на охлаждение турбин газотурбинного двигателя по температуре газа в камере сгорания T_g^* , непосредственно связанной с тепловым состоянием турбин и вычисляемой во встроенной в САУ математической модели двигателя.

2. Показано, что такое управление позволяет оптимизировать величину расхода отбираемого воздуха и в результате повысить экономичность двигателя.

При ухудшении характеристик двигателя в процессе эксплуатации происходит меньшее увеличение температуры газа и температуры лопаток турбины, что способствует повышению ресурса двигателя.

3. Рассмотрено адаптивное управление отбором воздуха на охлаждение турбин по рассчитываемым температуре газа перед турбиной и температуре лопаток турбины, взаимосвязанное с ограничением температуры газа воздействием на расход топлива в КС. Показано, что при его применении возможно:

— в условиях полета, где требуется максимальная тяга двигателя, — ее повышение на 10% при максимально допустимом ограничении температуры лопатки турбины;

— в условиях эксплуатации, где определяющим является ресурс двигателя, — снижение, примерно на 50 К температуры лопаток турбины при со-

хранении величины тяги и удельного расхода топлива.

Библиографический список

1. Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С., Петухов А. А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. 2012. №58. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=33278>
2. Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С., Петухов А. А. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. — 264 с.
3. Litt J.S., Simon D.L., Garg S., Guo T.H., Mercer C., Millar R., Behbahani A., Bajwa A., Jensen D.T. A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems // Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication. 2004. Vol. 1. No. 12, pp. 543-563.
4. Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Селиванов О. Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. — М.: Машиностроение, 1994. — 304 с.
5. Нечаев Ю. Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. — М.: Машиностроение, 1995. — 400 с.
6. Августиневич В. Г., Акиндинов В. А. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. В. Т. Дедеша. — М.: Машиностроение, 1984. — 200 с.
7. Магеррамова Л. А. Расчетные методы увеличения ресурса рабочих лопаток авиационных газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 1. С. 58-70.

“VIRTUAL ENGINE” SOFTWARE USAGE FOR AIR BLEED CONTROL IN GTE UNITS’ COOLING SYSTEMS

Gurevich O.S.* , Golberg F.D. , Petukhov A.A.*** , Zuev S.A.******

*Central Institute of Aviation Motors,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia*

* e-mail: gurevich_os@ciam.ru

** e-mail: fegolb@ciam.ru

*** e-mail: petuhov-ctrl@ciam.ru

**** e-mail: zuevsa@ciam.ru

Abstract

One of the trends of gas turbine engines perfecting consists in “intelligent” engine developing. Within its control system, a so-called “virtual engine” functions in real time mode, i. e. a full range thermo-gas-dynamic GTD model. Its implementation allows, in particular, realize engine control by its critical parameters

inaccessible for measuring. The gas temperature in the hottest part of the engine duct, i. e. the temperature at the turbine inlet, is one of such parameters. The paper presents the result of the study of new turbine cooling control methods, differing fundamentally from conventional indirect open-loop control of air bleed valves according to rotation speed, employed in modern

automatic control system. A block diagram and algorithmic provision of adaptive closed loop control of turbine cooling units operating directly according to gas temperature prior to the turbine and rate change of turbine blade temperature are considered.

The result of such type of control estimation, carried out as applied to modern turbofan engine with high bypass ratio, revealed that its' implementation may allow:

— Engine efficiency increasing by decreasing the bleeding air consumption;

— Engine lifetime increasing by turbine inlet temperature decreasing by 100...200 K at steady-state modes, and the rate of turbine blade temperature decreasing by more than 20% at transient modes.

An adaptive control of air bleeding for turbines cooling associated with gas temperature limitation by effecting on the fuel flow in the combustion chamber was considered. The paper demonstrates that its implementation is possible:

— In flying conditions, when maximum engine thrust is required. It can be increased by 10% with the maximum allowable limitation of turbine blade temperature;

— Under operation conditions when engine lifetime is critical. It allows blades temperature reduction by approximately 50 K while maintaining the thrust value and specific fuel consumption.

Keywords: automatic control system, compressor air-bleed, turbine blades cooling, "virtual engine".

References

1. Gol'berg F. D., Gurevich O. S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=33278>
2. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi gazoturbinnymi dvigatelyami* (Automatic control systems for aircraft gas-turbine engines), Moscow, TORUS PRESS, 2010, 264 p.
3. Litt J.S., Simon D.L., Garg S., Guo T.H., Mercer C., Millar R., Behbahani A., Bajwa A., Jensen D.T. A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems. *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, 2004, vol. 1, no. 12, pp. 543-563.
4. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Selivanov O.D. *Integrirovannoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta* (Integrated propulsion control of multi-mode aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1994, 304 p.
5. Nechaev Yu.N. *Zakony upravleniya i kharakteristiki aviatsionnykh silovykh ustanovok* (Characteristics and control principles of aviation propulsions), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 400 p.
6. Avgustinovich V.G., Akindinov V.A. *Identifikatsiya sistem upravleniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Identification of control systems for aircraft gas-turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 200 p.
7. Magerramova L.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 1, pp. 58-70.