

# ЭФФЕКТИВНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ НАПРАВЛЯЮЩИМИ АППАРАТАМИ КВД В ТРДД С ПРИВОДОМ ВЕНТИЛЯТОРА ЧЕРЕЗ РЕДУКТОР



Сотрудники ЦИАМ и демонстрируют новый редуктор вентилятора разработки института на салоне "Двигатели 2012" зам. министра Минпромторга России Ю.Б. Слюсарю (крайний справа у редуктора)



ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова:  
**Фагим Шайхович Гельмедов**, начальник отдела, д.т.н.  
**Александр Игоревич Ланшин**, начальник отделения, д.т.н.  
**Александр Владимирович Челомбитко**, научный сотрудник  
**Лев Израилевич Швец**, начальник сектора, к.т.н.

*Исследуется возможность снижения температуры газа перед турбиной на взлетном режиме путем регулирования направляющих аппаратов в каскаде подпорных ступеней при обеспечении требуемых запасов газодинамической устойчивости.*

*The possibility of turbine inlet gas temperature decrease using booster variable guide vanes at take-off conditions is investigated with ensuring of required gas-dynamic stability margins.*

*Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, каскад подпорных ступеней, направляющий аппарат, эффективность управления.*

*Keywords: turbofan engine, booster cascade, guide vane, control efficiency.*

Развитие турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) характеризуется устойчивой тенденцией к росту такого показателя, как степень двухконтурности  $m$ , что связано с необходимостью снижения эксплуатационных расходов, прежде всего путём повышения топливной эффективности, а также выполнения все более жестких экологических норм, в частности, по уровню генерируемого шума. В новейших разработках ТРДД значения  $m$  уже достигли значений 10...12. Необходимость снижения уровня шума двигателей обусловила другую тенденцию - уменьшение окружной скорости вентилятора  $U_v$ .

Оба указанных фактора приводят к необходимости увеличения диаметра турбины вентилятора и числа ее ступеней, что допустимо лишь в ограниченных пределах. Альтернативой является редукторный привод вентилятора, что позволяет обеспечить его оптимальную частоту вращения при использовании высокооборотных каскада подпорных ступеней (ПС) и малоступенчатой турбины низкого давления (ТНД). Вопрос об использовании редуктора является дискуссионным в мировом авиадвигателестроении. Если фирмы General Electric и Rolls-Royce проявляют здесь известный консерватизм, то фирма Pratt&Whitney в течение ряда лет активно работает в данном направлении и полагает, что при  $m = 10...12$  и выше применение редуктора оправданно исходя из необходимости снижения массы силовой установки, числа деталей, эксплуатационных расходов, уровня шума и др.; это и нашло отражение в разработке семейства двигателей PW1000G (Pure Power), предлагаемого для четырех новейших самолетов различной размерности и назначения. Две модификации из этого семейства уже имеют значительную стендовую наработку и проходят летные испытания.

Ранее редукторы применялись, помимо турбовинтовых двигателей, в некоторых ТРДД небольшой размерности (TFE731, LF507). В разное время в отечественной промышленности также было выполнено несколько проектов ТРДД с редукторным приводом вентилятора, оставшихся нереализованными, за исключением опытного ТРДД сверхвысокой степени двухконтурности НК-93.

Поскольку, как указывалось, в ТРДД редукторной схемы каскад ПС (бустер) является высокооборотным, это создает предпосылки к росту величины степени повышения давления  $\pi_{пс}^*$  для увеличения одного из основных параметров термодинамического цикла  $\pi_{к\sigma}^*$ , непосредственно влияющего на топливную эффективность двигателя. Однако при этом на первый план может выйти

проблема обеспечения газодинамической устойчивости (ГДУ) каскада ПС. Как известно, в любом двухвальном ТРДД каскад ПС характеризуется пологим протеканием линии рабочих режимов на характеристике, что объясняется особенностями совместной работы ПС и компрессора высокого давления (КВД выполняет роль "выходной сети" для ПС). В результате, на пониженных режимах работы необходимые запасы ГДУ не могут быть обеспечены, и применяется перепуск воздуха в наружный контур. Это, естественно, отрицательно влияет на топливную эффективность. В относительно высоконапорном каскаде ПС редукторного ТРДД с высокой степенью двухконтурности эта проблема обостряется. Кроме того, такой каскад характеризуется более крутым снижением  $\pi_{пс}^*$  и приведенного расхода воздуха  $G_{пс.гр}$  при уменьшении приведенной частоты вращения  $n_{пс.гр}$ . Эта особенность имеет следствием то, что, например, на взлетных режимах, где величины  $n_{пс.гр}$  ниже, чем на расчетном (максимальном крейсерском или близком к нему) режиме, имеет место "недобор" расхода воздуха через газогенератор, который для получения заданных величин тяги приходится компенсировать повышением температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$ , что неблагоприятно сказывается на ресурсных показателях, особенно с учетом высокого уровня  $T_{г}^*$  в современных и перспективных двигателях.

В связи с этим представляется целесообразным исследовать такую возможность ограничения роста  $T_{г.взл}^*$  как применение в каскаде ПС регулируемых направляющих аппаратов (РНА), обеспечивающих увеличение  $G_{пс.гр}$  и  $\pi_{пс}^*$  без недопустимого снижения к.п.д. и запасов ГДУ на взлетных режимах. При таком регулировании величина  $n_{пс.гр}$  почти не изменяется, т.к. она определяется главным образом "большим" вентилятором, пропускающим в  $(m+1)$  раз больший расход воздуха и потребляющим значительно большую мощность. Кроме того, РНА является дополнительным средством обеспечения достаточных запасов ГДУ на дроссельных режимах (с пониженными  $n_{пс.гр}$ ) при ограничении расхода перепускаемого воздуха, однако данный аспект можно считать достаточно изученным. Исследование эффективности применения РНА в каскаде ПС в части возможности снижения величин  $T_{г.взл}^*$  составляет предмет данной статьи.

Исследование выполнено на примере двухвального ТРДД с взлетной тягой  $R_{взл} \cong 16\ 000$  кгс и степенью двухконтурности  $m_{взл} = 11$  ( $H = 0, M = 0$ ), с редукторным приводом вентилятора, с раздельным истечением потоков из наружного и внутреннего

контуров; сопло наружного контура - регулируемое. В качестве расчетного был принят максимальный крейсерский режим с  $R_{кр} = 3100$  кгс и  $m_{кр} = 10,5$  ( $H = 10668$  м,  $M = 0,82$ ).

Исходные данные для проектирования каскада ПС были сформированы на основе результатов расчетов параметров двигателя на основных режимах работы. Предварительно принято, что наружный диаметр на входе в подпорные ступени равен 1005 мм, относительный диаметр втулки на входе  $d = 0,8$ , число ступеней  $Z_{кнд} = 3$ .

С целью увеличения расхода воздуха через ПС на дроссельных режимах работы двигателя рассмотрены следующие варианты регулирования направляющих аппаратов (НА):

- 1) поворот только входного НА (ВНА),
- 2) поворот ВНА и НА 1-й ступени при соотношении углов поворота  $\Delta\alpha_{НА1}/\Delta\alpha_{ВНА} = 0,5$ ,
- 3) поворот ВНА и НА 1-й ступени при соотношении углов поворота  $\Delta\alpha_{НА1}/\Delta\alpha_{ВНА} = 1,0$ ,
- 4) поворот НА НА 1-й и 2-й ступеней при соотношении углов поворота  $\Delta\alpha_{ВНА} = \Delta\alpha_{НА1} = \Delta\alpha_{НА2}$ .

Проектирование каскада ПС проведено при следующих исходных параметрах:  $\pi_{пс}^* = 2,63$ ,  $G_{пс пр} = 53$  кг/с,  $n_{пс пр} = 7663$  об/мин. Проектировочные расчеты, выполненные с использованием программного комплекса [1] в 1D-приближении, указывают на следующие особенности каскада ПС:

- сравнительно низкий уровень аэродинамической нагруженности ступеней, о чем свидетельствуют значения коэффициентов теоретического напора ( $\dot{H}_T = 0,224...0,259$ ) и факторов диффузорности Либляйна рабочих колес (0,379...0,436) и направляющих аппаратов 1-й и 2-й ступеней (0,119 и 0,343 соответственно). Однако диффузорность межлопаточных каналов направляющего аппарата 3-й ступени оказалась повышенной (0,559), что было продиктовано необходимостью минимизации остаточной закрутки потока на его выходе; для предотвращения чрезмерного увеличения этого параметра пришлось сохранить некоторую закрутку, соответствующую значению угла на выходе из компрессора  $\alpha_{вых} = 75^\circ$ ;

- вследствие выбора сравнительно высокого значения окружной скорости на входе в РК 1-й ступени ( $U_{кр пр} = 403$  м/с) течение на входе в этот лопаточный венец оказалось сверхзвуковым ( $\lambda_{1в} = 1,068$ ); в рабочих колесах остальных ступеней течение дозвуковое;

- значения скоростей потока в направляющих аппаратах не превышают скорости звука; их распределение по ступеням оказалось немонокотным, что было следствием оптимизации, направленной на повышение к.п.д. и запасов ГДУ;

- скорость потока на выходе из компрессора имеет повышенный уровень ( $\lambda_{1вых} = 0,487$ ), что является следствием невозможности осуществить торможение осевой скорости в лопаточных венцах во избежание возрастания их диффузорности.

В результате выполнения проектировочных расчетов было установлено, что при заданной частоте вращения ротора могут быть получены следующие расчетные параметры каскада ПС:  $\pi_{пс}^* = 2,611$ ,  $\eta_{пс}^* = 0,857$ ,  $G_{пс пр} = 53$  кг/с.

Расчет характеристик спроектированного каскада ПС прове-

ден по методике, изложенной в [2]. Поле аэродинамических характеристик ПС с лопатками направляющих аппаратов, зафиксированными в проектном положении, представлено на рис. 1. Там же показаны две линии рабочих режимов, одна из которых (сплошная) соответствует режимам крейсерского полета ( $H = 11$  км,  $M = 0,8$ , МСА), а вторая (пунктирная) - земным статическим условиям, и граница устойчивой работы. Из рис. 1 следует, что соответствующие взлетным режимам, характеризуются не только пониженными по сравнению с максимальным крейсерским режимом значениями  $\dot{H}_{пс пр}$ , но и лежат на нижерасположенной рабочей линии, что и определяет существенно меньшие значения  $\pi_{пс вл}^*$  по сравнению с  $\pi_{пс крейс}^*$ .

Об эффективности регулирования подпорных ступеней различными средствами механизации компрессора можно судить по результатам расчетов характеристик, произведенных для трех значений относительной приведенной частоты вращения ротора  $\dot{n}_{пс пр} = 1,0, 0,9$  и  $0,8$  для четырех перечисленных вариантов регулирования НА. Выбор этих вариантов обусловлен постановкой задачи исследования, связанной с повышением пропускной способности внутреннего контура двигателя при обеспечении высоких значений к.п.д. и запасов устойчивости ПС на взлетном режиме. На рис. 2 в качестве примера показано изменение параметров ПС при  $\dot{n}_{пс пр} = 1,0$  в зависимости от угла установки лопаток ВНА.

Предварительная сравнительная оценка эффективности рассмотренных вариантов регулирования ПС дает основание отдать предпочтение варианту, предусматривающему поворот лопаток двух венцов (ВНА и НА 1-й ступени) в соотношении  $\Delta\alpha_{НА1}/\Delta\alpha_{ВНА} = 0,5$ . Этот вывод сделан с учетом того, что для рассматриваемого ТРДД относительная приведенная частота вращения ротора ПС на взлетных режимах находится в пределах  $\dot{n}_{пс пр} = 0,89...0,93$ , а на этих режимах, как показали расчеты, "раскрытие" лопаток ВНА в определенных пределах может осуществляться практически без снижения к.п.д. и с ограниченным снижением запаса ГДУ ПС.

Уточненный анализ параметров ПС (прежде всего запаса ГДУ) и, следовательно, выбор наиболее эффективного варианта регулирования НА ПС могут быть выполнены при рассмотрении параметров ПС в системе двигателя.

Исследование сравнительной эффективности указанных вариантов регулирования каскада ПС на параметры рассматриваемого двигателя было выполнено с использованием его математической модели, включающей (с помощью заранее выполненной аппроксимации) вышеописанные результаты расчетов характеристик ПС с учетом регулирования НА. Рассматривался взлетный режим работы, при этом "раскрытие" НА ограничивалось величиной  $\Delta\alpha_{ВНА} = +15^\circ$ .

Результаты расчетов подтвердили, что во всех рассмотренных вариантах регулирования поворот НА ПС незначительно влияет на частоту вращения ротора НД, поскольку, как указывалось, она определяется в первую очередь режимом работы вентилятора с большим расходом воздуха и, соответственно, подводимой мощностью. Суммарный расход воздуха через двигатель также остается практически неизменным.

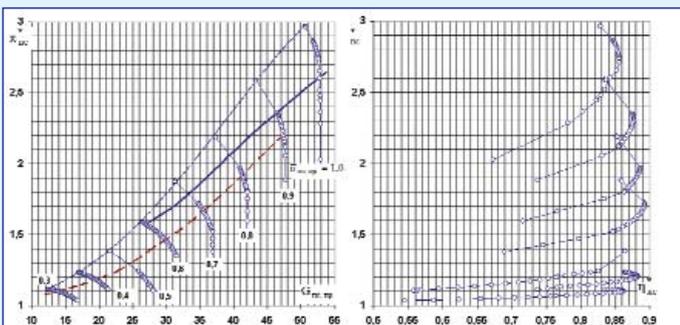


Рис. 1. Поле аэродинамических характеристик ПС с лопатками направляющих аппаратов, зафиксированными в проектном положении

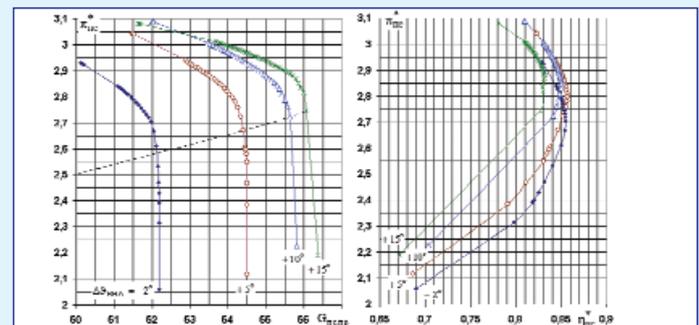


Рис. 2. Изменение параметров ПС при  $n_{пр} = 1,0$  в зависимости от угла установки лопаток ВНА

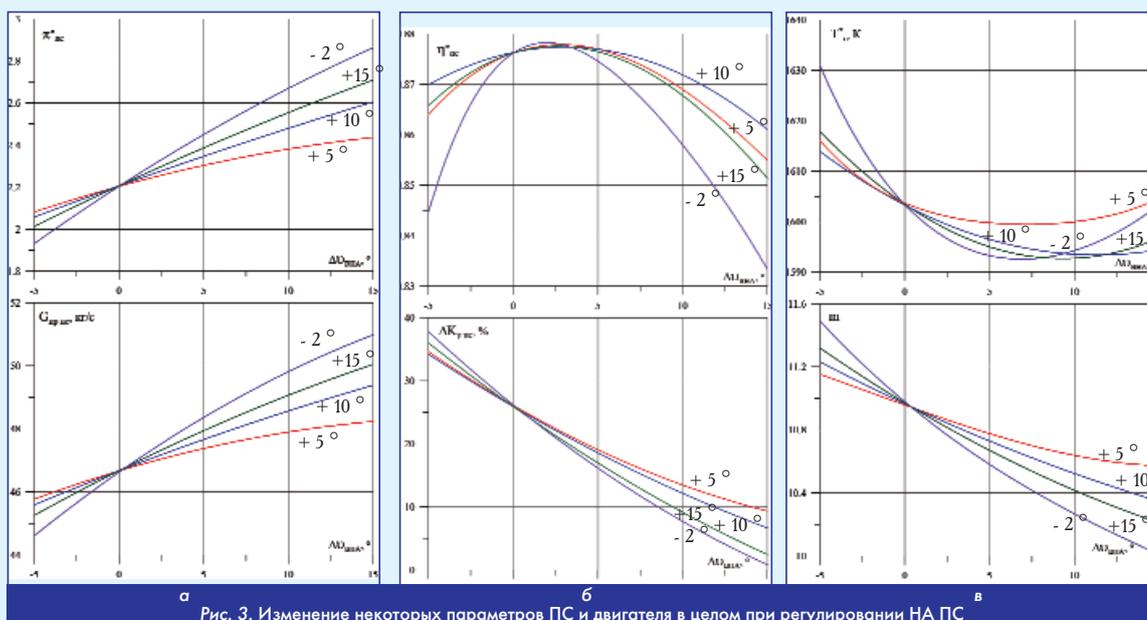


Рис. 3. Изменение некоторых параметров ПС и двигателя в целом при регулировании НА ПС

Изменение некоторых параметров ПС и двигателя в целом при регулировании НА ПС показано на рис. 3, а-в. Как видно, "раскрытие" НА приводит к увеличению приведенного расхода воздуха и степени повышения давления, тем больше, чем сложнее примененный вариант регулирования НА (рис. 3, а). Повышение  $\pi_{\text{ПС}}^*$  приводит к одновременному увеличению температуры за КНД, что влечет за собой снижение  $\eta_{\text{КВД}}^*$  и  $\pi_{\text{КВД}}^*$ , тем не менее суммарная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{\text{КС}}^*$  растет.

Увеличение  $\Delta U_{\text{ВНА ПС}}$  от исходного положения вначале сопровождается незначительным ростом к.п.д. ПС, а затем  $\eta_{\text{ПС}}^*$  снижается (рис. 3, б), причем наибольшая интенсивность изменения к.п.д. характеризует 4-й вариант регулирования (ВНА+НА1+НА2).

При "раскрытии" НА происходит снижение запаса газодинамической устойчивости  $\Delta K_{\text{у ПС}}$ , причем диапазон допустимого изменения  $\Delta U_{\text{ВНА ПС}}$  до достижения  $\Delta K_{\text{у min}}$  монотонно снижается от первого к четвертому варианту регулирования (рис. 3, б). Необходимо отметить, что минимально допустимые значения  $\Delta K_{\text{у ПС}}$  устанавливаются в каждом конкретном случае в зависимости от назначения самолета, диапазона эксплуатационных режимов и т.д.; в данной работе принято, что минимальный запас ГДУ  $\Delta K_{\text{у ПС min}} = 15\%$ .

Увеличение  $G_{\text{ПС}}$  и  $\pi_{\text{ПС}}^*$  при "раскрытии" НА ПС приводит к некоторому уменьшению степени двухконтурности  $m$ , что в сочетании с ростом  $\pi_{\text{КС}}^*$  обеспечивает тенденцию к снижению температуры газа перед турбиной  $T_g^*$  (при неизменной тяге), однако отмеченный выше экстремум по  $\eta_{\text{ПС}}^*$  приводит к появлению минимума по  $T_g^*$  (рис. 3, в).

В связи с тем, что минимальная температура  $T_g^*$  реализуется при углах "раскрытия" НА, на которых запас ГДУ ПС становится меньше допустимого (кроме 1-го варианта регулирования), сравнительный анализ производился для режимов работы, на которых углы поворота НА соответствуют минимально необходимым запасам  $\Delta K_{\text{у ПС}}$ .

Из анализа полученных результатов следует, что при "раскрытии" ВНА (1-й вариант регулирования) на  $6...7^\circ$  по сравнению с нулевым положением снижение температуры  $T_g^*$  составило всего 5,3 К. Для других вариантов регулирования снижение  $T_g^*$  равно 10,5 К для второго варианта, 11 К для третьего варианта и 12 К для четвертого варианта.

Необходимо отметить, что значение оптимального угла "раскрытия" зависит от параметров конкретного каскада ПС, выбора расчетных параметров и т.д. Можно предположить, что если на расчетном режиме работы двигателя в регулируемом НА принять отрицательные углы атаки, то характер изменения  $\eta_{\text{ПС}}^*$  и  $\Delta K_{\text{у ПС}}$  при "раскрытии" НА будет более пологим, что позволит получить количественно более существенный результат по снижению  $T_g^*$  взл. Об этом свидетельствует, в частности, характер изме-

нения зависимостей на рис. 3, а в в области  $\Delta U_{\text{ВНА ПС}} < 0$ . Так, если принять расчетное значение  $\Delta U_{\text{ВНА ПС}} = -5^\circ$ , то возможное снижение  $T_g^*$  взл для первого варианта регулирования возрастет до 14,4 К. Для второго и третьего вариантов величина  $T_g^*$  взл может быть снижена более чем на 20 К. Для четвертого, наиболее конструктивно сложного варианта регулирования такой подход, по-видимому, неприемлем ввиду значительного снижения  $\eta_{\text{ПС}}^*$  при отрицательных углах  $\Delta U_{\text{ВНА ПС}}$ . Данный воп-

рос требует отдельной проработки при проектировании конкретного каскада ПС.

Расширить диапазон регулирования НА без недопустимого снижения запаса ГДУ можно, например, путем применения надпорторного устройства.

Кроме того, эффективность рассмотренных вариантов регулирования КНД может быть повышена, если каскад ПС заранее спроектировать на несколько большую степень повышения давления, что обеспечит возможность поворота НА на большие углы при обеспечении необходимых запасов ГДУ на всех режимах и, соответственно, большего снижения  $T_g^*$  взл.

Проведенное исследование показало перспективность регулирования лопаток направляющих аппаратов высоконапорного каскада подпорных ступеней применительно к ТРДД с редукторным приводом вентилятора для снижения температуры газа перед турбиной на взлетных режимах работы двигателя.

На примере двухвального ТРДД с взлетной тягой  $R_{\text{взл}}$  около 16 000 кгс и степенью двухконтурности  $m_{\text{взл}} = 11$  с редукторным приводом вентилятора показано, что при оптимальном регулировании ("раскрытии") направляющих аппаратов (в данном случае, ВНА и НА1) на взлетном режиме может быть достигнуто снижение значения  $T_g^*$  более чем на 20 К (при неизменной тяге). Однако с учетом меньшего веса и конструктивной сложности предпочтение может быть отдано варианту с регулированием только ВНА, для которого возможно снижение  $T_g^*$  на 14 - 15 К.

Показано также, что эффективность регулирования РНА зависит от многих факторов (выбор регулируемых элементов, выбор проектных параметров ПС, располагаемые запасы устойчивости и др.). Кроме того, необходима отработка алгоритмов управления элементами РНА, обеспечивающих достаточные величины запасов устойчивой работы каскада ПС в широком диапазоне эксплуатационных режимов.

Литература

1. Сачкова Н.Г. Математическое моделирование течения в компрессорах для проектирования, доводки и обеспечения газодинамической устойчивости//Научный вклад в создание авиационных двигателей, кн. 2. - М.: Машиностроение, 2000.
2. Гельмедов Ф.Ш., Милешин В.И., Сальников В.С., Сачкова Н.Г., Талызина В.С. Методология проектирования осевых компрессоров//Теплоэнергетика. - 2002. - № 9. ООО МАИК. Наука/Интерпериодика.

Связь с автором: shvets@ciam.ru, avchel@ciam.ru