

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗНОЙ ТЯГИ НА БАЗЕ ВЫПОЛНЕННОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

© 2012 Е. П. Кочеров¹, В. С. Кузьмичёв², В. В. Кулагин², Д. Г. Федорченко¹

¹Открытое акционерное общество «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье описаны варианты создания двухконтурных двигателей разной тяги на базе выполненного газогенератора. Рассмотрена практика создания ТРДД на базе выполненного газогенератора на примере двигателей ОАО «Авиадвигатель» и ОАО «Кузнецов».

Модернизация, газогенератор выполненный, линейка двигателей, двигатель газотурбинный.

Все современные авиадвигателестроительные фирмы очередные модификации своих двигателей создают, как правило, на базе существующего газогенератора. Однако фирмы обычно решают задачи проектирования двигателя под заданный самолёт. Кроме того, фирмы к понятию «существующий газогенератор» подходят гибко и при необходимости дорабатывают его, добавляя ступени компрессора на входе или на выходе из него. Здесь предполагается качественно оценить **возможный диапазон** изменения тяги при различных **вариантах** разработки двухконтурных двигателей на базе выполненного газогенератора, учитывая и возможную доработку последнего.

Первый вариант. Двухвальный ТРДД не имеет подпорных ступеней, а следовательно $\pi_{кНД}^* = \pi_{вп}^* = \pi_{в}^*$.

Газогенератор задан постоянными величинами в исходной расчётной точке (0): $\pi_{кВД0}^*$, $q(\lambda_{вВД0})$, $n_{вДпр.вВД0} = const$ и $F_{вВД} = const$.

Режим работы двигателя задаётся постоянной температурой газа перед турбиной $T_r^* = const$.

При такой постановке вопроса тяга двигателя на данном режиме может изменяться только за счёт изменения степени двухконтурности (m). С увеличением её увеличивается расход воздуха через наружный контур и, соответственно, мощность вентилятора. Согласно балансу мощности венти-

лятора и турбины увеличивается работа турбины НД

$$L_{тНД} = \frac{L_{в}(m+1)}{v_r \eta_m},$$

а следовательно, и степень понижения давления в ней $\pi_{тНД}^*$. Это приводит к уменьшению величины $\pi_{с1}$ и скорости истечения из сопла внутреннего контура:

$$m^{\uparrow} : G_{п1}^{\uparrow} \rightarrow N_{в1}^{\uparrow} \rightarrow N_{тНД}^{\uparrow} \rightarrow \pi_{тНД}^{*\uparrow} \rightarrow \pi_{с1\downarrow} \rightarrow c_{с1\downarrow}.$$

Из условия наивыгоднейшего распределения энергии между контурами $c_{с11}/c_{с1} = const$ одновременно с увеличением степени двухконтурности необходимо уменьшать степень повышения давления вентилятора $\pi_{в}^*$.

Благодаря уменьшению скоростей истечения из наружного и внутреннего контуров уменьшаются потери кинетической энергии – увеличивается полётный КПД двигателя и КПД движителя. Пропорционально ему изменяется удельная тяга двигателя (в расчёте на 1 кг рабочего тела, проходящего через внутренний контур):

$$\pi_{в\downarrow}^* : c_{с1} = \frac{(c_c - V_{п1})^2}{2} \downarrow \rightarrow \eta_{п1}^{\uparrow} = 2 / \left(\frac{c_{с1\downarrow}}{V_{п1}} + 1 \right) \rightarrow$$

$$\rightarrow \eta_{лж}^{\uparrow} = \eta_{п1}^{\uparrow} \eta_{п1} \rightarrow P_{удГ1}^{\uparrow} = \eta_{лж}^{\uparrow} \frac{L_c}{V_{п1}} \rightarrow$$

$$\rightarrow P^{\uparrow} = P_{удГ1}^{\uparrow} G_{1\downarrow}.$$

Следует заметить, что снижение величины $\pi_{в}^*$, а следовательно и давления на входе в компрессор ВД (а также давления на

входе в турбину p_r^*), приводит к тому, что расход воздуха через внутренний контур уменьшается. Но преобладающее влияние на тягу оказывает в этом случае увеличение удельной тяги $P_{удГ}$.

Кроме того, нельзя не отметить, что рабочая точка на характеристике компрессора ВД, строго говоря, не сохраняется постоянной. Из условия совместной работы узлов выполненного газогенератора следует, что величина $\pi_{ТВД}^*$ сохраняется неизменной.

Поэтому при $T_r^* = \text{const}$ сохраняется неизменной работа турбины ВД, а из условия баланса мощности – и работа компрессора ВД. Тогда, вследствие снижения температуры перед компрессором $T_{ВД}^*$, обусловленного уменьшением величины L_v , степень повышения давления компрессора ВД $\pi_{кВД}^*$ увеличивается, рабочая точка на его характеристике смещается вправо-вверх по линии совместной работы.

Таким образом, с увеличением степени двухконтурности тяга двигателя повышается, а удельный расход топлива снижается.

Второй вариант. Отличается от первого тем, что с увеличением степени двухконтурности **суммарная степень повышения давления** не уменьшается, а сохраняется постоянной, благодаря тому, что за вентилятором, на одном валу с ним устанавливаются подпорные ступени

$$\pi_{к\Sigma}^* = \pi_{кВД}^* \pi_{кНД}^* = \pi_{кВД}^* \pi_{в}^* \pi_{к.под.ст}^*,$$

где $\pi_{кВД}^* = \text{const}$, $\pi_{кНД}^* = \text{const}$ и $\pi_{в}^* = \pi_{вII}^*$.

Степень повышения давления подпорных ступеней, а следовательно и число их, увеличивается с повышением m , так как

$$\pi_{к.под.ст}^* = \frac{\pi_{кНД}^*}{\pi_{вI}^*}.$$

Здесь все параметры газогенератора и расход воздуха через внутренний контур сохраняются неизменными, а параметры наружного контура качественно изменяются так же, как и в предыдущем случае. Причём мощность вентилятора в целом увеличивается более существенно, поскольку $\pi_{кНД}^* > \pi_{вII}^*$. Соответственно увеличиваются работа турбины $L_{тНД}$ и степень понижения давления в

ней $\pi_{тНД}^*$, а величины $\pi_{сI}$, $c_{сI}$ и, следовательно, $c_{сII}$ и $\pi_{вII}^*$, наоборот, более значительно снижаются с увеличением степени двухконтурности.

Главное отличие второго варианта от первого: постановка подпорной ступени ведёт к увеличению расхода воздуха через основной контур и расхода топлива, а следовательно и тяги.

Таким образом, постановка подпорных ступеней позволяет на базе заданного газогенератора получить новые двигатели с существенно большим диапазоном изменения тяги, а точнее, получить двигатель с существенно большей **максимальной** тягой.

Третий вариант. В отличие от второго варианта дополнительная ступень компрессора ставится не в качестве подпорной, а в качестве первой ступени компрессора ВД. Если бы эффективность этих ступеней и их степени повышения давления были одинаковыми, то и основные данные двигателя были бы практически одинаковыми. Однако такая перестановка ступеней представляется несущественной только на первый взгляд. Благодаря значительно более высокой частоте вращения ротора ВД, степень повышения давления первой ступени компрессора ВД легко получить на 15 – 20% выше степени повышения давления подпорной ступени. Поэтому в рассматриваемом случае обеспечиваются соответственно более высокие значения суммарной степени повышения давления, расхода воздуха через внутренний контур и суммарного расхода воздуха. Всё это позволяет обеспечить более высокое значение тяги и приводит к снижению удельного расхода топлива.

Кроме того, в конструктивном и производственном отношении – это два совершенно разных варианта двигателя. Третий вариант требует доработки собственно газогенератора: работа турбины ВД (как и компрессора) повышается, турбины НД – снижается, а суммарная работа турбин возрастает. Соответственно изменяются степени понижения давления турбин $\pi_{ТВД}^*$ и $\pi_{тНД}^*$. Это приводит к необходимости увеличения пропускной способности турбины НД и сопла внутреннего контура.

Четвёртый вариант. Он представляет наибольший интерес, т.к. здесь вместе с увеличением степени двухконтурности увеличивается не только суммарная степень повышения давления $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ (как в третьем варианте), но ещё и температура газа перед турбиной. Такой подход позволяет приблизить три основных параметра рабочего процесса (m , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и T_r^*) к их оптимальным (из условия обеспечения минимального удельного расхода топлива) значениям. Понятно, что в этом случае диапазон изменения тяги можно получить существенно больше. Более подробно оптимизация параметров рабочего процесса изложена в работах [1, гл. 3]; [2, гл. 16] и [3].

Практика создания ТРДД с существенно разной тягой на базе выполненного газогенератора.

Перечисленные способы увеличения тяги можно считать классическими. Однако в большинстве случаев они применяются не в чистом виде, а в комбинации, включая также пути совершенствования проточной части, поскольку практически все они при $T_r^* = const$ ведут к увеличению тяги.

Так, в ОКБ-19 (в настоящее время ОАО «Авиадвигатель») генерального конструктора П.А. Соловьёва при создании двигателя Д-30 (1964 – 1966 гг.) на базе Д-20П было увеличено число ступеней компрессора ВД до десяти вместо восьми. Добавлено по одной ступени на входе в компрессор и на выходе из него, что позволило увеличить $\pi_{\kappaВД}^*$ на 35% (от 5,4 до 7,3) и расход воздуха через внутренний контур – на 12% (от 56 до 63 кг/с). Чтобы не снизить степень двухконтурности и обеспечить значительное повышение тяги, был, соответственно, увеличен суммарный расход воздуха через двигатель (от 113 до 128 кг/с) за счёт увеличения диаметра входа в компрессор НД от 900 до 945 мм.

Увеличено также число ступеней компрессора НД до четырёх (вместо трёх) при сохранении степени повышения давления $\pi_{\kappaНД}^* = 2,6$ (первая высоконагруженная сверхзвуковая ступень была заменена на две менее нагруженные), что позволило повысить КПД этого компрессора на 5% в высот-

ных условиях длительной работы и на 7% на взлётном режиме. Высоконагруженная одноступенчатая турбина ВД была заменена на двухступенчатую, что позволило повысить её КПД примерно на 6%.

За турбиной НД была установлена камера смешения с лепестковым смесителем потоков наружного и внутреннего контуров и введён ещё целый ряд усовершенствований, позволивший повысить коэффициент скорости сопла и КПД турбины НД примерно на 3%, КПД компрессора ВД – на 2%.

В результате взлётная тяга двигателя Д-30 по сравнению с двигателем Д-20П увеличилась от 52,9 до 66,6 кН, а удельный расход топлива снизился примерно на 15%: от 92 до 78 кг/(кН·ч) в условиях длительной работы ($H_{\text{п}}=11\text{км}$, $M_{\text{п}}=0,8$) и от 70 до 60 кг/(кН·ч) на взлётном режиме.

При создании двигателей Д-30КУ (1965 – 1971 гг.) и Д-30КП (по параметрам рабочего процесса и основным данным они практически не отличаются) на базе двигателя Д-30 ставилась задача значительного увеличения тяги (почти в 2 раза) и одновременного снижения удельного расхода топлива. Для её решения прежде всего был повышен суммарный расход воздуха через двигатель более чем в 2 раза (до 270 кг/с) за счёт увеличения диаметра входа в компрессор НД до 1450 мм. Степень двухконтурности увеличилась при этом от 1 до 2,4, а из условия оптимального распределения энергии между контурами величина $\pi_{\kappaНД}^*$ снизилась до 2,1 за счёт уменьшения числа ступеней компрессора НД до трёх (вместо четырёх).

Одновременно за счёт постановки ещё одной ступени на входе в компрессор ВД (он стал одиннадцатиступенчатым) увеличилась степень повышения давления $\pi_{\kappaВД}^*$ на 23% (до 9), что позволило увеличить, соответственно, расход воздуха через внутренний контур и сохранить примерно постоянной суммарную степень повышения давления $\pi_{\kappa\Sigma}^*$.

Температура газа перед турбиной на взлётном режиме в САУ была повышена от 1330 до 1400 К, а увеличение степени двухконтурности повлекло за собой увеличение работы и числа ступеней турбины НД, кото-

рая стала четырёхступенчатой (вместо двухступенчатой на двигателях Д-20П и Д-30).

В результате взлётная тяга двигателя Д-30КУ возросла до 108 кН, а удельный расход топлива снизился до 72 кг/(кН·ч) в высотных условиях и до 50 кг/(кН·ч) на взлётном режиме.

Эффективность двигателя Д-30 повышалась в основном путём увеличения эффективного КПД, а двигателя Д-30КУ – путём повышения полётного КПД и, соответственно, КПД движителя.

Задача более значительного снижения удельного расхода топлива, которая ставилась при создании двигателя ПС-90А (1981 – 1991 гг.), могла быть решена только при повышении эффективности двигателя и как тепловой машины, и как движителя. Поэтому она решалась как путём увеличения параметров цикла (температура $T_{г0}^*$ была увеличена до 1550 К, а степень повышения давления $\pi_{кВД}^*$ – до 14,2 за счёт добавления ещё двух ступеней к компрессору ВД, который стал тринадцатиступенчатым), так и путём увеличения степени двухконтурности почти в 2 раза (до 4,5).

Из условия оптимального распределения энергии между контурами степень повышения давления в наружном контуре была снижена до $\pi_{в0}^* = 1,67$ (реализуется в одной ступени вентилятора), а чтобы не снижать $\pi_{кНД}^*$, поставлены две подпорные ступени, которые вместе с вентиляторной ступенью обеспечивают $\pi_{кНД0}^* = 2,24$. Суммарная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$ при этом увеличилась на 80% и достигла 35.

Расход воздуха через внутренний контур почти не изменился, т.е. степень двухконтурности повышена за счёт увеличения суммарного расхода воздуха через двигатель, который достиг 478 кг/с, а диаметр входа в вентилятор – 1900 мм.

В результате тяга двигателя ПС-90А повысилась до 156,8 кН, а удельный расход $C_{уд.кр}$ снизился почти на 20% по сравнению с его значением на двигателе Д-30КУ и достиг 59,2 кг/(кН·ч).

Таким образом, удельный расход топлива на каждом из рассматриваемых двух-

контурных двигателей Пермского ОАО «Авиадвигатель» (Д-20П, Д-30, Д-30КУ и ПС-90А) уменьшался в среднем на 10 кг/(кН·ч), что позволило за неполные четыре десятилетия снизить его примерно на 40 кг/(кН·ч), до 59,2 кг/(кН·ч) в высотных условиях длительной работы.

В конце 50-х годов двадцатого века в ОКБ Н.Д. Кузнецова (в настоящее время ОАО «Кузнецов») создаётся первый отечественный высокотемпературный ТРДДФ НК-6 с форсажной камерой в наружном контуре и взлётной тягой 215,6 кН. Суммарный расход воздуха через двигатель 340 кг/с, степень двухконтурности 1,79. Двигатель предполагалось устанавливать на бомбардировщике Ту-22.

Компрессор двигателя включал в себя две ступени вентилятора ($\pi_{в}^* = 2,2$), две подпорных ступени и высоконапорный шестиступенчатый компрессор высокого давления. Суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^* = 13,6$. Турбина имела одну ступень высокого давления и две ступени низкого давления ($T_{г0}^* = 1400$ К). Удельный расход топлива в крейсерских условиях полёта ($H_{п}=11$ км, $M_{п}=0,9$) составлял 87,72 кг/(кН·ч).

В июле 1963 г. работы по двигателю были прекращены. Нарботка двигателя на стенде к этому времени составила 50 часов. На базе газогенератора этого двигателя разработан целый ряд ТРДД и ТРДДФ, которые выпускались большими партиями и устанавливались на многие самолёты.

В начале 60-х годов прошлого века был разработан двигатель для гражданской авиации НК-8 с взлётной тягой 93,1кН ($T_{г0}^* = 1140$ К). Компрессор низкого давления имел, как и на двигателе НК-6, две ступени вентилятора ($\pi_{в}^* = 2,15$) и две подпорных ступени. Степень двухконтурности понизили до 0,98 за счёт снижения суммарного расхода воздуха через двигатель путём уменьшения диаметра на входе в вентилятор до 1355 мм. За турбиной низкого давления была установлена камера смешения потоков внутреннего и наружного контуров, что позволило обеспечить в крейсерских условиях полёта ($H_{п}=11$ км, $M_{п}=0,9$) удельный расход

топлива 84,66 кг/(кН·ч). Двигатель стал первым серийным двигателем семейства НК-8.

Дальнейшим развитием двигателя НК-8 стал двигатель НК-8-4 – основной двигатель для самолёта Ил-62. За счёт увеличения температуры газа перед турбиной на 50 градусов ($T_{г0}^* = 1190 \text{ К}$), оптимизации совместной работы узлов с одновременным повышением степени двухконтурности ($m_0 = 1,04$ вместо 0,98 на двигателе НК-8) тяга на взлётном режиме возросла до 102,9 кН, а удельный расход топлива снизился до 82,6 кг/(кН·ч).

В 1970 г. для самолёта Ту-154 на базе двигателя НК-8 была сконструирована более экономичная модификация НК-8-2 с взлётной тягой $P_0 = 93,1 \text{ кН}$ и удельным расходом топлива 80,58 кг/(кН·ч). Снижение удельного расхода топлива было достигнуто за счёт повышения эффективности узлов двигателя. В 1972 г. создана модификация НК-8-2У с взлётной тягой 102,9 кН и удельным расходом топлива 78,13 кг/(кН·ч). Таких параметров удалось достигнуть путём повышения КПД узлов и увеличения температуры газа перед турбиной на 3,5% ($T_{г0}^* = 1230 \text{ К}$).

В 1974 г. на базе двигателя НК-8-2У для первого отечественного аэробуса был создан двигатель НК-86. Задача снижения удельного расхода топлива, которая ставилась при создании этого двигателя, решалась как путём увеличения параметров цикла ($T_{г0}^*$ была увеличена до 1172 К, а степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ до 12,93 за счёт постановки дополнительной подпорной ступени в компрессоре низкого давления), так и путём увеличения степени двухконтурности до $m_0 = 1,18$. Степень двухконтурности увеличена за счёт повышения суммарного расхода воздуха через двигатель до 288 кг/с путём увеличения диаметра на входе в вентилятор на 100 мм ($D_B = 1455 \text{ мм}$). В результате тяга двигателя повысилась до 127,4 кН, а удельный расход топлива снизился до 75,48 кг/(кН·ч).

Для первого в мире сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144 на базе двигателя НК-6 был создан ТРДДФ НК-144 с форсажной тягой на взлётном режиме 171,5 кН и $T_{г0}^* = 1360 \text{ К}$ (в модификации

НК-144А $P_{ф0} = 196 \text{ кН}$ и $T_{г0}^* = 1390 \text{ К}$). Для улучшения экономичности на крейсерском режиме ($H_{п} = 11 \text{ км}$, $M_{п} = 0,8$) применено частичное отключение охлаждения турбинных лопаток. Двигатель имеет камеру смешения и общую форсажную камеру. Добавлены две ступени к компрессору низкого давления (одна ступень вентилятора и одна подпорная ступень), что позволило повысить суммарную степень повышения давления в компрессоре до 14,75. Снижена степень двухконтурности до 0,6 за счёт снижения суммарного расхода воздуха через двигатель до 236 кг/с путём уменьшения диаметра на входе в вентилятор до 1355 мм (как на двигателях серии НК-8).

На базе двигателя НК-144 разработан ТРДДФ НК-22 для самолёта Ту-22М с $P_{ф0} = 196 \text{ кН}$ и $T_{г0}^* = 1390 \text{ К}$.

Для новых модификаций самолёта Ту-22М был создан трёхвальный ТРДДФ НК-25 со смешением потоков внутреннего и наружного контуров, с общей форсажной камерой и сверхзвуковым регулируемым соплом. Взлётная тяга на форсажном режиме 245 кН, удельный расход топлива 79,56 кг/(кН·ч) в длительных условиях полёта ($H_{п} = 11 \text{ км}$, $M_{п} = 0,8$). Двигатель имел сверхзвуковые режимы полёта. Температура газа перед турбиной на взлётном режиме 1600 К ($T_{г0}^* = 1630 \text{ К}$), степень двухконтурности $m_0 = 1,47$. Компрессор двигателя с $\pi_{к\Sigma}^* = 25,7$ включает в себя три ступени вентилятора ($\pi_B^* = 2,53$), пять ступеней компрессора среднего давления и семь ступеней компрессора высокого давления. Диаметр на входе в вентилятор 1455 мм.

На базе газогенератора двигателя НК-25 разработан ТРДД НК-56 для тяжёлых транспортных самолётов с взлётной тягой 176,4 кН и удельным расходом топлива 0,58 кг/(кН·ч) в условиях полёта $H_{п} = 11 \text{ км}$, $M_{п} = 0,8$. Задача была решена за счёт увеличения степени двухконтурности более чем в три раза (до 4,9).

Из условия оптимального распределения энергии между контурами степень повышения давления в наружном контуре была снижена до $\pi_B^* = 1,55$ (реализуется в одной ступени вентилятора), а чтобы не потерять

суммарную степень повышения давления в компрессоре ($\pi_{\kappa\Sigma}^* = 25,5$) добавлена одна подпорная ступень компрессора низкого давления и одна ступень на вход компрессора среднего давления. Расход воздуха через внутренний контур почти не изменился, а степень двухконтурности повысилась за счёт увеличения суммарного расхода воздуха через двигатель до 588 кг/с путём увеличения диаметра на входе в вентилятор до 2030 мм. Увеличение степени двухконтурности привело к росту работы турбины низкого давления и увеличению числа её ступеней до трёх.

В начале 80-х годов прошлого века возникла потребность в двигателях с тягой на взлётном режиме 156,8 кН. В связи с этим была разработана модификация двигателя НК-56 – двигатель НК-64. Снижение взлётной тяги до 156,8 кН было получено в основном за счёт снижения суммарного расхода воздуха через двигатель до 481 кг/с путём уменьшения диаметра на входе в вентилятор до 1860 мм, убрана подпорная ступень (степень двухконтурности упала до 4,1). Для обеспечения удельного расхода топлива 59,16 кг/(кН·ч) была увеличена напорность первой ступени компрессора среднего давления и напорность ступеней компрессора высокого давления ($\pi_{\kappa\Sigma}^* = 27,6$).

Приведённые материалы позволяют заключить, что изменения параметров рабоче-

го процесса, основных данных и экономичности двигателей Пермского ОАО «Авиадвигатель» и Самарского ОАО «Кузнецов» соответствуют основным тенденциям мирового авиационного двигателестроения (разд. 16.5 [2]).

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки), на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / [В.П. Деменчонок и др.]; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. - М.: Машиностроение, 1979. - 432 с.
2. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учеб. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичёв [и др.]; под общ. ред. В.В. Кулагина. - М.: Машиностроение, 2005. – 462 с.
3. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие [Текст] / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичёв [и др.] – Самара: СГАУ, 2009. - 201 с.

THE TASK OF CREATING THE BYPASS ENGINES OF VARIOUS THRUST LEVELS USING THE GIVEN GAS GENERATOR

© 2012 E. P. Kocherov¹, V. S. Kuzmichev², V. V. Kulagin², D. G. Fedorchenko¹

¹Open Society "Kuznezov", Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov
(National Research University)

Several ways of creating the bypass engines of various thrust levels using the given gas generator are described. Practice of creating the bypass engines using the given gas generator by the example of "Aviadvigatel" and "Kuznezov" engines is examined.

Modernization, given gas generator, engine family, gas turbine engine.

Информация об авторах

Кочеров Евгений Павлович, кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора, Открытое акционерное общество «КУЗНЕЦОВ», г. Самара. E-mail: kotherov@motor-s.ru. Область научных интересов: проектирование, конструкция и прочность элементов авиационных двигателей.

Кузьмичёв Венедикт Степанович, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kuzm@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, начальный уровень проектирования ГТД, оценка научно-технического уровня ГТД, САПР ГТД.

Кулагин Виктор Владимирович, кандидат технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kulvv@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, начальный уровень проектирования ГТД, идентификация математических моделей ГТД.

Федорченко Дмитрий Геннадьевич, кандидат технических наук, генеральный конструктор, Открытое акционерное общество «КУЗНЕЦОВ», г. Самара. E-mail: sntk@samtel.ru. Область научных интересов: динамика и прочность, конструкция авиационных двигателей и энергетических установок.

Kocherov Evgeny Pavlovitch, Candidate of technical Sciences, Deputy General Designer of Open Society "Kuznezov". E-mail: kotherov@motor-s.ru. Area of research: structure and strength of elements of aircraft engines.

Kuzmichev Venedikt Stepanovich, Doctor of technical Science, Professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: kuzm@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, initial level of gas turbine engine design, assessment of scientific and technological level of gas turbine engines, gas turbine engines computer-aided systems.

Kulagin Viktor Vladimirovich, Candidate of technical Science, Professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: kulvv@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, initial level of gas turbine engine design, identification of mathematical model of gas turbine engines.

Fedorchenko Dmitry Gennadyevich, Candidate of technical Science, General Designer of Open Society "Kuznezov". E-mail: sntk@samtel.ru. Area of research: dynamic and strength, design of aircraft engines and the power stations.