

РАЗДЕЛ I. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД. ТЕЧЕНИЕ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ В ЭЛЕМЕНТАХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Н. В. Первышин

РЕГУЛИРОВАНИЕ РЕАКТИВНЫХ СОПЕЛ КАК СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДТРД С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ ДВУХКОНТУРНОСТИ

УДК 621.45.01

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

P — давление,
 T — температура,
 c — скорость потока,
 γ — удельный вес,
 R_v — газовая постоянная воздуха,
 y — степень двухконтурности,
 π_v — степень повышения давления
в вентиляторе,
 π_k — степень повышения давления
во внутреннем контуре,
 $\pi_{\text{ж}}$ — степень повышения давления
за счет скоростного напора,
 $\sigma_{\text{вх}}$ — коэффициент восстановления
давления во входном канале,
 $\sigma_{\text{в}}$ — коэффициент восстановления
давления во втором контуре,
 κ — показатель адиабаты,

n — показатель политропы,
 $q(\lambda)$ — относительная плотность
потока

$$q(\lambda) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

η_v — к. п. д. вентилятора

ИНДЕКСЫ

H — невозмущенная атмосфера,
1 — вход в вентилятор,
3 — сечение перед турбиной,
5 — сечение на выходе из реактив-
ного сопла,
II — второй контур
* — полные параметры.

Большинство современных отечественных и иностранных двухконтурных двигателей имеют умеренную степень двухконтурности, степень повышения давления в вентиляторе около двух и общую систему выхлопа с предварительным смешением потоков внутреннего и наружного контуров. Такие двигатели характеризуются критическим истечением продуктов сгорания из сопла как на взлетном режиме, так и в условиях крейсерского полета.

Новое поколение двухконтурных двигателей имеет более высокие значения температуры газов перед турбиной, степени повышения давления во внутреннем контуре и значительно большие степени двухконтурности ($y=5\div 8$). Выхлоп продуктов сгорания из внутреннего контура и воздуха из второго контура осуществляется у этих двигателей отдельно. С увеличением степени двухконтурности целесообразно уменьшить степень повышения давления в вентиляторе.

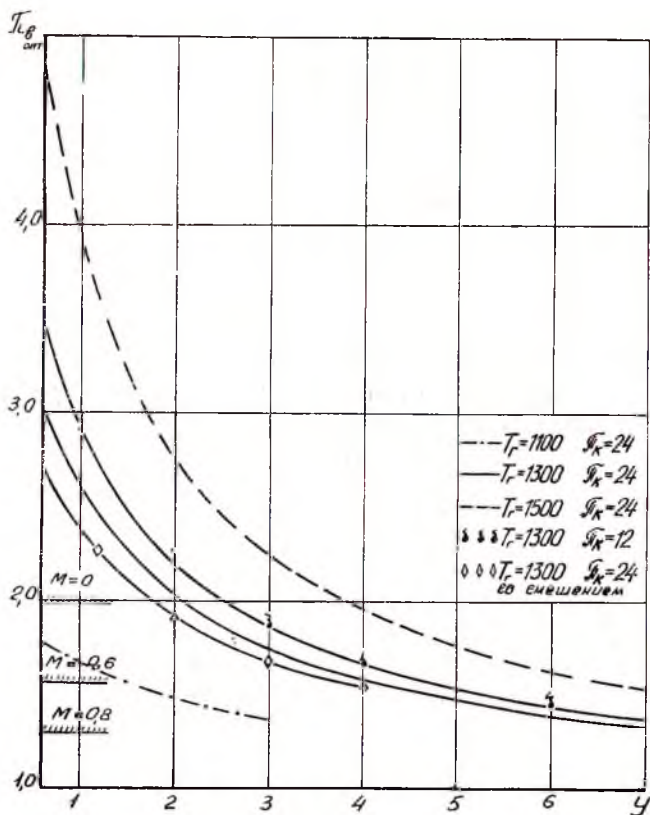


Рис. 1. Зависимость оптимальной степени повышения давления в вентиляторе от степени двухконтурности

На рис. 1 показана зависимость оптимальной степени повышения давления в вентиляторе от степени двухконтурности для различных температур газа перед турбиной и различных степеней повышения давления во внутреннем контуре. Горизонтальными линиями показаны значения степени повышения давления в вентиляторе для чисел M полета 0, 0,6 и 0,8, ниже которых имеют место дозвуковые скорости истечения из сопла.

Таким образом, при низких степенях двухконтурности на взлетном режиме и в полете в широком интервале приведенных чисел оборотов реализуется критический режим истечения, и, следовательно, положение линии совместной работы на характеристике вентилятора остается неизменным во всех условиях полета. Только при низких приведенных числах оборотов вне области основных режимов работы двигателя имеет место дозвуковое истечение из сопла.

У двухконтурных двигателей с высокой степенью двухконтурности на взлетном режиме воздух из сопла второго контура выходит с дозвуковой скоростью, и в широком диапазоне условий полета сопло работает при докритических режимах истечения. У таких двигателей на рабочих режимах степень повышения давления в вентиляторе при постоянном приведенном числе оборотов уменьшается с увеличением скорости полета.

Уравнение линии рабочих режимов на характеристике вентилятора при критическом истечении из сопла, полученное проф. А. Л. Клячкиным [1], выглядит следующим образом:

$$\pi_{\text{в}} = \left[\frac{a_1}{1 + \frac{1}{y}} q(\lambda_1) \right]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad (1)$$

где

$$a_1 = \frac{F_1}{F_{511} \sigma_{11}}.$$

В рассматриваемом случае значение $\pi_{\text{в}}$, помимо постоянных величин, зависит от относительной плотности потока на входе в вентилятор и степени двухконтурности, которая в общем случае для конкретного двигателя является переменной величиной, зависящей от режима работы.

Уравнение линии рабочих режимов на характеристике вентилятора при дозвуковых скоростях потока на выходе из реактивного сопла второго контура можно получить следующим образом.

Напишем уравнение расхода для сечений на входе в вентилятор и на выходе из реактивного сопла второго контура

$$m \frac{P_1^*}{V T_1^*} F_1 q(\lambda_1) = \left(1 + \frac{1}{y} \right) F_{511} c_{511} \gamma_{511},$$

где

$$m = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \cdot \sqrt{\frac{g}{R_{\text{в}}}}.$$

Подставляя:

$$c_{511} = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} R_{\text{в}} T_{511}^*} \left[1 - \left(\frac{P_{\text{в}}}{\sigma_{11} \cdot P_{211}^*} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right],$$

$$\gamma_{511} = \frac{P_{\text{в}}}{R_{\text{в}} T_{511}^*},$$

$$T_{511} = T_{511}^* \left(\frac{P_{\text{в}}}{\sigma_{11} \cdot P_{211}^*} \right)^{\frac{n-1}{n}},$$

$$P_1^* = \pi_{\text{в}} \cdot \sigma_{\text{вх}} \cdot P_{\text{н}} \text{ (принимая } \sigma_{\text{вх}} = 1,0), \quad T_{511}^* = T_{211}^*,$$

после преобразований получим:

$$\pi_n = \frac{1}{\pi_v \cdot \sigma_{11}} \left[\left(\frac{a_2 \pi_n q(\lambda_1)}{1 + \frac{1}{y}} \right)^2 \left(\frac{1}{\pi_v \sigma_{11}} \right)^{\frac{n-1}{n}} + 1 \right]^{\frac{n}{n-1}} \quad (2)$$

где

$$a_2 = m \frac{F_1}{F_{511}} \cdot \sqrt{\frac{1}{2 \frac{g}{R_b} \cdot \frac{k}{k-1}}}.$$

Таким образом, степень повышения давления вентилятора при докритическом истечении из сопла второго контура зависит от $q(\lambda_1)$, степени двухконтурности и степени повышения давления за счет скоростного напора. Величина a_2 зависит от степени двухконтурности и других параметров термодинамического цикла на расчетном режиме, но для конкретного двигателя является постоянной. Чем выше степень двухконтурности, тем значительно уменьшается степень повышения давления в вентиляторе при увеличении числа M_n .

Для определения темпа изменения π_n от π_v продифференцируем уравнение (2) по π_v при $q(\lambda_1) = \text{const}$, полагая в первом приближении, что степень двухконтурности не изменяется при изменении числа M_n . После преобразований получим

$$\frac{d\pi_n}{\pi_n} = \frac{1}{n-1} \frac{A-1}{A+1} \frac{d\pi_v}{\pi_v}, \quad (3)$$

где

$$A = \frac{1}{\frac{n-1}{\sigma_{11}^{\frac{n}{n-1}}}} \left(\frac{a_2 q(\lambda_1)}{1 + \frac{1}{y}} \right)^2 \pi_v^{\frac{n+1}{n}}.$$

При $q(\lambda_1) = q(\lambda_{взл})$ и степенях двухконтурности 2, 4, 8 коэффициенты пропорциональности $\frac{d\pi_n}{\pi_n} / \frac{d\pi_v}{\pi_v}$ имеют значения — 0,111; — 0,205; — 0,254.

В действительности эти значения получаются несколько меньше из-за роста степени двухконтурности при увеличении π_n для $q(\lambda_1) = \text{const}$. Темп снижения линий рабочих режимов зависит также от характера изменения $\eta_v = f(\pi_v)$.

Для обеспечения достаточного запаса устойчивой работы степень повышения давления в вентиляторе на взлетном режиме выбирается в области максимальных КПД вентилятора достаточно далеко от границы устойчивой работы. Тогда при докритическом истечении из сопла второго контура при крейсерских скоростях полета линия рабочих режимов оказывается в области пониженных КПД, особенно при высоких значениях $q(\lambda_1)$.

На рис. 2 показано положение линий рабочих режимов на характеристике вентилятора при различных степенях двухконтурности в различных условиях полета. В качестве абсциссы

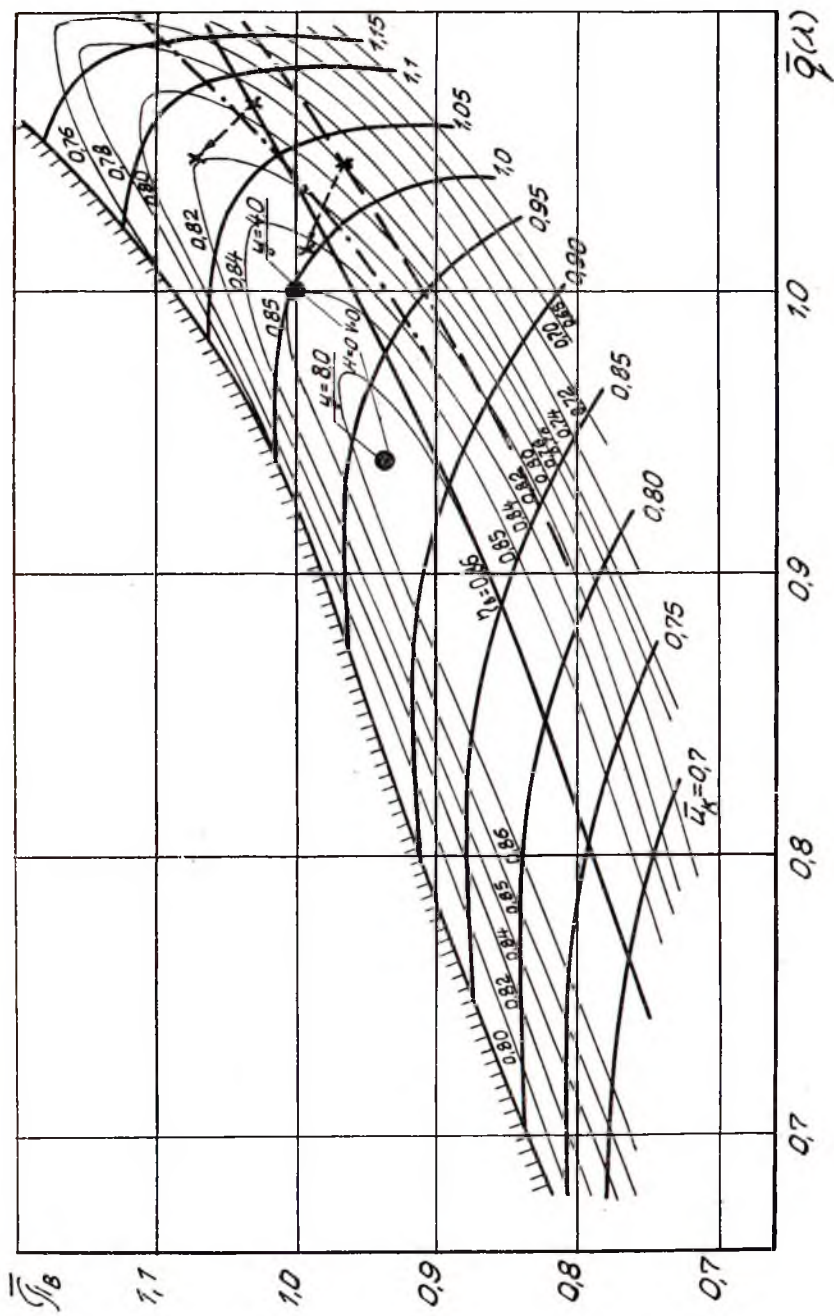


Рис. 2. Положение линий рабочих режимов на характеристике вентилятора при различных степенях двухконтурности

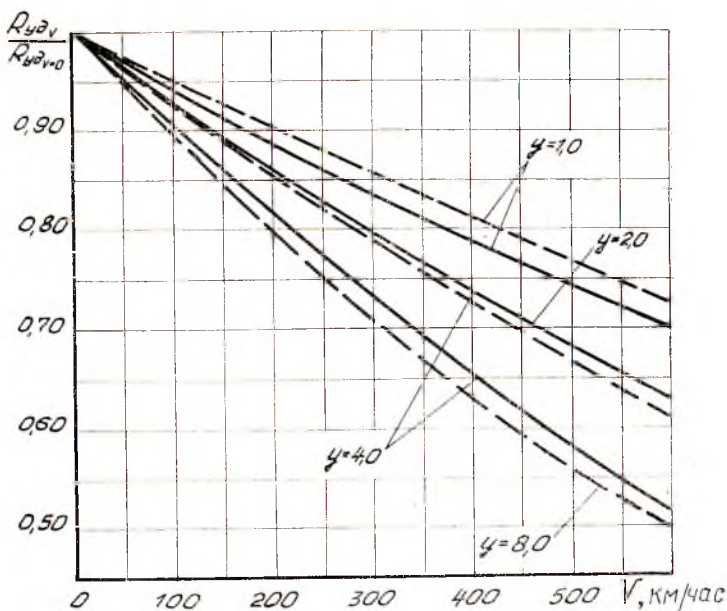


Рис. 3. Зависимость удельной тяги от скорости полета при различных степенях двухконтурности и температурах газа перед турбиной

— $T_{3 \text{ вкл}}^* = 1300^\circ\text{K}$; - - - $T_{3 \text{ вкл}}^* = 1500^\circ\text{K}$

здесь служит значение $q(\lambda_1)$, отнесенное к значению $q(\lambda_1)$ на взлетном режиме при степени двухконтурности, равной 4,0; ординатой — значение $\pi_{\text{в}}$, деленное на значение $\pi_{\text{в}}$ при $q(\lambda_1)=1,0$. Сплошной линией показана линия рабочих режимов при $M_{\text{п}}=0,8$ для степени двухконтурности $y=4,0$; пунктирной — для степени двухконтурности $y=8,0$ при том же числе $M_{\text{п}}$, точки соответствуют взлетному режиму. Крейсерские режимы работы двигателя, характеризующиеся отношением $R_{\text{кр}}/R_{\text{вкл}}=0,21$, оказываются в области низких КПД вентилятора, что приводит к значительному ухудшению удельного расхода топлива на этих режимах. Особенно сильно это сказывается на параметрах двигателя со степенью двухконтурности, равной 8,0.

Как известно, с увеличением степени двухконтурности происходит более резкое падение удельной тяги по скорости полета, вызванное уменьшением выходной скорости из реактивных сопел. На рис. 3 показано изменение удельной тяги двигателя от скорости полета на взлетном режиме на уровне моря при различных степенях двухконтурности: сплошные линии соответствуют $T_{3 \text{ вкл}}^*=1300^\circ\text{K}$, пунктирные — $T_{3 \text{ вкл}}^*=1500^\circ\text{K}$.

Если при $y=1,0$ и $T_{3 \text{ вкл}}^*=1500^\circ\text{K}$ увеличение скорости полета от 0 до 300 км/час приводит к уменьшению удельной тяги на 14%, то при $y=8,0$ и той же температуре продуктов сгорания сниже-

ние удельной тяги составляет 29%. Это обстоятельство определяет соотношение между статической тягой на взлетном режиме и тягой, развиваемой двигателем при отрыве от земли, при различных степенях двухконтурности, а также сказывается на характеристиках двигателя в крейсерских условиях полета [2].

В результате более резкого падения удельной тяги с увеличением степени двухконтурности возрастают отношения температуры газов перед турбиной и окружной скорости на крейсерском режиме в условиях полета к соответствующим значениям на взлетном режиме. Поэтому рекомендуется с увеличением степени двухконтурности уменьшать окружную скорость и значение $q(\lambda_1)$ на взлетном режиме, несмотря на то, что это связано с увеличением габаритов и веса двигателя. Эта рекомендация учтена на примере, приведенном на рис. 2: взлетный режим двигателя со степенью двухконтурности $y=8,0$ осуществляется при окружной скорости вентилятора на 6,5% меньшей, чем для двигателя со степенью двухконтурности, равной 4,0. Если бы этого не было сделано, то крейсерский режим оказался бы еще в более худших условиях. Но и в этом случае получается очень низкий КПД вентилятора.

Для повышения КПД вентилятора на крейсерских режимах в условиях полета следует увеличить степень повышения давления в вентиляторе, что можно осуществить уменьшением выходного сечения реактивного сопла второго контура. На рис. 2 пунктирными линиями показано смещение рабочих точек с помощью регулирования выходной площади реактивного сопла на характеристике вентилятора при постоянном значении тяги на крейсерском режиме. Точки совместной работы в крейсерских условиях полета получаются практически в области максимальных КПД. Для степени двухконтурности $y=4,0$ требуется уменьшить выходное сечение на 5,5%, а для степени двухконтурности $y=8,0$ — на 6,5%. При этом несколько уменьшается степень двухконтурности. Увеличение КПД вентилятора и степени повышения давления позволяет получить ту же тягу при меньших окружных скоростях ротора низкого давления и при меньших температурах газа перед турбиной, что благоприятно сказывается на обеспечении высокого ресурса двигателя, особенно работающего при очень высоких температурах перед турбиной.

На рис. 4 и 5 в качестве примера показаны зависимости снижения удельного расхода топлива, температуры газов перед турбиной и окружной скорости первой ступени вентилятора от относительной тяги в крейсерских условиях полета ($H=11$ км, $M_{\text{д}}=0,8$) при регулировании площади выходного сечения сопла второго контура.* Зависимости построены для двух значений степени двухконтурности — 4,0 и 8,0.

* По результатам расчетов, выполненных инж. Т. П. Кучинской и О. М. Жуковым.

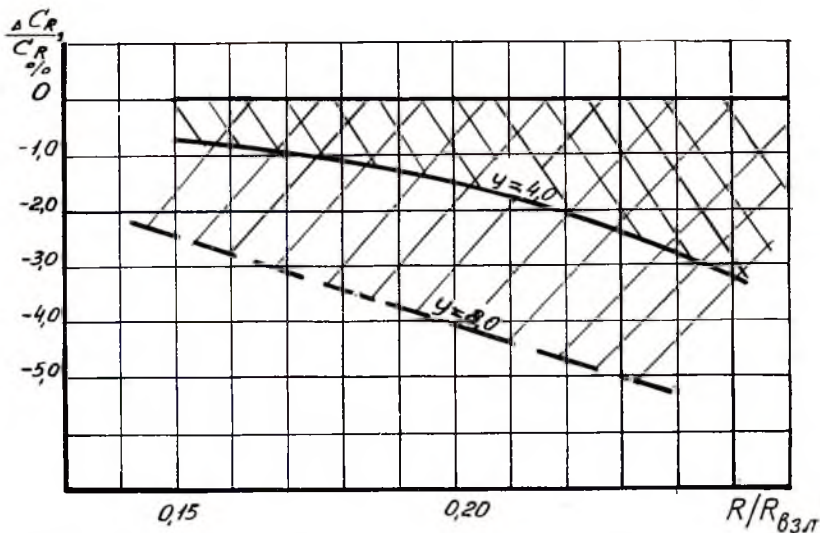


Рис. 4. Зависимость снижения удельного расхода топлива от тяги при регулировании площади сечения сопла второго контура ($H = 11$ км; $M_n = 0,8$)

Как следует из приведенных графиков, эффект регулирования площади сечения сопла второго контура усиливается с увеличением степени двухконтурности и приведенного числа оборотов ротора низкого давления. Если при степени двухконтурности $\gamma=4,0$ на крейсерских режимах работы уменьшение выходного сечения сопла приводит к снижению удельного расхода топлива на $2,0 \div 2,5\%$, снижению температуры газов на $\sim 1,0\%$ и уменьшению окружной скорости вентилятора на $1,0 \div 2,0\%$, то при степени двухконтурности $\gamma=8,0$ удельный расход топлива уменьшается на $4,0 \div 5,0\%$, температура газов перед турбиной — на $2,0 \div 3,0\%$ и окружная скорость вентилятора — на $3,0 \div 4,0\%$. На номинальном режиме влияние получается еще большим.

Величина выигрыша зависит, конечно, от конкретных характеристик вентилятора и других узлов, но при высоких степенях двухконтурности выигрыш получается достаточно большим, чтобы оправдать некоторое увеличение веса и усложнение двигателя вследствие применения регулируемого сопла. Его применение будет целесообразно, по-видимому, при степенях двухконтурности выше $4,0 \div 5,0$. Расчеты показывают, что достаточно иметь двухпозиционное сопло.

При применении регулируемого сопла взлетный режим можно осуществлять при несколько меньшем значении степени повышения давления в вентиляторе, так как ее положение на характеристике на режиме взлета не будет отражаться на крейсерских условиях. Не теряя заметно в удельной тяге, таким образом можно увеличить запасы устойчивой работы.

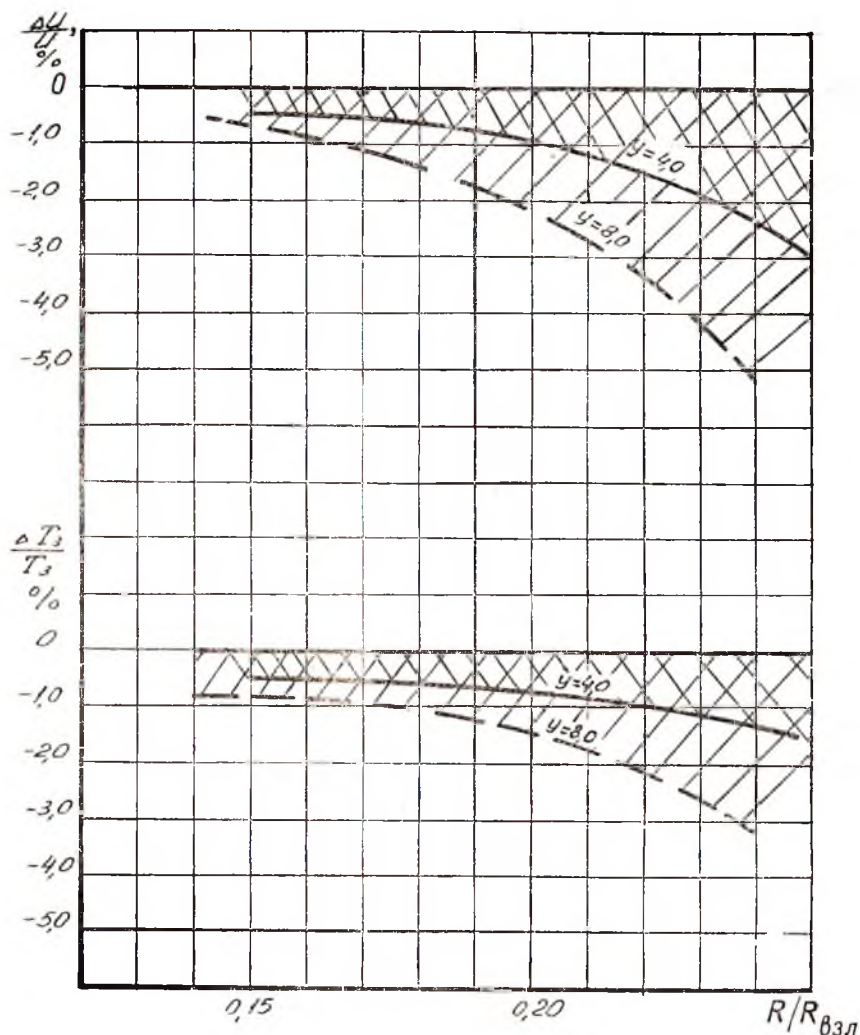


Рис. 5. Зависимость снижения температуры газов перед турбиной и окрестной скорости вентилятора от тяги при регулировании площади сечения сопла второго контура ($H = 11$ км, $M_n = 0,8$)

Точки совместной работы на характеристике компрессора низкого давления в некоторых условиях полета, в том числе и в крейсерских, также могут оказаться в зоне низких КПД. Обеспечить работу различных узлов при высоких КПД можно одновременным изменением выходных сечений сопел первого и второго контуров. Согласно расчетам в этом случае можно добиться дополнительного улучшения экономичности на 1,0—1,5%, что, естественно, связано с дополнительным увеличением веса

двигателя и усложнением конструкции, и, если бы речь шла только о снижении удельного расхода топлива на такую величину, регулирование сопла первого контура вряд ли было целесообразным.

Но регулируемое сопло первого контура может быть использовано для уменьшения уровня шума при заходе на посадку. У двигателей с высокой степенью двухконтурности вентилятор является мощным источником шума. Уменьшением сечения сопла первого контура при сохранении потребной тяги можно снизить число оборотов ротора вентилятора и тем самым — уровень шума.

В иностранной печати [3, 4] имелись сведения о применении регулируемых сопел на двухконтурных двигателях нового поколения. На двигателях фирмы Роллс-Ройс RB-207 и RB-211 применяются регулируемые сопла внутреннего контура для уменьшения уровня шума. Ранее сообщалось, что при проектировании двигателя RB.178—51 предусматривалось регулирование сопла (не указывалось, какого контура) с целью улучшения характеристик на крейсерском режиме.

Из сказанного следует, что регулирование сопел двухконтурных двигателей является эффективным средством улучшения экономичности в крейсерских условиях полета, снижения шума и увеличения запасов устойчивости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Клячкин А. Л. Двухконтурные турбореактивные, турбовентиляторные и турбовинтовые двигатели. РИИГА. Рига, 1964.
2. Первышин Н. В., Кучинская Т. П. К вопросу о выборе расчетной точки на характеристике вентилятора ДТРД с высокой степенью двухконтурности. ИВУЗ, «Авиационная техника», № 3, 1970.
3. The Rolls-Royce RB. 207 powerplant for the European airbus. Interavia AAE. 1967. XII. N 12., p. 1874—1875.
4. American Aviation 30 сентября 1968 г., т. 32, № 9, стр. 32.

УДК 621.45:533.697.4

И. Н. Денисов, Б. Д. Фишбейн, Ю. И. Цыбизов

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОМЕРНОГО ПОЛЯ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СУЖАЮЩЕГОСЯ СОПЛА

В различных газотурбинных установках и струйных устройствах поток обычно имеет неравномерное распределение параметров по сечению. В инженерной практике расчеты таких устройств проводятся по средним значениям параметров в рамках одномерной теории. Возникает необходимость в уточнении формул расчета действительных течений. С этим же вопросом связана и за-