

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕОДНОРОДНОСТИ ВХОДНОГО ПОТОКА ВОЗДУХА НА ТЯГУ ГАЗОТУРБИННОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А.

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия
e-mail: 30105@ciam.ru*

Рассмотрены методические подходы к разработке математической модели с применением метода «параллельных компрессоров», предназначенной для оценки влияния неоднородности входного потока на основные параметры авиационного двигателя. Продемонстрировано, что степень влияния входной неравномерности полного давления на тягу двигателя на двух рассмотренных режимах существенно различна. Полученные результаты расчетных оценок влияния неоднородности температурного поля на входе в двигатель показали, что зависимость относительного снижения тяги только за счет относительного подогрева имеет схожее протекание на двух рассматриваемых режимах (околозвукового маневрирования и сверхзвукового полета). При этом на режиме околозвукового маневрирования, соответствующем более высоким значениям приведенной частоты вращения обоих каскадов компрессора, падение тяги происходит менее интенсивно вследствие относительно меньшего снижения расхода воздуха через двигатель при уменьшении приведенной частоты вращения из-за увеличения температуры воздуха на входе. Что касается разницы между значениями суммарного падения тяги, которая и характеризует собственно влияние неравномерности входного поля температуры, то с ростом относительного подогрева на режиме околозвукового маневрирования она возрастает более интенсивно.

Ключевые слова: неравномерность полного давления и температуры на входе в двигатель, окружная неравномерность, радиальная неравномерность, метод параллельных компрессоров, снижение тяги двигателя.

Введение

При обтекании мотогондолы силовой установки летательного аппарата (ЛА) с газотурбинным двухконтурным двигателем (ТРДД) вследствие различных причин на вход в двигатель может поступать неоднородный поток воздуха. Наличие такой неоднородности входного потока оказывает негативное влияние на основные параметры силовой установки и, в первую очередь, на запас газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессоров, а также тягу газотурбинного двигателя (ГТД).

В общем случае неоднородный поток воздуха, поступающий в двигатель, характеризуется определенным распределением в плоскости входа скорости, давления и температуры; причем изменение этих параметров может быть как вдоль радиуса, так и в окружном направлении, а также комбинированным. Для упрощения входная неравномерность параметров обычно условно разбивается на окружную и радиальную составляющие, влияние которых рассматривается по отдельности.

Причины возникновения такого рода явлений могут быть вызваны как конструктивными особен-

ностями компоновки силовой установки на летательном аппарате (например, утопленное расположение двигателя внутри фюзеляжа), так и маневрами многорежимного самолета, связанными с повышенными углами атаки и скольжения [1, 2].

Распространенной причиной возникновения неравномерного поля давления на входе в двигатель при его расположении в задней части ЛА может служить попадающий на вход след от «отрыва» пограничного слоя с фюзеляжа самолета [3].

Тепловые возмущения потока, результатом которых может быть «температурная» неравномерность потока входного воздуха, могут возникать, например, при частичном «засасывании» выхлопной струи на вход в двигатель на режиме реверса в условиях посадки, а также при попадании горячих газов в результате применения специальных средств, расположенных на борту самолета военного назначения [4, 5]. Следует иметь в виду, что последний процесс носит достаточно быстротечный характер, в течение которого ТРДД не всегда успевает выйти на установившийся режим работы.

Как показывают результаты теоретических [6, 7] и экспериментальных исследований [8], входная неравномерность полного давления может существенно влиять на параметры ГТД и его узлов, в первую очередь, на запасы газодинамической устойчивости компрессоров и тягово-экономические характеристики двигателя.

Влиянию входной неравномерности полного давления на ГДУ посвящен целый ряд теоретических работ, подтвержденных большим количеством экспериментальных исследований и основанных на достаточно сложном нестационарном пространственном моделировании рабочего процесса в проточной части двигателя и его элементов [9–11].

Неравномерность поля полного давления и температуры на входе можно рассматривать как совокупность стационарной и нестационарной составляющих. В зависимости от характера этой неоднородности ее влияние на те или иные параметры может быть различно. Так, на запас газодинамической устойчивости, как на наиболее чувствительный к неоднородности на входе параметр, наибольшее влияние оказывает температурная неоднородность, а также окружная составляющая неравномерности полного давления и ее нестационарная составляющая [4, 12]. Что касается тяги двигателя, то, как показывают результаты проведенных расчетно-экспериментальных работ, как для температурной неоднородности, так и неравномерности полного давления влияние их радиальной и окружной составляющих достаточно близко, что позволяет при использовании одномерных математических моделей двигателя (ММД) рассматривать это влияние с единых методических позиций. При этом влияние нестационарной составляющей на тягу двигателя существенно меньше, что делает возможным в большинстве случаев этим влиянием пренебречь [4].

Имеющаяся на входе в двигатель неоднородность полей полного давления и температуры, предполагающая наличие в каждой точке сечения входа определенного сочетания значений давления, температуры и скорости потока, носит пространственный характер и в большинстве случаев требует для своего моделирования применения достаточно сложных 3D математических моделей, например, описанных в [5, 13]. Однако особенности инженерных оценок параметров и характеристик авиационных двигателей, прежде всего тяги и удельного расхода топлива в условиях эксплуатации при неоднородном входном поле полного давления и температуры, позволяют применение упрощенных подходов, основанных на использовании ММД первого

уровня [14, 15] с внесением в нее определенных дополнений и изменений.

Применение метода «параллельных компрессоров» для оценки влияния неоднородности входного потока воздуха на тягу

Один из наиболее распространенных вариантов такого рассмотрения связан с применением известного метода «параллельных компрессоров», представленного в работах [16–20]. Ниже рассмотрены основные особенности этого метода для случая, когда на входе в двигатель имеется стационарное неоднородное поле полного давления и температуры (влияние нестационарности параметров входного потока не учитывается).

Моделирование неоднородности полей полного давления и температуры при рассматриваемой «квазиодномерной» постановке производится следующим образом. Вся площадь входа условно разбивается на несколько областей, например в виде секторов (в самом простом случае, на примере которого ниже будет рассмотрено применение данного метода, — на два сектора), внутри которых поток считается однородным.

Элементы тракта сжатия (вентилятора и компрессоров) представляются в виде параллельно расположенных узлов, имеющих одинаковые частоту вращения и характеристики, но различные условия на входе по температуре и полному давлению.

Режим работы каждого из каскадов «параллельных» компрессоров определяется исходя из следующих допущений. Предполагается, что при равномерном входном температурном поле (что соответствует одинаковым значениям приведенной частоты вращения $n_{пр}$) рабочая точка на характеристике части компрессора с более низким уровнем давления на входе расположена несколько левее и выше (или только выше — для вертикальных напорных веток), чем точка на характеристике части компрессора с более высоким уровнем давления. При температурной неравномерности рабочая точка части компрессора с более высоким уровнем температуры на входе располагается левее на напорной ветке с более низким значением $n_{пр}$, чем точка на характеристике части компрессора с более низким уровнем температуры; при этом значения степени повышения давления в обеих частях компрессора достаточно близки [4]. Такое «расползание» рабочих точек вполне физично и качественно обосновывается в ряде работ, например [13, 19].

В качестве граничного условия, определяющего положение рабочей точки на характеристиках «параллельных» компрессоров, принимается усло-

вие равенства статического давления за каждым каскадом компрессора, а также уравнения неразрывности для суммарного расхода воздуха всего каскада компрессора с учетом возможного отбора воздуха на самолетные и двигательные нужды. На входе в камеру сгорания и ниже по течению поток рабочего тела считался одномерным и однородным.

Разработанная математическая модель ГТД на примере двухвального ТРДД основывается на принципиальных подходах, связанных с формализацией алгоритма расчета параметров и характеристик двигателя и сводимых к решению системы нелинейных уравнений, описывающих условия взаимодействия составных частей и элементов в системе двигателя [15].

В связи с допущениями о разделении каждого каскада компрессора на несколько (в данном случае — на два) «параллельных» элементов сжатия система определяющих уравнений значительно расширяется за счет дополнительных уравнений неразрывности и условий равенства частот вращения для одноименных каскадов компрессора, а также уравнений, определяющих описанные выше граничные условия на выходе из вентилятора и компрессора высокого давления (КВД) соответственно. В качестве дополнительных независимых переменных используются параметры, характеризующие положение рабочей точки на характеристике той части каскадов компрессора, которая работает при значениях полного давления и температуры на входе, отличных от соответствующих параметров основного потока — относительные значения приведенной частоты вращения и угла наклона отрезка прямой, соединяющей начало координат и положение рабочей точки на характеристике этой части компрессора [15].

В качестве объекта исследования, на примере которого были продемонстрированы возможности оценки влияния неоднородности входных полей полного давления и температуры на тягу авиационного ГТД, рассмотрен двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель с уровнем проектных параметров, соответствующим 4-му поколению (температура газа перед турбиной 1650 К, суммарная степень повышения давления в компрессорах ~25, степень двухконтурности ~0,5).

Ниже рассмотрено по отдельности влияние на тягу двигателя неравномерности полного давления и температурной неоднородности на наиболее характерных режимах его работы.

Влияние неравномерности полного давления на входе в двигатель на его тягу

Снижение полетной тяги в случае неоднородного входного потока происходит вследствие как уменьшения общего уровня полного давления по тракту двигателя (которое приводит к снижению физического расхода воздуха через двигатель, а также перепада давлений на реактивном сопле и, соответственно, удельной тяги двигателя), так и дополнительных потерь полного давления из-за «размывания» областей с различным уровнем полного давления в элементах сжатия.

Каждая из этих двух составляющих имеет свою собственную природу, в связи с чем представляет интерес оценить по отдельности их вклад в общий эффект снижения тяги вследствие наличия неоднородного поля полного давления на входе в двигатель.

Влияние неравномерности полного давления на тягу рассматриваемого двигателя оценивалось на двух характерных для сверхзвукового пассажирского самолета крейсерских режимах полета на высоте $H = 11$ км: сверхзвуковом с числом Маха полета $M = 2$ и дозвуковом — $M = 0,8$.

При проведении расчетной оценки в качестве базового значения коэффициента восстановления полного давления выбиралось значение, соответствующее скорости полета для типового воздухозаборника внешнего сжатия $\sigma_{ст}$ [4], при этом область пониженного давления характеризовалась относительным значением площади \bar{F} и коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{мин}$. Перечисленные выше параметры наряду с условиями полета однозначно определяют поле полного давления на входе в двигатель.

В связи с тем, что целью работы являлась оценка влияния на тягу двигателя именно неравномерности поля давления на входе, расчетное исследование проводилось при условии неизменных значений как базового значения $\sigma_{ст}$, так и осредненного значения коэффициента восстановления полного давления на входе $\sigma_{ср} = \sigma_{ст}(1 - \bar{F}) + \sigma_{мин}\bar{F}$. В расчетных оценках значение $\sigma_{ср}$ параметрически принималось на 3, 5 и 6,5% ниже базового значения $\sigma_{ст}$.

Исходя из этого до начала исследования влияния неравномерности были последовательно проведены расчеты параметров исследуемого двигателя в рассматриваемых условиях полета в предполо-

жении однородного потока на входе при значениях коэффициента восстановления полного давления в воздухозаборнике, равных базовому $\sigma_{ст}$ и осредненному $\sigma_{ср}$, а затем определялась относительная разница в значениях исходной тяги $R_{исх}$ при базовом значении $\sigma_{ст}$ и тяги $R_{ср}$ при осредненном значении $\sigma_{ср}$

$$\Delta \bar{R}_{\sigma} = \frac{R_{исх} - R_{ср}}{R_{исх}},$$

характеризующая влияние на тягу понижения общего уровня полного давления рабочего тела вдоль всего проточного тракта двигателя.

В процессе проведения параметрических расчетов для каждого выбранного относительного значения площади области пониженного давления \bar{F} , которая варьировалась в пределах от 0,3 до 0,8, подбиралось значение

$$\sigma_{мин} = \frac{\sigma_{ср} - (1 - \bar{F})\sigma_{ст}}{\bar{F}},$$

а затем вычислялись значения параметра неравномерности

$$\Delta \sigma_{нер} = \frac{\sigma_{ср} - \sigma_{мин}}{\sigma_{ср}}.$$

Далее для каждого варианта поля полного давления на входе оценивалась тяга двигателя $R_{нер}$ и вычислялась относительная разница по сравнению с исходным значением тяги $R_{исх}$

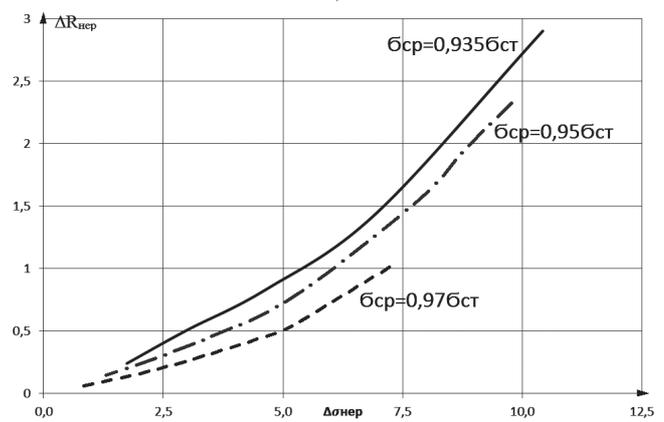
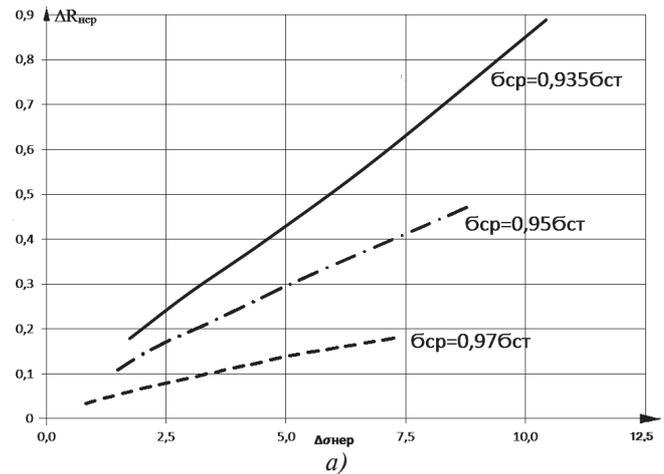
$$\Delta \bar{R}_{сум} = \frac{R_{исх} - R_{нер}}{R_{исх}},$$

а также относительное снижение тяги только вследствие неравномерности

$$\Delta \bar{R}_{нер} = \Delta \bar{R}_{сум} - \Delta \bar{R}_{\sigma}.$$

Зависимость снижения тяги вследствие влияния неравномерного поля полного давления $\Delta R_{нер}$ от показателя неравномерности $\Delta \sigma_{нер}$ для дозвукового крейсерского режима показана на рис. 1,а, а для сверхзвукового — на рис. 1,б.

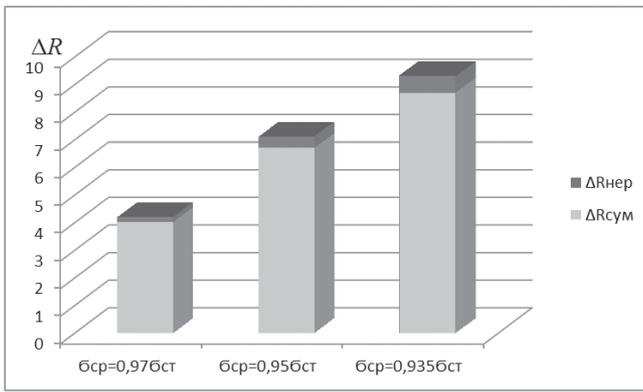
Из анализа представленных на рис. 1 результатов следует, что степень влияния входной неравномерности на тягу двигателя на двух рассмотренных



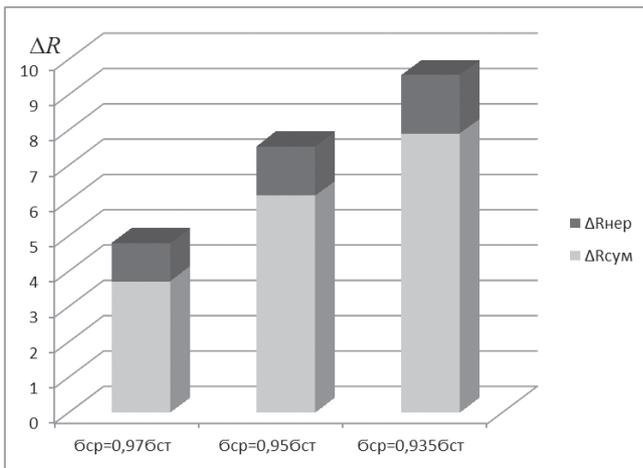
б)

Рис. 1. Влияние входной неоднородности на тягу двигателя на дозвуковом (а) и сверхзвуковом (б) крейсерских режимах полета

режимах существенно различна. На дозвуковом крейсерском режиме более слабое влияние связано, в первую очередь, с тем, что рабочие точки на характеристиках каскадов компрессоров находятся на практически вертикальных участках напорных веток, что приводит к незначительным изменениям приведенного расхода воздуха при увеличении зоны компрессора, работающего при пониженном давлении на входе. В связи с этим доля снижения тяги двигателя собственно вследствие неравномерного поля полного давления $\Delta R_{нер}$ по отношению к суммарному снижению тяги $\Delta R_{сум}$ крайне незначительна (рис. 2,а). При сверхзвуковом крейсерском полете приведенная частота вращения вентилятора заметно ниже, и смещение рабочей точки на пологой напорной ветке вверх и влево приводит к более значительным изменениям расхода воздуха через двигатель, а следовательно, и его тяги. В этом случае доля снижения тяги двигателя собственно вследствие неравномерного поля полного давления $\Delta R_{нер}$ по отношению к суммарному снижению тяги



а)



б)

Рис. 2. Составляющие снижения тяги двигателя вследствие неоднородности входного поля полного давления при дозвуковом (а) и сверхзвуковом (б) крейсерском полете

$\Delta R_{сум}$ гораздо больше и может составлять от четверти до трети (рис. 2, б).

При одинаковых значениях показателя неравномерности $\Delta\sigma_{нер}$ возрастание различия между базовым и осредненным значением коэффициента восстановления полного давления связано со снижением величины $\sigma_{мин}$, а следовательно, увеличением разности давлений и скоростей в области основного потока и потока с более низким давлением, что приводит к дополнительным потерям при взаимодействии и «размывании» этих двух областей.

Влияние неоднородности температурного поля на входе в двигатель на его тягу

Проведение расчетной оценки влияния входной тепловой неоднородности на тягу двигателя осуществлялось на двух режимах полета: режиме околозвукового маневрирования на средней высоте и режиме сверхзвукового полета.

В качестве законов управления двигателем было выбрано характерное для ТРДДФ 4-го поколения поддержание постоянными и равными взлетным значениям температуры газа T_r^* в критическом сечении соплового аппарата турбины высокого давления (ТВД), значения суммарного коэффициента избытка воздуха в форсажной камере α_Σ и суммарной степени понижения давления в турбине π_{Σ}^* .

Исходя из особенности постановки задачи (оценки влияния непосредственно неравномерности поля температуры на входе), методика исследования состояла из двух частей. На первом этапе для определения базового значения тяги двигателя $R_{исх}$ был выполнен его расчет при однородном потоке и значениях параметров (прежде всего, температуры T_n^*) на входе, соответствующих режимам полета в стандартных атмосферных условиях (САУ). После этого параметрически, задавая последовательно различный уровень превышения температуры «горячего» потока $T_{гор}^*$ над температурой невозмущенного потока T_n^* ($\Delta T_b^* = T_{гор}^* - T_n^*$) в диапазоне от 0 до 70 К, последовательно проводились следующие действия:

- оценивалось среднее значение температуры на входе $T_{ср}^*$ ($T_{ср}^* = T_n^*(1 - \bar{F}) + T_{гор}^*\bar{F}$) при условии,

что типовая область теплового возмущения \bar{F} составляет 30% от общей площади входа в двигатель;

- рассчитывалось значение тяги двигателя $R_{ср}$ в условиях однородного потока и повышенной температуры на входе, равной $T_{ср}^*$, и вычислялось ее относительное уменьшение по сравнению с базовым значением $\Delta \bar{R}_{ср} = \frac{R_{исх} - R_{ср}}{R_{исх}}$;

$$\Delta \bar{R}_{ср} = \frac{R_{исх} - R_{ср}}{R_{исх}};$$

- определялось значение тяги двигателя в условиях тепловой неоднородности $R_{нер}$ и вычислялось ее относительное снижение в этих условиях

$$\Delta \bar{R}_{\Sigma} = \frac{R_{исх} - R_{нер}}{R_{исх}};$$

- оценивалось относительное уменьшение тяги собственно вследствие температурной неоднородности $\Delta \bar{R}_{нер} = \Delta \bar{R}_{\Sigma} - \Delta \bar{R}_{ср}$.

Как отмечалось выше, снижение тяги при наличии неоднородности входного потока по темпе-

ратуре $\Delta\bar{R}_\Sigma$ можно условно разделить на две составляющие: первая $\Delta\bar{R}_{cp}$ — за счет повышения среднего уровня температуры T_n^* ; вторая $\Delta\bar{R}_{нер}$ — вследствие взаимодействия потоков с различными параметрами в разных областях элементов сжатия.

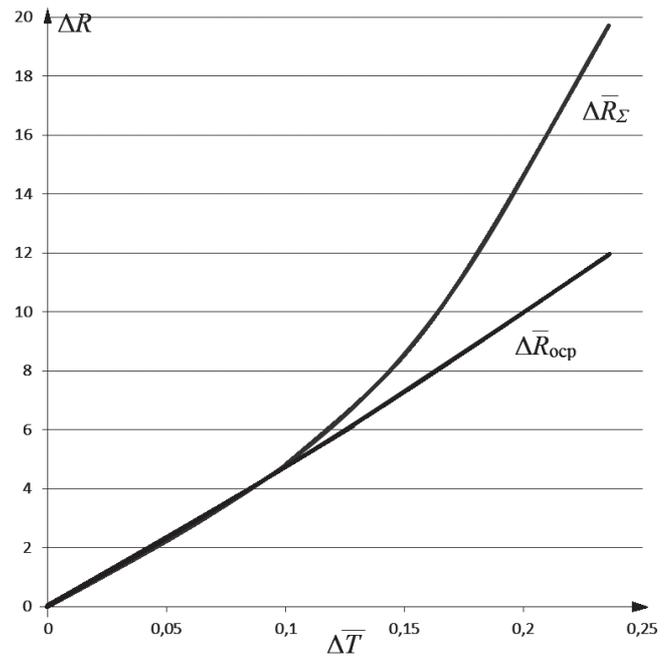
Падение тяги при повышении температуры входного потока $\Delta\bar{R}_{cp}$ происходит вследствие снижения степени подогрева рабочего тела в цикле T_Γ^* / T_n^* , которое, в свою очередь, приводит к уменьшению работы цикла, снижению скорости истечения газов из сопла и, как следствие, падению удельной тяги двигателя. Кроме того, снижение значения приведенной частоты вращения вентилятора, сопровождающее повышение температуры потока на входе, приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель, что дополнительно снижает тягу двигателя.

Вторая составляющая падения тяги (непосредственно связанная с влиянием неравномерности поля температуры на входе) $\Delta\bar{R}_{нер}$ определяется дополнительными потерями при взаимодействии потоков с различным уровнем давления, температуры и скорости, возникающим вследствие отличных друг от друга режимов работы отдельных «параллельных компрессоров».

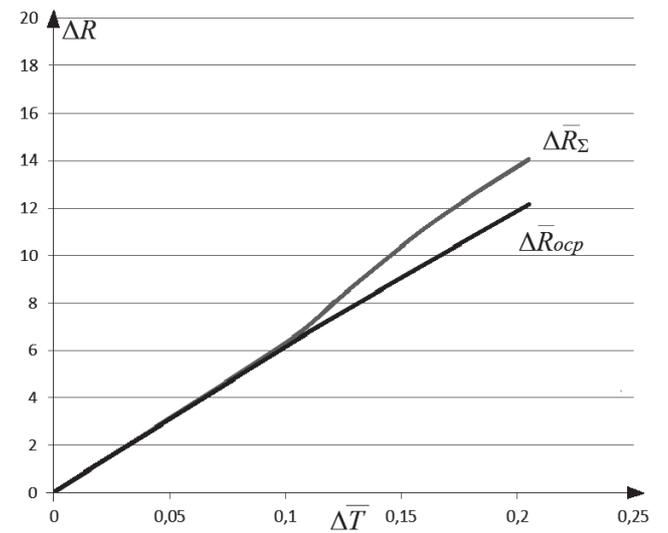
На рис. 3 представлена зависимость относительного снижения тяги, определенной в двух описанных выше условиях (суммарной — $\Delta\bar{R}_\Sigma$ и вследствие повышения среднего значения температуры на входе $\Delta\bar{R}_{cp}$), от параметра, характеризующего от-

носительный подогрев на входе $\Delta\bar{T} = \frac{\Delta T_B^*}{T_n^*}$, на двух рассматриваемых режимах полета: режиме маневрирования (рис. 3,а) и режиме сверхзвукового полета (рис. 3,б).

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод, что зависимость относительного снижения тяги $\Delta\bar{R}_{cp}$ от относительного подогрева $\Delta\bar{T}$ на входе имеет схожее протекание на двух рассматриваемых режимах, при этом на режиме околозвукового маневрирования, соответствующем более высоким значениям приведенной частоты вращения обоих каскадов компрессора, падение тяги $\Delta\bar{R}_{cp}$ происходит менее интенсивно вследствие



а)

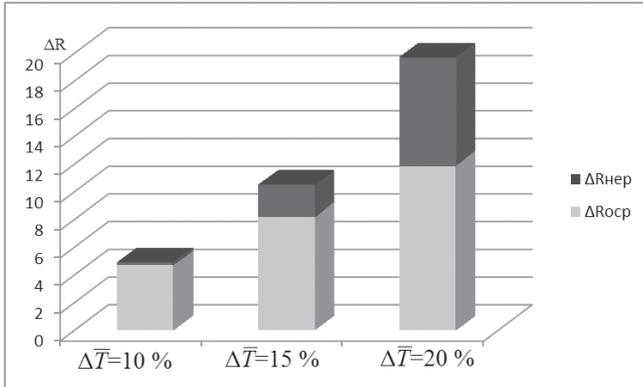


б)

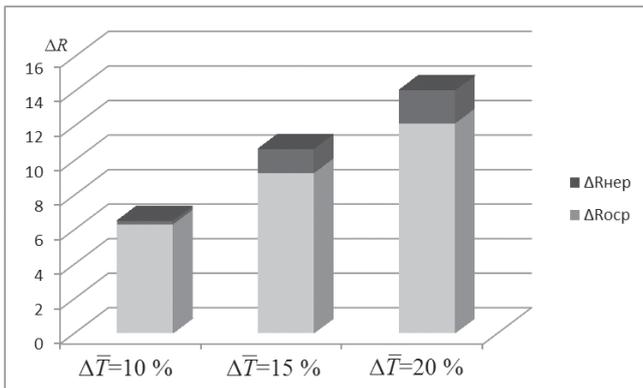
Рис. 3. Зависимость относительного снижения тяги $\Delta\bar{R}_\Sigma$ и $\Delta\bar{R}_{cp}$ от относительного подогрева на входе $\Delta\bar{T}$ на режиме околозвукового маневрирования (а) и режиме сверхзвукового полета (б)

относительно большего сгущения напорных веток, приводящего к меньшему снижению расхода воздуха через двигатель при уменьшении приведенной частоты вращения из-за увеличения температуры воздуха на входе. Что касается разницы между значениями $\Delta\bar{R}_\Sigma$ и $\Delta\bar{R}_{cp}$, которая и характеризует собственно влияние неравномерности входного поля температуры, то с ростом относительного подогрева $\Delta\bar{T}$ на режиме околозвукового маневрирования она возрастает более интенсивно. Это объясняется тем,

что на этом режиме вследствие меньшей разности расходов в проточной части «параллельных компрессоров» (более «густое» расположение напорных веток) разность скоростей, а следовательно, и статических давлений между потоками значительно выше, чем на режиме сверхзвукового полета, что и обуславливает больший уровень потерь при взаимодействии этих потоков (рис. 4).



а)



б)

Рис. 4. Составляющие снижения тяги двигателя вследствие температурной неоднородности для трех характерных уровней относительного подогрева $\Delta \bar{T}$ на режиме маневрирования (а) и сверхзвукового полета (б)

Расположение рабочих точек для рассматриваемых «параллельных компрессоров» на напорной характеристике компрессора представлено на рис. 5. Положение рабочей точки 1 соответствует области с «базовым» значением температуры T_n^* , а рабочей точки 2 — «горячей» области с повышенным значением температуры на входе $T_{гор}^* = T_n^* + \Delta T_B^*$ при условии, если бы каждая из этих частей компрессора работала независимо друг от друга на свою собственную камеру сгорания. В действительности же при совместной работе обоих «параллельных компрессоров» на одну сеть (в данном случае

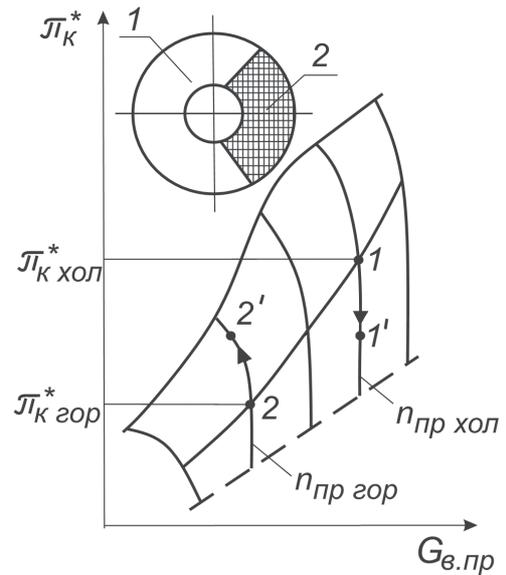


Рис. 5. Смещение рабочих точек на характеристике компрессора при температурной неравномерности на входе

— камеру сгорания) поток «холодной» части компрессора, несколько снижая свое давление (точка 1'), поджимает «горячую» часть компрессора, вследствие чего его рабочая точка смещается по напорной ветке вверх (точка 2'). Как результат, суммарный расход воздуха через рассматриваемый каскад компрессора уменьшается; также уменьшается и запас газодинамической устойчивости всего компрессора, определяемый запасом устойчивости его «горячей» части.

Выводы

Несмотря на то, что само явление неоднородности полей полного давления и температуры воздушного потока на входе в авиационный ГТД носит явно пространственный характер, для приближенной оценки влияния этих эксплуатационных факторов на основные параметры двигателя, прежде всего на его тягу, могут быть использованы одномерные ММД, основанные на обобщенном методе «параллельных компрессоров». При этом эффект изменения тяги можно рассматривать как сумму двух составляющих: первая связана с влиянием уменьшения среднего значения полного давления и/или повышения среднего значения температуры на входе в двигатель, а вторая — с дополнительными потерями давления при взаимодействии смежных областей «параллельных компрессоров», в которых потоки имеют различные значения скоростей, давлений и температур. Как показали результаты расчетных исследований, вторая составляющая относительного падения тяги вследствие неоднородности полного давления или температуры пото-

ка на входе может быть представлена как функция показателя этой неоднородности (для давления — величиной относительной неравномерности $\Delta\sigma_{\text{нер}}$, для температуры — величиной относительного подгрева $\Delta\bar{T}$), а также параметра, характеризующего режим работы двигателя, например приведенного значения частоты вращения вентилятора.

Библиографический список

1. Трифонов А.К., Колесинский П.Д., Злобин В.И. и др. Влияние турбулентности атмосферы, бокового ветра на характеристики дозвукового туннельного воздухозаборника // *Авиационная промышленность*. 2012. № 2. С. 6-10.
2. Longley J.P., Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration. NASA Technical Reports Server. 1992. Conference Paper 92-AD-20694, 18 p.
3. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Учет влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы при интеграции распределенной силовой установки и летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 1. С. 57-66.
4. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов ВВС: В 2 частях / Под ред. Ю.Н. Нечаева. — М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005/2006. — 366+448 с.
5. Краснов С.Е., Воробьева Н.Г. Влияние тепловых возмущений на устойчивость работы ГТД // *Техника воздушного флота*. 2012. №4. С. 32-44.
6. Архипов Д.В., Тумашев Р.З. Влияние радиальной неравномерности параметров потока при входе в рабочее колесо на газодинамические характеристики ступени осевого компрессора // *Вестник двигателестроения*. 2013. № 2. С. 130-135.
7. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors. Part I «Theoretical Compression System Model» // *Journal of Engineering for Power*. 1976. Vol. 98. No. 2, pp. 190-198. DOI: 10.1115/1.3446138
8. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors. Part II «Experimental Results and Comparison with Theory» // *Journal of Engineering for Power*. 1976. Vol. 98. No. 2, pp. 199-211. DOI: 10.1115/1.3446139
9. Краснов Д.С., Семерняк Л.И. Математическая модель процессов возникновения и развития неустойчивых режимов авиационных ГТД // *Техника воздушного флота*. 1999. № 1. С. 36-54.
10. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines // *ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air (May 8-11, 2006, Barcelona, Spain)*. 2006. Vol. 2, pp. 117-125. DOI: 10.1115/GT2006-90419
11. Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И., Таран Е.М. Оценка влияния входной радиальной неравномерности потока на параметры двухконтурных двигателей // *Авиационная промышленность*. 2012. № 2. С. 24-28.
12. Ye Wei, Qiao Weiyang & Hou Mingjie. Study for the Effect of Combined Pressure and Temperature Distortion on a Turbojet Engine // *Modern Applied Science*. 2011. Vol. 5. No. 3, pp. 123-129. DOI: 10.5539/mas.v5n3p123
13. Краснов С.Е. Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // *Техника воздушного флота*. 2016. Т. 90. № 2-3. 86 с.
14. Хорева Е.А., Эрохи Ю.А. Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // *Аэрокосмический научный журнал*. 2017. Т. 3. № 1. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/article/view/59> DOI: 10.24108/rdopt.0117.0000059
15. Деменченко В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л., Сосунов В.А., Цховребов М.М., Шляхтенко С.М., Эльперина А.С. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
16. Горюнов А.И., Горюнов И.М. Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // *Вестник УГАТУ*. 2010. Т. 14. № 3(38). С. 57-61.
17. Davis, Milt W. and Cousins, William T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model. Part 2 «Applications to Complex Patterns» // *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*. 2011. Vol. 1, pp. 13-23. DOI: 10.1115/GT2011-45068
18. Mazzawy R.S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion // *Journal of Engineering for Power*. 1977. Vol. 99. No. 2, pp. 288-296. DOI: 10.1115/1.3446288
19. Эрохи Ю.А., Хорева Е.А. Применение методов математического моделирования для оценки влияния неоднородности входного потока на параметры и характеристики авиационного ГТД // *Аэрокосмический научный журнал*. 2017. Т. 3. No. 3. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/article/view/64> DOI: 10.24108/aersp.0317.0000064
20. Cousins W.T., Davis M.W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model. Part 1 «Concepts, theory, extensions and limitations» // *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*. 2011. Vol. 1, 12 p. DOI: 10.1115/GT2011-45067

ESTIMATION OF INLET AIRFLOW NON-UNIFORMITY EFFECT ON TURBOFAN THRUST

Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A.

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia
e-mail: 30105@ciam.ru

Abstract

The article considers methodical approaches to developing mathematical model using “parallel compressors” method, intended for estimation of inlet flow non-uniformity effect on aircraft engine basic parameters. On the example of a two-shaft turbo-jet engine calculation at two characteristic cruise modes the results of calculated estimation, where the base value of σ_{st} and averaged value of σ_{av} stayed invariable, were presented. Parametric calculations herewith were performed for each selected relative value of the reduced pressure area.

It was demonstrated that degree of full pressure inlet non-uniformity effect on the engine thrust at the two considered modes differs significantly. Thus, if at subsonic mode this estimation could be reduced to accounting only for the effect of reduction of the averaged value of the total pressure at the inlet, while at supersonic cruise mode such reduction use might lead to considerable errors. With invariable values of pressure recovery factor at the engine entry, corresponding to the flight speed for the typical air intake, external compression σ_{st} and averaged value σ_{av} , the flow non-uniformity factor $\Delta\sigma_{nu}$ affects mainly the thrust. The degree of this parameter effect herewith depends significantly on the difference of σ_{st} and σ_{av} .

The obtained results of calculated estimations of temperature field non-uniformity at the engine inlet effect revealed that the dependence of relative thrust reduction $\Delta\bar{R}_{av}$ only at the cost of relative heating was similar for the two considered modes (transonic maneuvering and supersonic flight). At the transonic mode herewith, corresponding to higher values of the reduced rotation frequency of both compressor stages, the thrust decay occurs less intensely due to relatively smaller decrease of air flow rate through the engine with reduced rotation frequency decrease due to air temperature rise at the inlet. As for the difference between the values of total thrust decay $\Delta\bar{R}_{\Sigma}$ and $\Delta\bar{R}_{av}$, which does characterize the effect of the input

temperature field non-uniformity, with the increase of relative heating $\Delta\bar{T}$ at the transonic mode it rises more intensively. It is explained by the fact that at this mode due to the less difference between air consumptions in air-gas channels of “parallel compressors” (more “dense” location of pressure downstream brunches) the speeds difference and, consequently, static pressures between the flows is much greater, than at the supersonic flight mode, which stipulates the higher losses level while these flows interaction.

Keywords: total pressure and temperature non-uniformity at the engine inlet, circumferencial non-uniformity, radial non-uniformity, parallel compressors method, turbofan thrust reduction.

References

1. Trifonov A.K., Kolesinskii P.D., Zlobin V.I. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2012, no. 2, pp. 6-10.
2. Longley J.P., Greitzer E.M. *Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration*. NASA Technical Reports Server. 1992. Conference Paper 92-AD-20694, 18 p.
3. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 57-66.
4. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei*, Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2005/2006, 366+448 p.
5. Krasnov S.E., Vorob'eva N.G. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2012, no. 4, pp. 32-44.
6. Arkhipov D.V., Tumashev R.Z. *Vestnik dvigatelestroeniya*, 2013, no. 2, pp. 130-135.
7. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors. Part I “Theoretical Compression System Model”. *Journal of Engineering for Power*, 1976, vol. 98, no. 2, pp. 190-198. DOI: 10.1115/1.3446138
8. Greitzer E.M. Surge and rotating stall in axial flow compressors. Part II “Experimental Results and Comparison with Theory”. *Journal of Engineering for Power*, 1976, vol. 98, no. 2, pp. 199-211. DOI: 10.1115/1.3446139
9. Krasnov D.S., Semernyak L.I. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 1999, no. 1, pp. 36-54.
10. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines. *ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air (May 8–11,*

- 2006, Barcelona, Spain). 2006, vol. 2, pp. 117-125. DOI: 10.1115/GT2006-90419
11. Shul'gin A.F., Pavlov Yu.I., Taran E.M. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2012, no. 2, pp. 24-28.
 12. Ye Wei, Qiao Weiyang & Hou Mingjie. Study for the Effect of Combined Pressure and Temperature Distortion on a Turbojet Engine. *Modern Applied Science*, 2011, vol. 5, no. 3, pp. 123-129. DOI: 10.5539/mas.v5n3p123
 13. Krasnov S.E. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2016, vol. 90, no. 2-3, 86 p.
 14. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 1, available at: <http://aerospace.elpub.ru/jour/article/view/59> DOI: 10.24108/rdopt.01117.0000059
 15. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L., Sosunov V.A., Tskhovrebov M.M., Shlyakhtenko S.M., El'perina A.S. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Turbojets theory), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
 16. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik UGATU*, 2010, vol. 14, no. 3(38), pp. 57-61.
 17. Davis, Milt W. and Cousins, William T. Evaluating Complex Inlet Distortion with a Parallel Compressor Model. Part 2 "Applications to Complex Patterns". *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6–10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*. 2011, vol. 1, pp. 13-23. DOI: 10.1115/GT2011-45068
 18. Mazzawy R.S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion. *Journal of Engineering for Power*, 1977, vol. 99, no. 2, pp. 288-296. DOI: 10.1115/1.3446288
 19. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 3, available at: <http://aerospace.elpub.ru/jour/article/view/64> DOI: 10.24108/aersp.0317.0000064
 20. Cousins W.T., Davis M.W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model. Part 1 "Concepts, theory, extensions and limitations". *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (June 6–10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada)*. 2011, vol. 1, 12 p. DOI: 10.1115/GT2011-45067