

## МЕТОД СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ТУРБОСТАРТЕРА И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2020

- Г. М. Попов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[grishatty@gmail.com](mailto:grishatty@gmail.com)
- О. В. Батурин** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[oleg.v.baturin@gmail.com](mailto:oleg.v.baturin@gmail.com)
- Ю. Д. Новикова** ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[novikova@ssau.ru](mailto:novikova@ssau.ru)
- В. М. Зубанов** младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- А. А. Волков** инженер-конструктор научно-образовательного центра газодинамических исследований;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[a44rey@gmail.com](mailto:a44rey@gmail.com)
- А. И. Корнеева** инженер отдела перспективных проектов и программ;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва; [akorneeva94@mail.ru](mailto:akorneeva94@mail.ru)

В статье описывается разработанный авторами метод согласования рабочего процесса вспомогательной силовой установки (ВСУ) и воздушной турбины (ТСВ), применяемой при запуске газотурбинного двигателя (ГТД). Данный метод используется для проверки возможности совместного функционирования ВСУ и воздушной турбины в системе запуска ГТД на заданных эксплуатационных режимах. В основе метода лежит совмещение характеристик ВСУ и турбины, изображенных в одинаковых координатах, на одном поле и проверка наличия точек пересечения. В них выполняется условие совместной работы. Непересечение графиков сигнализирует о невозможности совместной работы на выбранном режиме. Разработанный метод учитывает наличие потерь и утечек в трубопроводах системы запуска. Данные, получаемые с помощью разработанного метода, являются исходными для расчета и оптимизации рабочего процесса воздушной турбины и определения времени, необходимого для запуска ГТД, а также проверки возможности функционирования системы запуска ГТД по прочностным и другим критериям. Алгоритм расчета времени запуска ГТД также был разработан авторами и реализован в виде компьютерной программы. Полученные инструменты могут быть использованы для оценки возможности запуска двигателя и вычисления основных его параметров для конкретных элементов системы запуска, подбора ВСУ и ТСВ для выполнения заданных технических требований.

*Воздушная турбина; запуск ГТД; вспомогательная силовая установка; совместная работа*

**Цитирование:** Попов Г.М., Батурин О.В., Новикова Ю.Д., Зубанов В.М., Волков А.А., Корнеева А.И. Метод согласования совместной работы вспомогательной силовой установки и турбостартера и определения времени запуска газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 39-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-39-50

## Введение

Запуск авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) является важным режимом, который во многом определяет безопасность, эффективность эксплуатации и надежность двигателя и летательного аппарата в целом. Система запуска ГТД включает в себя набор различных устройств и блоков: стартера, вспомогательной силовой установки, воздушных и топливных коммуникаций, системы автоматического управления (САУ), трансмиссии, системы энергоснабжения, системы зажигания и др. Для надежного запуска двигателя работа всех названных устройств должна быть согласована между собой [1]. В настоящее время система запуска двигателя гражданского самолета обычно строится на базе воздушной турбины, механически связанной с ротором ГТД, получающей сжатый воздух от компрессора вспомогательной силовой установки (ВСУ) (рис. 1).

При создании системы запуска нового ГТД или модификации существующей проектировщик выбирает ВСУ и воздушную турбину (ТСВ). При этом он должен решить ряд важных проблем. Во-первых, необходимо выяснить, способна ли выбранная ВСУ обеспечить требуемые условия для работы воздушной турбины на всех эксплуатационных режимах. Поскольку изменение параметров ВСУ в отличных от стандартных условиях может привести к недостаточности запаса энергии в подаваемом на турбину воздухе, это не позволит получить необходимый для раскрутки ротора крутящий момент на валу. С другой стороны, при выборе элементов системы запуска следует контролировать параметры, превышение которых может привести к разрушению одного из элементов системы запуска. Таким параметром может быть максимально допустимый крутящий момент на выходном валу ТСВ. Его превышение может привести к поломке приводов агрегатов ГТД. В-третьих, проектировщику необходимо обеспечить требуемое время запуска двигателя и выполнение других технических требований. Указанные обстоятельства делают процесс проектирования системы запуска ГТД сложной проблемой.



Рис. 1. Принципиальная схема системы запуска с воздушной турбиной

Цель данной работы состоит в разработке и практической апробации комплекса методик, предназначенных для решения описанных выше проблем. В частности, разработке метода согласования совместной работы ВСУ и ТСВ и алгоритма определения времени запуска ГТД. Необходимость решения данной проблемы возникла в ходе решения задачи индустриального партнёра, связанной с выбором существующих ТСВ для работы на вновь создаваемом ГТД.

### Определение возможности совместной работы ВСУ и ТСВ

Суть метода согласования совместной работы ВСУ и ТСВ заключается в том, что характеристики ВСУ и ТСВ переводятся к общему виду зависимости приведённого параметра расхода  $K_G$  от степени расширения воздуха в турбине  $K_{G\ TCB} = f(\pi_{TCB})$ .

Под параметром расхода понимается следующая величина:

$$K_G = \frac{G_{\text{вх}TCB} \sqrt{T_{\text{вх}TCB}^*}}{p_{\text{вх}TCB}^*}, \quad (1)$$

где  $G_{\text{вх}TCB}$  – значение массового расхода воздуха через ТСВ;  $T_{\text{вх}TCB}^*$  – значение полной температуры на входе в ТСВ;  $p_{\text{вх}TCB}^*$  – значение полного давления на входе в ТСВ;  $\pi_{TCB}$  – степень расширения воздуха в ТСВ.

Пересечение линий рабочих режимов ВСУ и турбины говорит о том, что условия совместной работы выполняются в данных условиях. В точках пересечения характеристик  $K_{G\ TCB} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G\ ВСУ} = f(\pi_{TCB})$  определяются параметры потока на выходе из ВСУ  $p_{\text{омб}}^*$ ,  $T_{\text{омб}}^*$ ,  $G_{\text{омб}}$  и с их помощью определяются характеристики турбины (в частности зависимость мощности от частоты вращения) в найденных условиях. Затем с помощью мощностной характеристики ТСВ по разработанному алгоритму (его описание приведено ниже) определяется время запуска ГТД.

Рабочий процесс ВСУ обычно описывается следующими зависимостями:

– зависимость полного давления воздуха  $p_{\text{омб}}^*$ , отобранного от ВСУ, от его массового расхода  $G_{\text{омб}}$  ( $p_{\text{омб}}^* = f(G_{\text{омб}})$ );

– зависимость температуры воздуха  $T_{\text{омб}}^*$ , отобранной от ВСУ, от его массового расхода  $G_{\text{омб}}$  ( $T_{\text{омб}}^* = f(G_{\text{омб}})$ ).

Характеристики ВСУ могут быть представлены для нескольких условий её работы, определяемых, например, высотой полёта  $H$ , числом Маха полёта и температурой окружающего (атмосферного) воздуха  $t_h$  (рис. 2, 3), и содержать информацию о изменении режима её работы или регулировании (например, при изменении углов установки  $\alpha_{ВНА}$  входного направляющего аппарата (ВНА)).

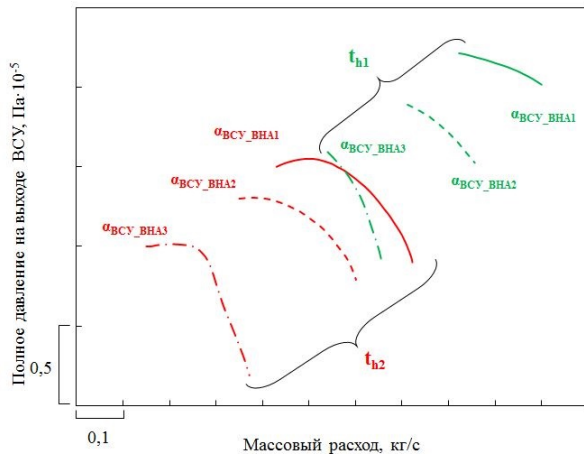


Рис. 2. Изменение давления рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от расхода ВСУ для различных режимов работы ВСУ

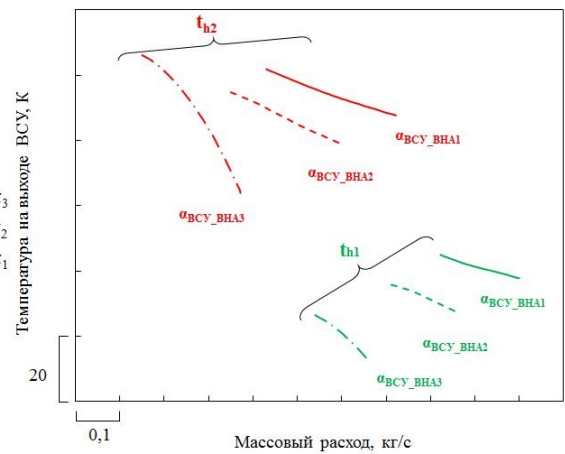


Рис. 3. Изменение температуры рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от расхода ВСУ для различных режимов работы ВСУ

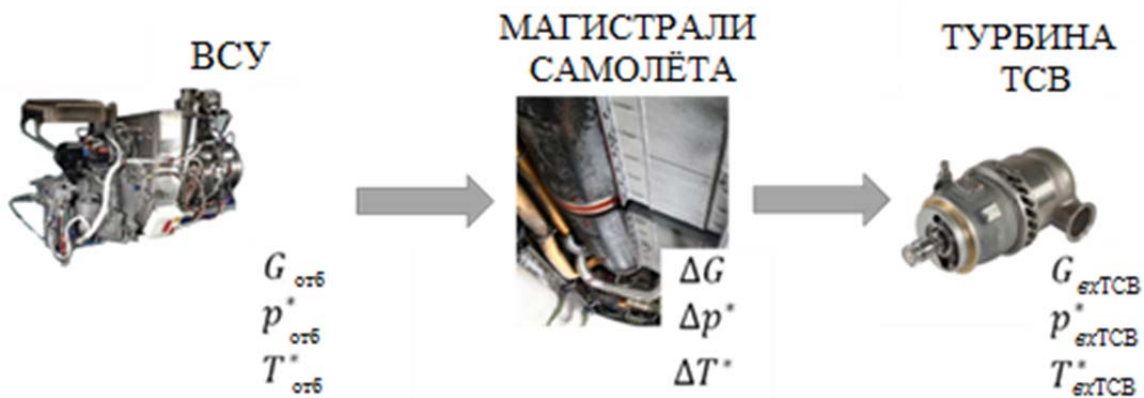


Рис. 4. Принципиальная схема взаимодействия ВСУ и ТСВ

От ВСУ отбирается воздух с параметрами  $p_{отб}^*$ ,  $T_{отб}^*$ ,  $G_{отб}$  (рис. 4), который через трубопроводы самолёта попадает на вход в ТСВ. При этом в магистралях имеют место гидравлические потери и утечки, которые характеризуются величинами  $\Delta p^*$ ,  $\Delta T^*$ ,  $\Delta G$ . Сжатый воздух, пройдя через турбину ТСВ, сбрасывается в атмосферу [2]. Значения  $p_{отб}^*$ ,  $T_{отб}^*$ ,  $G_{отб}$  для расчёта берутся с характеристики ВСУ, а значения  $\Delta p^*$ ,  $\Delta T^*$ ,  $\Delta G$  определяются конфигурацией системы подводящих каналов в гидравлическом расчёте или по опыту эксплуатации схожих систем.

Для согласования работы ТСВ и ВСУ характеристики последнего приводятся к виду  $K_{ГВСУ} = f(\pi_{ТСВ})$ .

Условие совместной работы ВСУ и ТСВ с учётом рис. 4 можно представить с помощью следующих равенств:

$$\pi_{BCV} = \frac{p_{om\delta}^*}{p_h} = \frac{p_{exTCB}^* + \Delta p^*}{p_h} = \pi_{TCB} + \frac{\Delta p^*}{p_h},$$

$$T_{om\delta}^* - \Delta T^* = T_{exTCB}^*,$$

$$K_{GBCV} = K_{GTCB},$$

где  $p_h$  – давление атмосферного воздуха для высот полёта в стандартных атмосферных условиях.

Разработанная методика согласования работы ТСВ и ВСУ с учётом эксплуатационных ограничений может быть представлена в виде последовательности действий, рис. 5. Согласование происходит следующим образом:

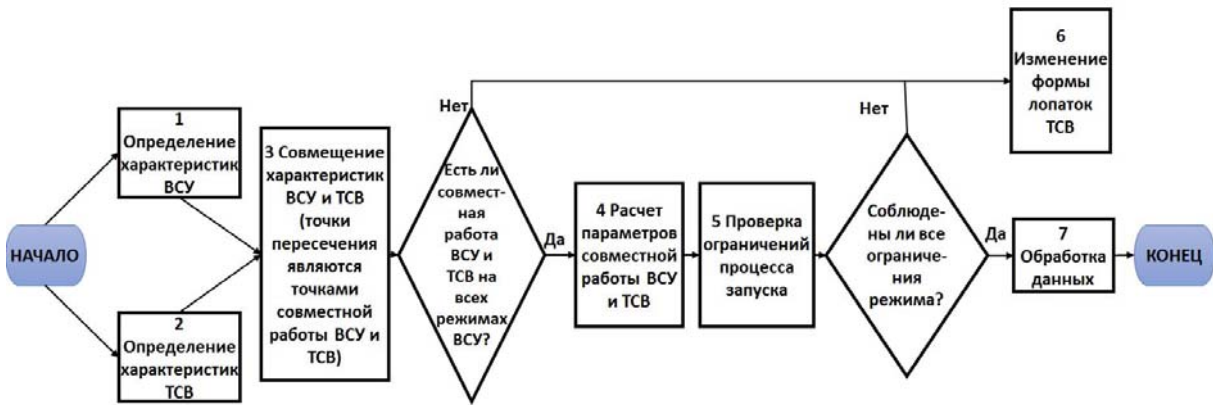


Рис. 5. Краткая блок-схема разработанной методики доработки ТСВ с учётом эксплуатационных ограничений

**Этап 1.** С учётом потерь на передачу сжатого воздуха характеристики ВСУ исходного вида  $p_{om\delta}^* = f(G_{om\delta})$  и  $T_{om\delta}^* = f(G_{om\delta})$  приводятся к виду  $K_{GBCV} = f(\pi_{TCB})$ , найденному по параметрам на входе в ТСВ, с помощью формул:

$$K_{GBCV} = \frac{(G_{om\delta} - \Delta G) \sqrt{(T_{om\delta}^* - \Delta T)}}{p_{om\delta}^* - \Delta p^*},$$

$$\pi_{BCV} = \frac{p_{om\delta}^* - \Delta p^*}{p_h},$$

где  $K_{GBCV}$  – параметр расхода воздуха ВСУ, определённый по параметрам на входе в ТСВ с учётом потерь в магистралях.

**Этап 2.** Характеристики турбины приводятся к виду  $K_{GTCB} = f(\pi_{TCB})$  по (1) и  $K_{NTCB} = f(\pi_{TCB})$  с использованием следующей формулы:

$$K_{N_{TCB}} = \frac{N_{TCB}}{P_{\text{вх}TCB}^* \cdot \sqrt{T_{\text{вх}TCB}^*}},$$

где  $N_{TCB}$  – значение мощности ТСВ, Вт;  $K_{N_{TCB}}$  – показатель мощности турбины.

**Этап 3.** Характеристики  $K_{G_{BCU}} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G_{TCB}} = f(\pi_{TCB})$  для ВСУ и ТСВ соответственно следует совместить на одном графике и найти точки пересечения. Они удовлетворяют условию совместной работы элементов системы запуска.

**Этап 4.** Если для некоторых эксплуатационных режимов работы точки совместной работы не были найдены (нет пересечений характеристик ТСВ и ВСУ), то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и повторить этапы 1 – 3, определив изменённые характеристики турбины с помощью CFD моделирования. Изменяться могут как углы установки и числа лопаток, так и форма сопловых и рабочих лопаток. Варьируемые переменные должны определяться в результате анализа полученных результатов и требований, предъявляемых к ТСВ. Моделирование рабочего процесса в воздушной турбине стартера принципиально не отличается от типового моделирования рабочего процесса в газовых турбинах ГТД и выполняется как в [3]. Вопрос создания и валидации численных моделей рабочего процесса в воздушных турбинах выходит за рамки данной статьи.

**Этап 5.** Определяются параметры рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ в следующей последовательности:

– в точках пересечения характеристик  $K_{G_{TCB}} = f(\pi_{TCB})$  и  $K_{G_{BCU}} = f(\pi_{TCB})$  определяются параметры на выходе из ВСУ  $p_{\text{омб}}^*$ ,  $T_{\text{омб}}^*$ ,  $G_{\text{омб}}$ ;

– затем для точек совместной работы ВСУ и ТСВ определяются параметры воздуха на входе в ТСВ.

Таким образом, на основе точек пересечения приведённых характеристик находятся физические характеристики ТСВ при совместной работе с ВСУ на всех его режимах.

**Этап 6.** На основе определённых параметров рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ рассчитывается крутящий момент на валу турбины. На основе данных о крутящем моменте выходного вала определяются линейные зависимости  $M_{\text{кр.вых.в.}} = f(n)$  для каждого режима работы [4]:

$$M_{\text{кр.вых.в.}} = An + B,$$

где  $n$  – частота вращения ротора турбины.

По найденной зависимости в дальнейшем определяется время запуска авиационного газотурбинного двигателя. Расчёт осуществляется с помощью разработанной авторами программы [7]. Коэффициент  $B$  – максимальный крутящий момент при запуске, значение которого необходимо контролировать.

**Этап 7.** Если хотя бы один из найденных параметров системы запуска не удовлетворяет техническому заданию или эксплуатационным ограничениям, то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и вновь повторить этапы 1 - 6 до выполнения заданных требований (рис. 6).

**Этап 8.** В случае, если на всех эксплуатационных режимах работы ограничивающие величины (в первую очередь крутящий момент на валу турбины) удовлетворяют ограничениям и выполняются условия совместной работы, делается заключение о воз-

возможности согласованной работы ВСУ и ТСВ для рассматриваемых режимов работы ВСУ.

Разработанный метод был апробирован при оценке возможности совместной работы двухступенчатой воздушной турбины и ВСУ в составе двухконтурного турбореактивного двигателя для самолёта гражданской авиации (рис. 7). На этом рисунке заштрихованная часть характеристики соответствует диапазону работы ТСВ. Точки пересечения характеристик являются точками, где выполняются условия совместной работы ВСУ и ТСВ. Анализ рисунка показывает, что при использовании исследуемого ТСВ согласованная работа ТСВ и ВСУ не обеспечивалась для всех режимов работы ВСУ и необходима работа по изменению ВСУ, ТСВ или подбору новых компонентов системы запуска двигателя. Кроме того, дальнейший анализ показал, что крутящий момент на валу ТСВ больше максимально допустимого, что может привести к поломке редуктора и коробки приводов двигателя.

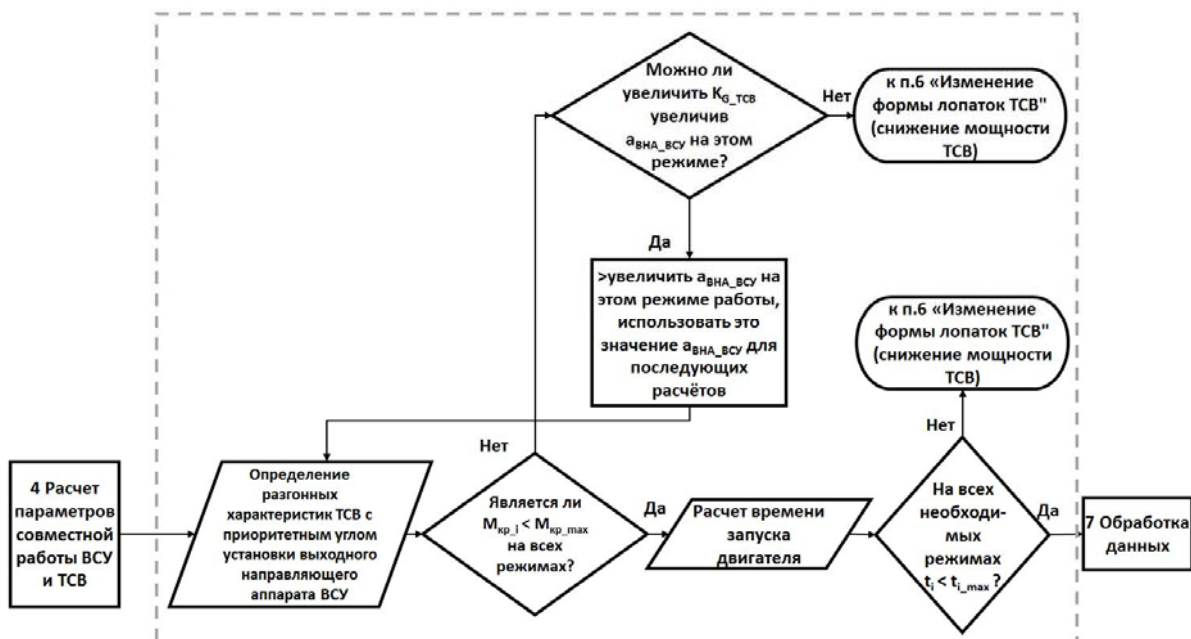


Рис. 6. Блок-схема «Проверка ограничений процесса запуска»

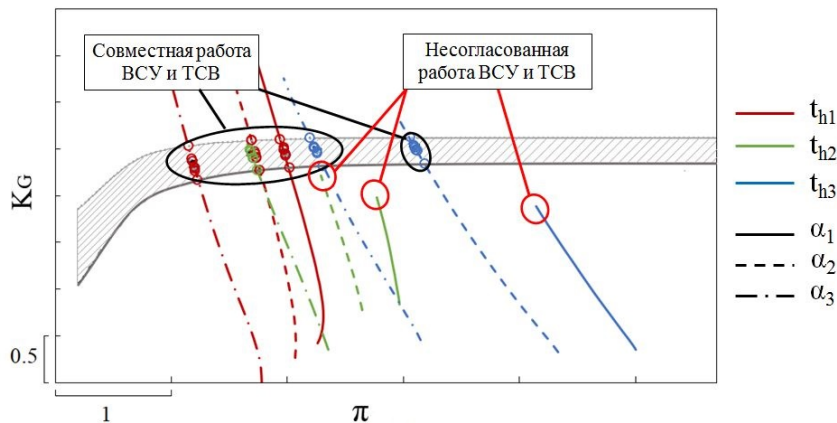


Рис. 7. Совмещённая расходная характеристика ВСУ и ТСВ



### Определение времени запуска ГТД

Раскрутка ротора ГТД при запуске осуществляется воздушной турбиной стартера и основной турбиной двигателя, которые участвуют в раскрутке не весь период запуска, а лишь на определённых этапах. Процесс запуска двигателя можно разбить на три основных этапа (рис. 8) [2; 5; 6].

На первом этапе (от начала запуска до вступления в активную работу основной турбины при частоте вращения ротора  $n_1$ ) двигатель раскручивается только стартером ( $M_{ТСВ}$ ). Момент ускорения ротора высокого давления двигателя на этом этапе равен

$$M_{\text{уск.1}} = M_{ТСВ} - M_{\text{сопротив}} = J \frac{d\omega}{d\tau} = J \left( \frac{\pi}{30} \right) \left( \frac{dn}{d\tau} \right),$$

где  $M_{ТСВ}$  – крутящий момент на выходном валу, развиваемый ТСВ;  $J$  – момент инерции ротора высокого давления двигателя;  $\omega$  – угловая скорость вращения ротора двигателя,  $\text{с}^{-1}$ ;  $n$  – частота вращения ротора двигателя, об/мин;  $M_{\text{сопротив}}$  – крутящий момент, необходимый для вращения компрессора, привода агрегатов и преодоления трения.

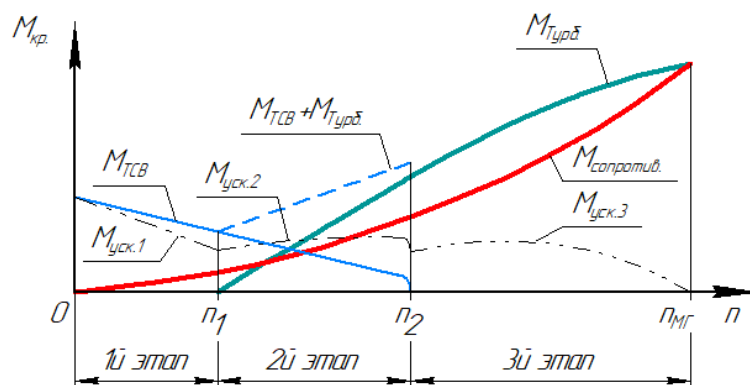


Рис. 8. Этапы старта ГТД с ТСВ

На втором этапе запуска (от  $n_1$  до отключения стартера при частоте вращения  $n_2$ ) происходит совместная раскрутка ротора турбостартером и основной турбиной. В этом случае момент ускорения ротора двигателя определяется по формуле:

$$M_{\text{уск.2}} = M_{ТСВ} + M_{\text{турб}} - M_{\text{сопротив}},$$

где  $M_{\text{турб}}$  – положительный крутящий момент, развиваемый турбиной двигателя.

На третьем этапе (после частоты вращения  $n_2$ ) воздушный стартер отключен и ротор двигателя до частоты вращения ротора на режиме малого газа  $n_{idle}$  раскручивается только основной турбиной:

$$M_{\text{уск.3}} = M_{\text{турб}} - M_{\text{сопротив}}.$$

Обобщая описанные выше этапы запуска двигателя, можно записать обобщённое уравнение движения ротора двигателя на запуске:



$$J\left(\frac{\pi}{30}\right)\left(\frac{dn}{d\tau}\right) = i M_{ТСВ} - M_{сопротив} + M_{турб} + \Delta M_{авторотац}, \quad (2)$$

где  $i$  – передаточное отношение к ТСВ в коробке агрегатов;  $\Delta\tau$  – шаг расчёта по времени, с;  $\Delta n$  – изменение частоты вращения ротора высокого давления за шаг расчёта, об/мин;  $\Delta M_{авторотац}$  – крутящий момент, учитывающий подвод энергии набегающего потока воздуха на частоте авторотации.

Изменение частоты вращения ротора за шаг расчёта, согласно обобщённому уравнению (2), можно представить в следующем виде:

$$\Delta n = \frac{\Delta\tau}{J\left(\frac{\pi}{30}\right)} \left[ k_{M_{ТСВ}} i M_{ТСВ} - M_{сопротив} (1 - k_{M_{турб}}) + \Delta M_{авторотац} \right],$$

где  $k_{M_{ТСВ}}$  – коэффициент, учитывающий изменение крутящего момента стартера за время работы ТСВ;  $k_{M_{турб}} = \frac{M_{турб}}{M_{сопротив}}$  – коэффициент связи между моментами компрессора и турбины ротора высокого давления.

Коэффициент связи между моментами компрессора и турбины изменяется в диапазоне  $k_{M_{турб}} = 0 \dots k_{M_{турб} \max}$ . До момента подачи топлива в камеру сгорания  $k_{M_{турб}} = 0$ . После подачи топлива коэффициент  $k_{M_{турб}}$  возрастает и при определённой частоте вращения ротора высокого давления  $n_{ВДравновес}$  крутящий момент основной турбины сравнивается с моментом сопротивления компрессора  $M_{турб} = M_{сопротив}$ . После чего крутящий момент турбины увеличивается до максимального избыточного на запуске  $k_{M_{турб} \max} > 1$ .

Значение текущей частоты вращения определяется как  $n_{\tau+\Delta\tau} = n_{\tau} + \Delta n$ . Расчёт продолжается пока не будет достигнута частота вращения режима малого газа ( $n_{\tau+\Delta\tau} = n_{МГ}$ ).

Значения частоты вращения  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $n_{МГ}$  и коэффициент  $k_{M_{турб} \max}$  зависят от характеристик компрессора, турбины и стартера, работы камеры сгорания, конструктивных и других эксплуатационных факторов.

Описанный выше алгоритм был реализован в виде программы, на которую было получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2019663216 [7]. В ней было учтено изменение коэффициентов  $k_{M_{ТСВ}}$ ,  $k_{M_{турб} \max}$  и  $M_{сопротив}$  на основе имеющихся у авторов теоретических и экспериментальных данных. Графический интерфейс программы показан на рис. 9.

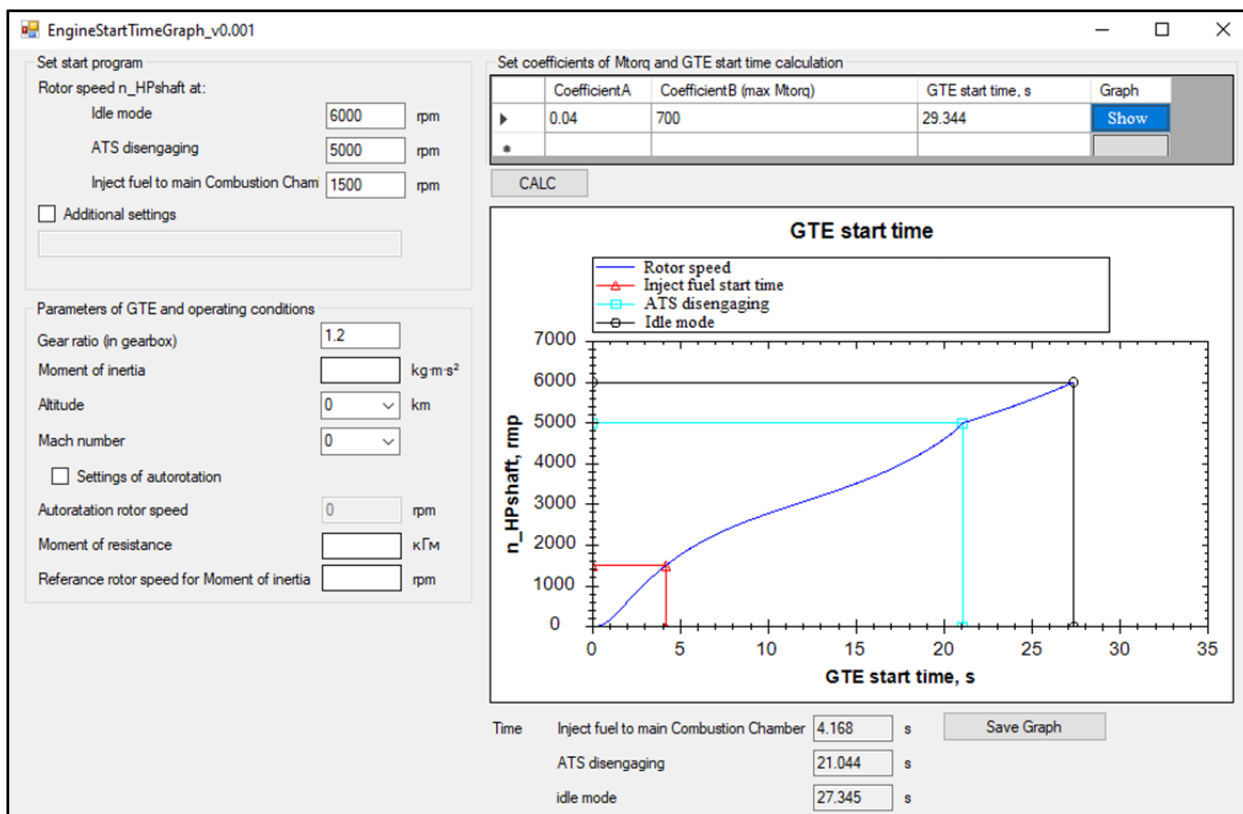


Рис. 9. Графический интерфейс программы определения времени запуска ГТД

В представленной статье описывается разработанный авторами метод согласования рабочего процесса ВСУ и воздушной турбины, применяемой при запуске ГТД и расчёта времени его включения. Созданный метод позволяет проверить возможность совместного функционирования турбины и ВСУ на всех эксплуатационных режимах, выходные параметры турбины, ожидаемое время раскрутки ротора ГТД и сравнение критических параметров системы с предельными значениями. На базе указанной информации в дальнейшем может быть сделан вывод о возможности запуска двигателя в конкретных условиях.

Полученный метод может быть использован:

- для оценки возможности запуска двигателя и вычисления основных его параметров для конкретных элементов системы запуска;
- подбора ВСУ и ТСВ, удовлетворяющих условиям совместной работы и выполняющим заданные требования системы запуска, включая конструктивные, эксплуатационные и прочностные ограничения;
- модернизации элементов, входящих в систему запуска с целью выполнения заданных технических требований.

Разработанный метод был реализован в виде компьютерных программ и готов к практическому использованию.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2020-0015 «Исследование устойчивых и неустойчивых динамических и виброакустических процессов в гидравлических и газовых системах на основе физического и математического моделирования»).

### Библиографический список

1. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 220 с.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 1. М.: Машиностроение, 2008. 200 с.
3. Матвеев В.Н., Волков А.А., Зубанов В.М., Новикова Ю.Д., Дмитриев Д.Н. Наилучшие настройки численных моделей осевых газовых турбин для получения достоверных результатов и оптимизации // Труды XXI Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах» (3-6 сентября 2019, Самара, Россия). Т. 1. Самара: ООО «Офорт», 2019. С. 382-387.
4. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968. 227 с.
5. Мухаммедов Н.А. Обеспечение надёжного запуска авиационного ГТД на основе оптимизации характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления. Дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2016. 182 с.
6. Тихонов Н.Т., Мусаткин Н.Ф., Матвеев В.Н. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2001. 155 с.
7. Зубанов В.М., Попов Г.М., Горячкин Е.С., Новикова Ю.Д., Волков А.А., Колмакова Д.А. Программа определения времени запуска турбомашины Turbomachine Start Time Calculation: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019663216; опубл. 11.10.2019; бюл. № 10.

### METHOD OF COORDINATING JOINT OPERATION OF AIR STARTER AND AUXILIARY POWER UNIT AND DETERMINING THE GAS TURBINE ENGINE STARTING TIME

© 2020

- G. M. Popov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[grishatty@gmail.com](mailto:grishatty@gmail.com)
- O. V. Baturin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[oleg.v.baturin@gmail.com](mailto:oleg.v.baturin@gmail.com)
- Yu. D. Novikova** Assistant of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[novikova@ssau.ru](mailto:novikova@ssau.ru)
- V. M. Zubanov** Junior Researcher of Research and Educational Centre for Gas-Dynamic Studies;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[waskes91@gmail.com](mailto:waskes91@gmail.com)
- A. A. Volkov** Design Engineer, Research and Educational Centre for Gas-Dynamic Studies;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[a44rey@gmail.com](mailto:a44rey@gmail.com)
- A. I. Korneeva** Engineer of the Department of Advanced Projects and Programs;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[akorneeva94@mail.ru](mailto:akorneeva94@mail.ru)

The article describes the method developed by the authors to coordinate the working process of the auxiliary power plant (APP) and the starter air turbine (SAT) used for starting a gas turbine engine (GTD). This method is used to test the possibility of joint operation of the APP and the air turbine in the gas turbine engine starting system in given operating modes. The method is based on combining the APP and turbine characteristics shown in the same coordinates on the same field and checking for intersection points. The condition of joint operation is fulfilled in them. Non-crossing graphs indicate the impossibility of joint work in the selected operating mode. The developed method takes into account losses and leaks in the engine starting system pipes. The data obtained using the developed method are source data for calculating and optimizing the air turbine's working process and for determining the time required to start the GTE, as well as for testing the operability of the GTE system by strength and other criteria. An algorithm for calculating the time required to start the GTE was also developed by the authors and implemented as a computer program. The obtained data can be used to analyze the possibility of starting the engine and to calculate its main parameters for specific elements of the engine starting system, to select the APP and SAT to meet the specifications.

*Starter air turbine; GTE start; auxiliary power plant; joint operation*

---

*Citation:* Popov G.M., Baturin O.V., Novikova Yu.D., Zubanov V.M., Volkov A.A., Korneeva A.I. Method of coordinating joint operation of air starter and auxiliary power unit and determining the gas turbine engine starting time. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 39-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-39-50

## References

1. Kats B.M., Zharov E.S., Vinokurov V.K. *Puskovye sistemy aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Aircraft gas turbine engine starting systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 220 p.
2. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 1* [Principles of design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 200 p.
3. Matveev V.N., Volkov A.A., Zubanov V.M., Novikova Yu.D., Dmitriev D.N. Nailuchshie nastroyki chislennykh modeley osevykh gazovykh turbin dlya polucheniya dostovernykh rezul'tatov i optimizatsii. *Proceedings of the XXI International Conference «Complex Systems: Control and Modeling Problems» (3-6, September, 2019, Samara, Russia)*. V. 1. Samara: OOO «Ofort» Publ., 2019. P. 382-387. (In Russ.)
4. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. *Zapusk aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Starting of aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 227 p.
5. Mukhammedov N.A. *Obespechenie nadezhnogo zapuska aviatsionnogo GTD na osnove optimizatsii kharakteristik puskovogo ustroystva i sovershenstvovaniya sistemy upravleniya. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Ensuring the start of an aviation GTE on the basis of optimizing the characteristics of the starting device and improving the control system]. Rybinsk, 2016. 182 p.
6. Tikhonov N.T., Musatkin N.F., Matveev V.N. *Teoriya lopatochnykh mashin aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Theory of impeller machines of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2001. 155 p.
7. Zubanov V.M., Popov G.M., Goryachkin E.S., Novikova Yu.D., Volkov A.A., Kolmakova D.A. *Programma opredeleniya vremeni zapuska turbomashiny Turbomachine Start Time Calculation* [Program for determining the starting time of a turbomachine. Turbomachine Starting Time Calculation]. Certificate of state registration of a computer program RF, no. 2019663216, 2019. (Publ. 11.10.2019, bull. no. 10)