

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ТРЕХКОНТУРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Филинов Е.П. *, Безбородова К.В. **

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет),
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: filinov@ssau.ru*

*** e-mail: krityborodova@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 25.05.2021

Рассмотрены пять схем газотурбинных трехконтурных двигателей с изменяемым рабочим процессом. Сформированы три компьютерные модели расчета трехконтурных двигателей в САЕ-системе «Астра», которая охватывает весь цикл термогазодинамического проектирования газотурбинного двигателя. В качестве двигателя-прототипа взят турбореактивный двухконтурный двухвальный двигатель с форсажной камерой РД-33. Кроме термодинамических расчетов, проведены расчеты полетного цикла, массовых характеристик силовой установки и летательного аппарата, а также критериев эффективности. Варьируя значения степени двухконтурности и трехконтурности, получили значения суммарной массы силовой установки и топлива, потребного для полета на заданную дальность $M_{\text{су+т}}$, и затрат топлива в килограммах на 1 тоннокилометр перевезенного груза $C_{\text{т.км}}$. В итоге сделан вывод о том, что наиболее рациональное и выгодное соотношение параметров эффективности у трехконтурного газотурбинного двигателя переменного рабочего цикла FLADE VCE. Получившиеся параметры превосходят значения критерия эффективности двигателя-прототипа на 13%. Данные параметры могут быть использованы для структурно-параметрической оптимизации параметров с целью снижения затрат топлива и увеличения эффективности двигателей со сложным циклом, предназначенных для военной авиации, на крейсерском участке полета.

Ключевые слова: трехконтурный газотурбинный двигатель, двигатель с изменяемым рабочим процессом, форсажная камера, смешение потоков, степень двухконтурности, степень трехконтурности, расчетная модель.

Введение

Сейчас многие страны активно разрабатывают авиационные двигатели 6-го поколения. Двигателестроительные фирмы делают все, чтобы максимально приблизиться к предельным возможностям газотурбинных двигателей (ГТД). Для достижения этих целей необходимо радикально изменять конструкцию всех узлов авиационных двигателей, совершенствовать методы исследования и расчета, применять новые материалы и технологии проектирования. Одним из решений возникающих проблем является применение третьего контура. Этим вопросом начали заниматься еще в 80-е годы прошлого столетия. Однако в то время классические схемы ГТД еще не исчерпали запаса повышения эффективности,

а реализовать сложную схему трехконтурного двигателя не представлялось возможным.

В статье [1] рассмотрены возможности применения третьего контура для улучшения характеристик двигателя в области больших сверхзвуковых скоростей полета. Ю.А. Эзрохи с соавторами (МАИ) в данном труде произвели расчеты турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой, который взяли в качестве базового, и предложили его модификацию с применением на нем третьего контура. В работе [2] произведено сравнение значений полного КПД и изменения удельного расхода топлива одноконтурных, двухконтурных и трехконтурных двигателей. Ю.М. Терещенко с двумя соавторами (НАУ) рассмотрели схему трехконтурного двига-

теля с задним размещением турбовентиляторной приставки. Статьи [3, 4] содержат информацию о влиянии отбора воздуха в третий контур на характеристики двигателя. А.Б. Агульник, А.А. Горбунов и А.А. Новоселова (МАИ) привели варианты расчета характеристик компрессора трехконтурного двигателя и результаты исследование дроссельных характеристик. В диссертации [5] выполнены 1D-анализ и численное моделирование рабочего процесса, также были определены и верифицированы эксплуатационные характеристики. Помимо этой работы, численное моделирование NPSS было реализовано в диссертации [6]. В работе [7] рассмотрена концепция создания газотурбинных двигателей больших скоростей полета на примере турбоэжекторных двигателей, в том числе и трехконтурного турбоэжекторного двигателя. Ю.А. Эрохи, С.М. Каленский и И.С. Кизеев (МАИ) в статье [8] произвели оценку массы турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальном этапе проектирования, для внедрения в двигатели нового поколения. Рональд Дж. Симмонс в своей работе рассмотрел возможности управления трехконтурным двигателем с изменяемым рабочим процессом. В диссертации [9] предложен метод оптимизации производительности компрессоров переменной геометрии, данный метод был ограничен дозвуковой работой компрессоров, но этот метод применялся для проектирования трехконтурного двигателя. В.Н. Карасев в своей работе [10] рассматривает имитационные динамические модели газотурбинных двигателей, имеющих сложную схему, для проведения исследования управляемости и устойчивости самолета на разных режимах полета с отклонением вектора тяги.

Недостатком данных работ является рассмотрение лишь одного из типов трехконтурных двигателей, не были также приведены примеры разрабатываемых в настоящее время ГТД, что не позволяет полнее раскрыть данную тему и проанализировать разные варианты и возможности проектирования данных типов двигателей. На основе этого сделан вывод о необходимости более детального рассмотрения различных схем трехконтурных двигателей, которые проектируются на данный момент, анализа их расчетных моделей и преимуществ.

1. Схемы трехконтурных двигателей

В настоящее время за рубежом, и в нашей стране ведутся исследования и разработки раз-

личных схем двигателей с изменяемым рабочим процессом. Видно, что развитие современного авиационного двигателестроения ведет к созданию двигателей изменяемого процесса, конструктивная схема которых близка к современным схемам двухконтурных двигателей со смешением потоков за турбиной и общей форсажной камерой или же с отдельным истечением воздуха из наружного и внутреннего контуров. Одно из требований – экономичность с учетом габаритных размеров и необходимости обеспечения требуемого уровня тяги [11].

В трехконтурном турбореактивном двигателе (ТРТД) часть воздуха из компрессора низкого давления поступает в канал третьего контура, а оттуда направляется в сопло третьего контура либо в общий смеситель и форсажную камеру, в зависимости от режима полета.

В трехконтурном турбореактивном двигателе с форсажной камерой (ТРТДФ) поток сжатого воздуха поступает из канала третьего контура непосредственно в общую форсажную камеру, система перепуска при этом имеет автоматическое переключение. Схема ТРТДФ представлена на рис. 1.

Из-за повышения температуры торможения потока воздуха на входе в условиях сверхзвукового полета компрессор низкого давления (КНД) работает на дроссельных режимах. При этом воздух из третьего контура поступает в форсажную камеру, что ведет к «раздросселированию» КНД, следовательно, происходит рост суммарного расхода воздуха. Перераспределение расходов воздуха внутри двигателя приводит к увеличению степени двухконтурности. Поэтому для увеличения тяги в условиях сверхзвукового полета применяют третий контур, что необходимо для сохранения показателей расхода топлива.

Одним из видов трехконтурных газотурбинных двигателей является двигатель, состоящий из двух газотурбинных двигателей, которые имеют общее входное устройство (рис. 2).

Один из двигателей — турбовальный со свободной турбиной, которая является дополнительной турбиной второго двигателя, выполненного турбоэжекторным. Данная турбина позволяет увеличить перепад давлений газа на сопле за счет уменьшения мощности турбины турбоэжекторного двигателя, следовательно, его тяговые и расходные параметры на дозвуковых скоростях полета улучшаются.

Дальнейшее увеличение скорости полета ведет к снижению работы свободной турбины и к

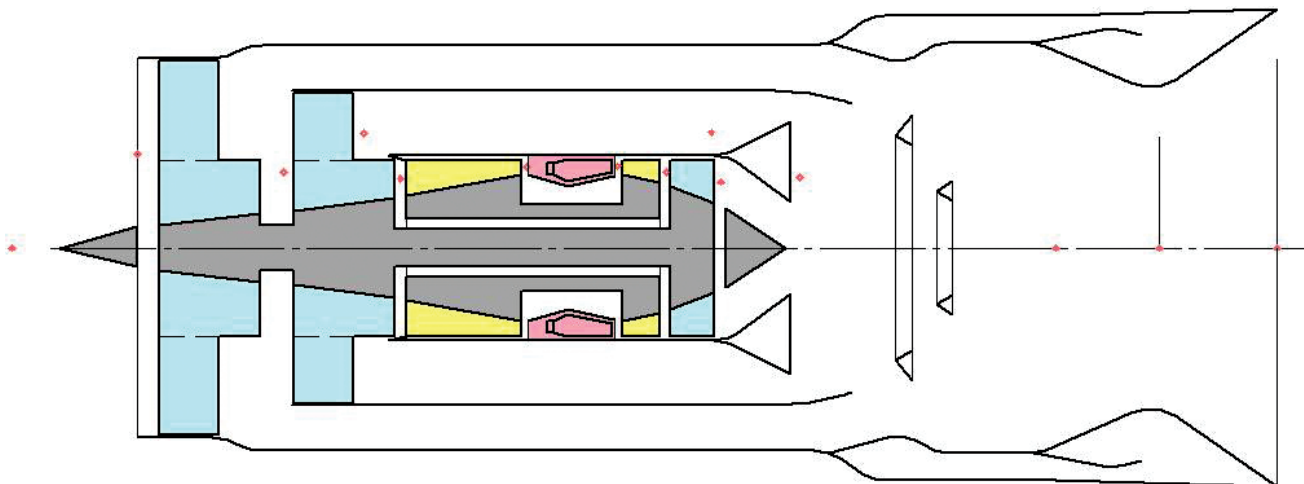


Рис. 1. Схема ТРТДФ

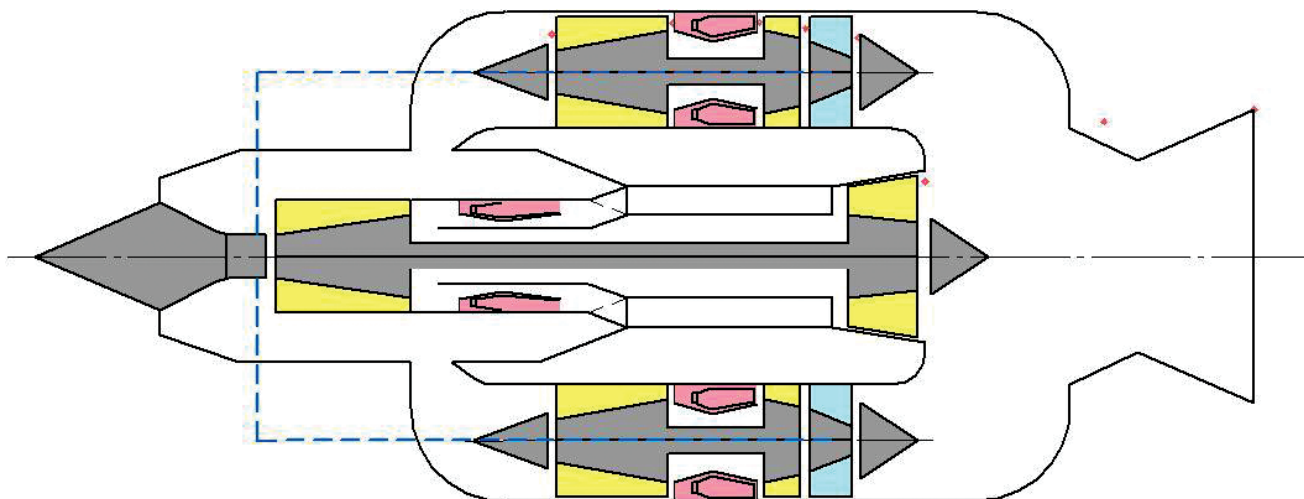


Рис. 2. Схема трехконтурного двигателя, состоящего из двух газотурбинных двигателей

недостатку мощности на валу турбоэжекторного двигателя, следовательно, уменьшаются частота вращения и расход воздуха через первые два контура. В данном случае третий контур является компенсатором этого снижения расхода воздуха, но только до определенных значений степени трехконтурности, так как дальше ухудшаются характеристики двигателя [12].

На рис. 3 представлена схема двигателя с независимо управляемым третьим контуром. Данный тип двигателя был представлен компанией General Electric в проекте ADVENT, в котором говорится о снижении расхода топлива до 25% из-за применения независимо управляемого третьего контура.

За первой ступенью КНД находится регулируемый разделитель потоков. Когда открывается канал третьего контура, некоторая часть воздуха поступает в данный канал и далее направ-

ляется в регулируемое сопло третьего контура, через которое вытекает в атмосферу. Если этот контур перекрыт, то воздух поступает в следующие ступени КНД. Таким образом, все ступени КНД работают как единый компрессор. Данный тип трехконтурного двигателя позволяет на всех режимах полета снизить эффективный удельный расход топлива. Применение третьего контура позволяет также увеличить расход воздуха на входе в двигатель, следовательно, снижается аэродинамическое сопротивление входного и выходного устройств [13].

Компания Rolls-Royce предложила двигатель с изменяемым рабочим процессом, схема которого изображена на рис. 4.

Данный двигатель состоит из центрального двухконтурного двигателя (ТРДД) и дополнительных модулей, которые размещены вокруг него, таких, как одноконтурный турбореактив-

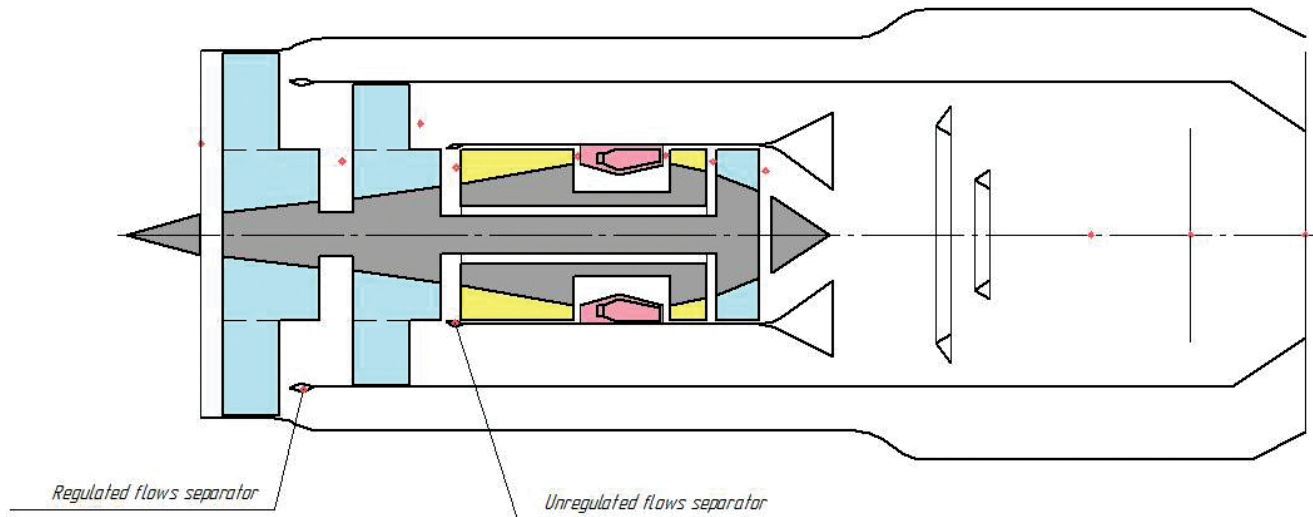


Рис. 3. Схема двигателя с независимо управляемым третьим контуром

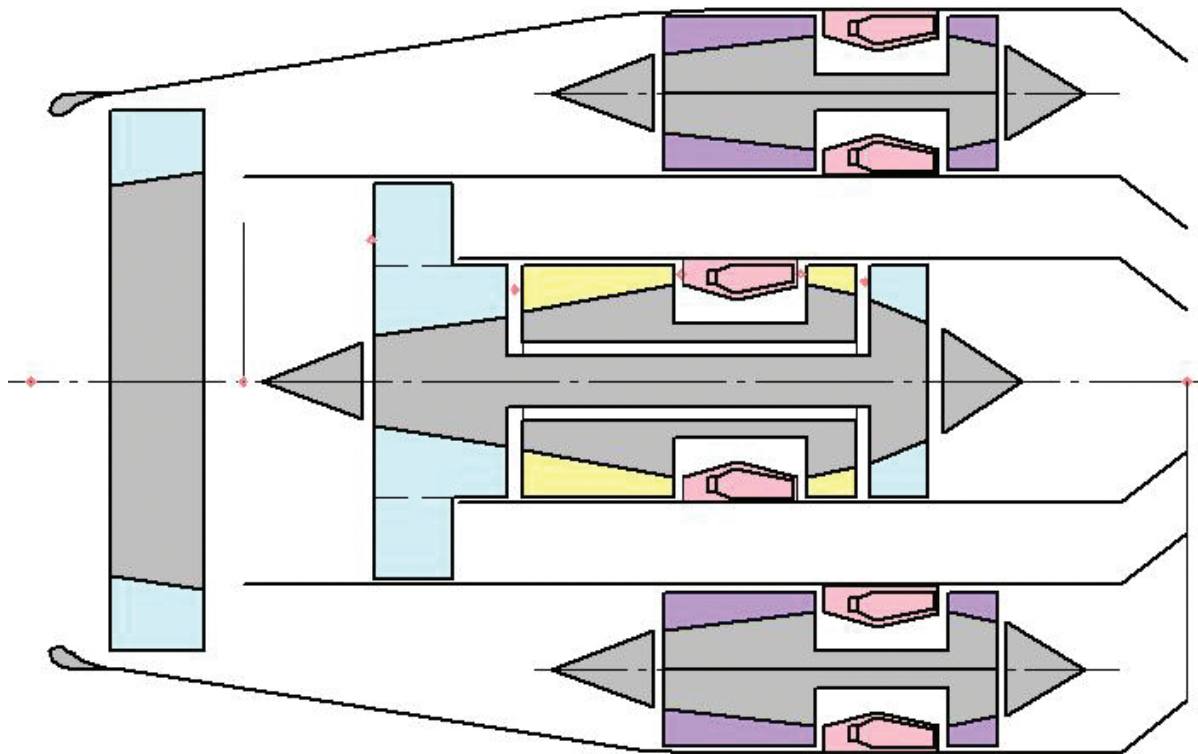


Рис. 4. Схема двигателя с изменяемым рабочим процессом

ный двигатель или турбореактивный двигатель с форсажной камерой. При дозвуковом крейсерском режиме полета воздух поступает из вентилятора в центральный ТРДД и в промежуточные каналы, которые образуют наружный контур, так как дополнительные модули выключены. На других режимах полета модули включаются, и в них поступает воздух из вентилятора, а промежуточные каналы наружного контура перекрывают-

ся. Недостатком данной схемы является наличие дополнительных модулей, которые на крейсерском режиме полета не работают и являются лишним грузом. Следовательно, значительно увеличиваются масса двигателя и лобовые габаритные размеры [14].

На рис. 5 изображена схема двигателя переменного рабочего цикла FLADE VCE, который демонстрирует высокие эксплуатационные ха-

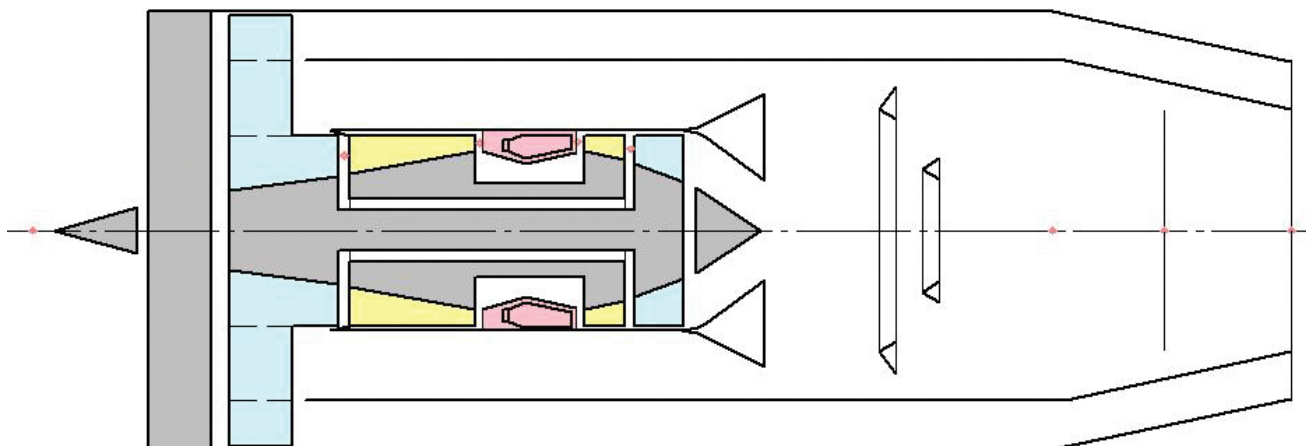


Рис. 5. Схема двигателя переменного рабочего цикла FLADE VCE

рактические характеристики и предназначен для военной и гражданской авиации.

В данном двигателе при увеличении степени трехконтурности удельная тяга и удельный расход топлива уменьшаются. Наличие дополнительных частей затрудняет моделирование и оптимизацию данного двигателя [15].

Двигатели с изменяемым рабочим процессом (ДИП) имеют некоторые эксплуатационные преимущества. У данных двигателей меньше снижается тяга (мощность) при увеличении температуры атмосферного воздуха, что облегчает эксплуатацию летательного аппарата (ЛА) в жарком климате. В некоторых случаях необходимо отбирать сжатый воздух от двигателя, при этом потери собственной мощности двигателя меньше, чем в обычных газотурбинных двигателях. Для улучшения эффективности работы систем предупреждения неустойчивого функционирования силовой установки (СУ) при полетах в возмущенной атмосфере у ДИП можно реализовать временное повышение запаса газодинамической устойчивости компрессора и воздухозаборника, но без заметного снижения тяги. Управление рабочим процессом двигателя позволяет в значительной степени воздействовать на запас устойчивости, напорность и коэффициент полезного действия КНД. Схемы с несколькими вентиляторами обеспечивают увеличение степени трехконтурности при снижении удельного расхода топлива. Но при такой компоновке наблюдается неравномерность потока на входе, что отрицательно сказывается на надежности и эффективности работы этого трехконтурного двигателя. СУ, содержащие в своей конструкции дополнительный однокон-

турный двигатель или двигатель со свободной турбиной, повышают степень трехконтурности, но имеют большую массу. Также при такой компоновке двигателя возникают проблемы с его эксплуатацией [16]. Наличие свободной турбины облегчает запуск и регулирование силовой установки в целом [17]. Компоновка трехконтурного двигателя с применением смещения потоков всех трех контуров перед форсажной камерой позволяет обеспечить повышение форсажной тяги двигателя на сверхзвуковых режимах полета, что увеличивает скорость и высоту полета, следовательно, и диапазон использования двигателя. Все рассмотренные ранее схемы трехконтурных двигателей имеют значительную массу конструкции и не обеспечивают согласования взлетного и крейсерского режимов, но позволяют получить необходимый уровень тяги и увеличение степени трехконтурности.

2. Формирование компьютерных моделей трехконтурных двигателей в САЕ-системе «Астра»

Довольно часто единственным способом исследования сложных систем является их моделирование. Главное отличие данного средства изучения от прямых экспериментов в том, что исследуется не объект, как таковой, а его имитационная модель, которая выполнена на электронно-вычислительной машине [18].

В качестве двигателя-прототипа взят турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой со смещением потоков РД-33, устанавливаемый на истребителе МиГ-29. Данный двигатель имеет малый удельный вес, а также

высокую рабочую температуру газа перед турбиной, смещение первого и второго контура и общую форсажную камеру.

Расчетная модель термогазодинамического расчета газотурбинного двигателя состоит из нескольких моделей, которые описывают процессы, происходящие в его основных узлах. Кроме термодинамических расчетов, проведены расчеты полетного цикла, массовых характеристик СУ и ЛА, а также критериев эффективности. На рис. 6 приведена структура расчетной модели проектного расчета РД-33, выполненной в САЕ-системе «Астра» [19, 20]. Рис. 7 [21] показывает более подробную схему расчета полетного цикла ЛА МиГ-29 с двигателями РД-33. Расчет полетного цикла самолета заключается в расчете параметров СУ, состоящей из одного или нескольких двигателей, учитывая параметры самолета, такие, как масса летательного аппарата, масса коммерческой нагрузки и характеристики двигателя.

Эффективность двигателя значительно отражается на эффективности самолета, так как сумма относительных масс СУ и топлива составляет 50% от взлетной массы двигателя. При повышении массы СУ и топлива возрастает коммерческая нагрузка, а при установленной коммерческой нагрузке масса СУ и топлива, наоборот, снижается, следовательно, увеличивается рентабельность перевозок (дальность полета, относительная масса планера). Поэтому основными критериями эффективности являются суммарная масса СУ и топлива, потребного на полет на заданную дальность $M_{су+т}$, и затраты топлива в килограммах на 1 тоннокилометр перевезенного груза $C_{т.км}$.

В результате расчета двигателя-прототипа РД-33 получены следующие критерии эффективности:

$$M_{су+т} = 163,444 \text{ т}, C_{т.км} = 0,71106 \text{ кг/(т·км)}.$$

В САЕ-системе «Астра» построены расчетные модели трехконтурного двигателя с форсажной

камерой, трехконтурного двигателя со свободной турбиной и трехконтурного двигателя переменного рабочего цикла FLADE VCE. В качестве примера на рис. 8 представлена расчетная модель трехконтурного двигателя с форсажной камерой.

С помощью варьирования степеней двухконтурности и трехконтурности, исходя из условия оптимизации, при неизменной температуре газа перед турбиной $T_{г}^* = 1680 \text{ К}$ и степени повышения давления $\pi_{к}^* = 21$, взятых с двигателя-прототипа РД-33, получены параметры эффективности, представленные в таблице.

Снижение значения $C_{т.км}$ объясняется тем, что у двигателей со сложным переменным циклом степени двухконтурности и трехконтурности на крейсерском режиме резко возрастают, следовательно, энергия подводится к большему объему рабочего тела.

Наиболее выгодное соотношение параметров эффективности среди трехконтурных двигателей, исходя из таблицы, наблюдается у трехконтурного двигателя с переменным рабочим циклом FLADE VCE.

Выводы

В ходе работы были рассмотрены пять схем трехконтурных газотурбинных двигателей с изменяемым рабочим процессом: трехконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой; трехконтурный двигатель, состоящий из двух газотурбинных двигателей; трехконтурный газотурбинный двигатель с независимо управляемым третьим контуром; трехконтурный двигатель с изменяемым рабочим процессом компании Rolls-Royce; трехконтурный газотурбинный двигатель переменного рабочего цикла FLADE VCE.

Сформированы три компьютерные модели трехконтурных двигателей с изменяемым рабочим процессом в САЕ-системе «Астра». В качестве двигателя-прототипа взят турбореактивный

Сравнение результатов, полученных при расчетном моделировании трехконтурных двигателей различной конфигурации

Параметр	Прототип	ТРГДФ	Двигатель с независимым контуром	FLADE VCE
$M_{су+т}, \text{ Т}$	63,444	57,936	54,548	41,746
$C_{т.км}, \text{ кг/т·км}$	0,71106	0,69285	0,66192	0,61862

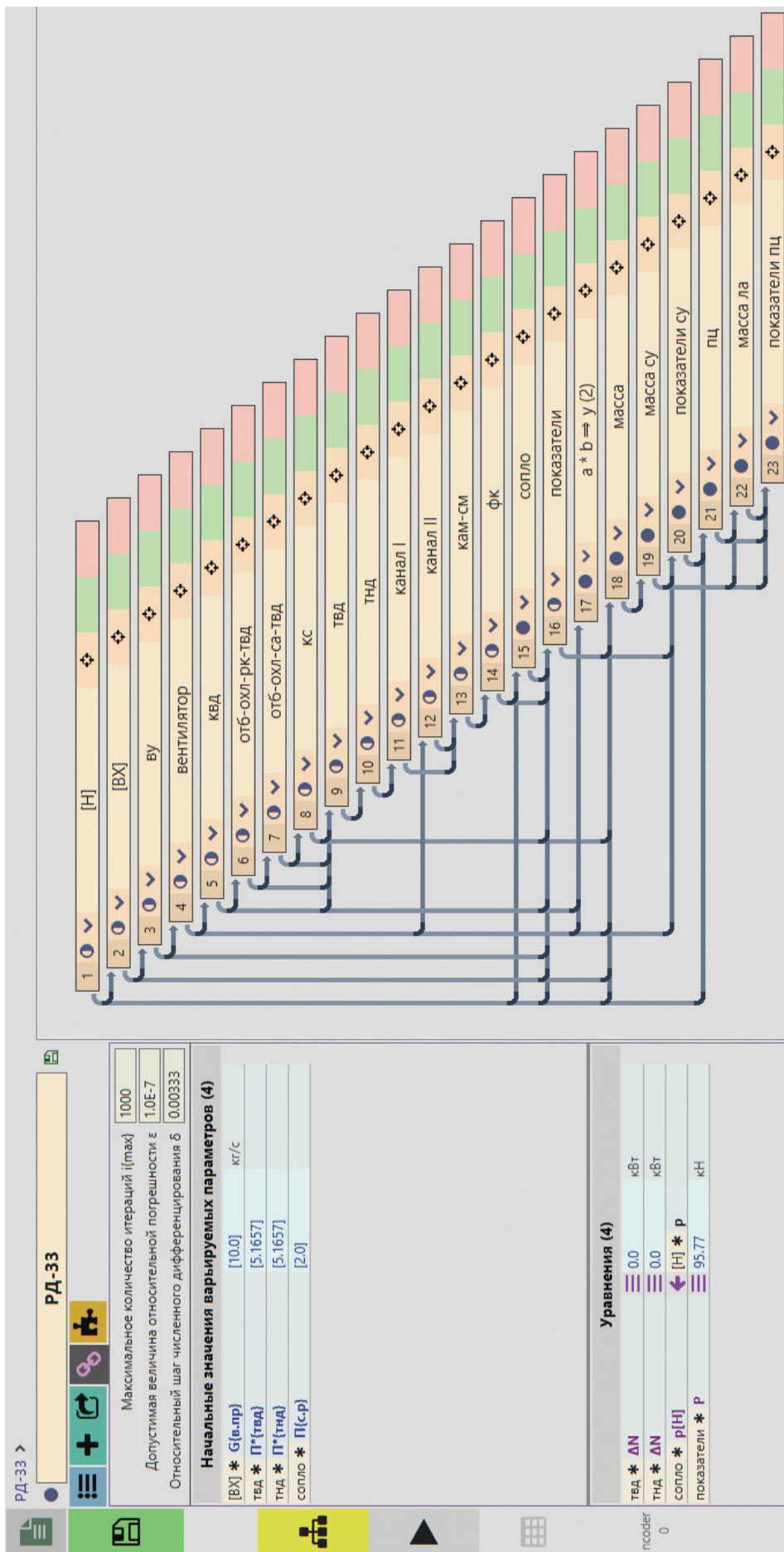


Рис. 6. Формирование компьютерной модели расчета двигателя с форсажной камерой RD-33 в САЕ-системе «Астра»

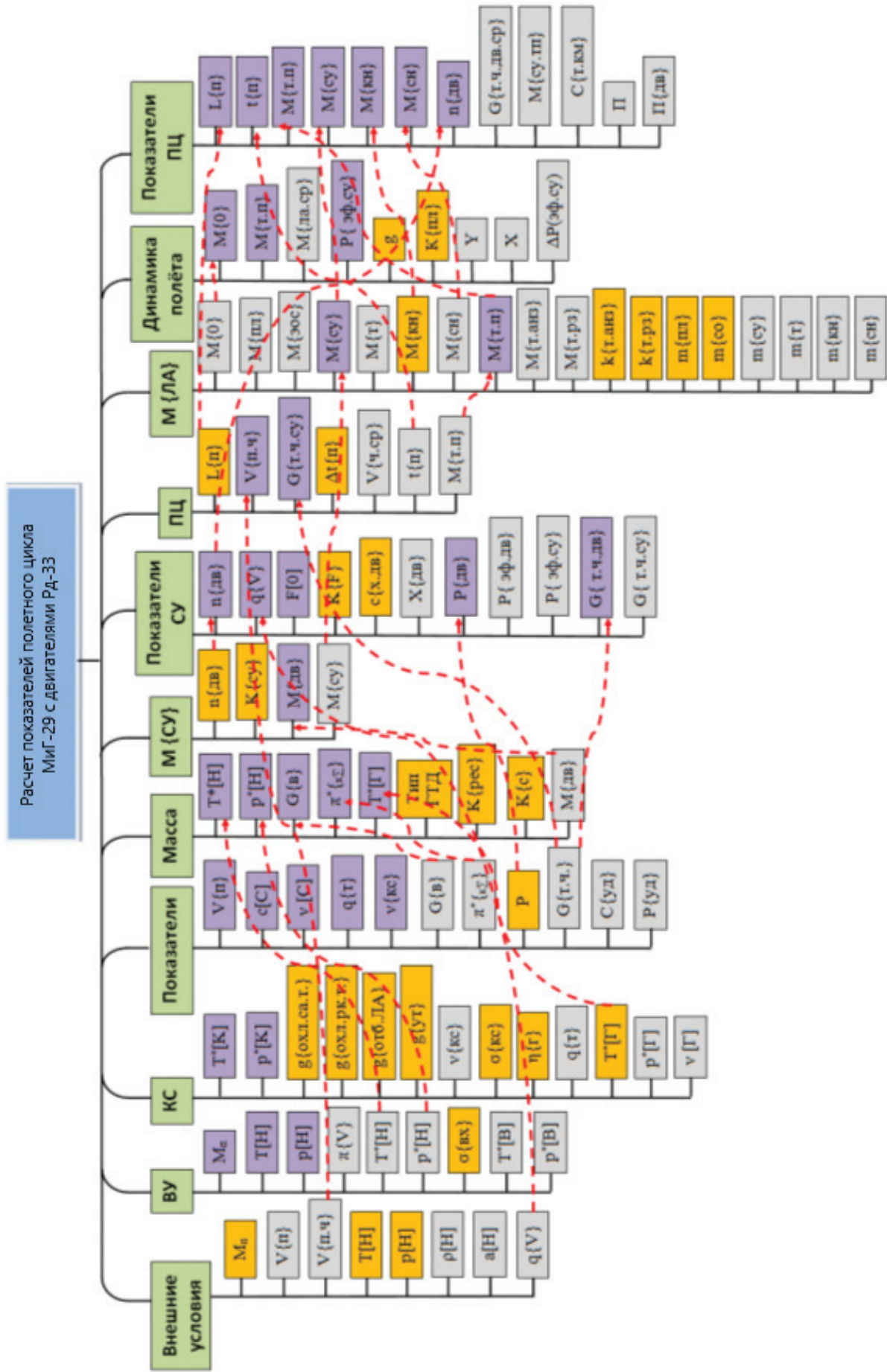


Рис. 7. Блок-схема расчета показателей полетного цикла МиГ-29 с двигателями РД-33

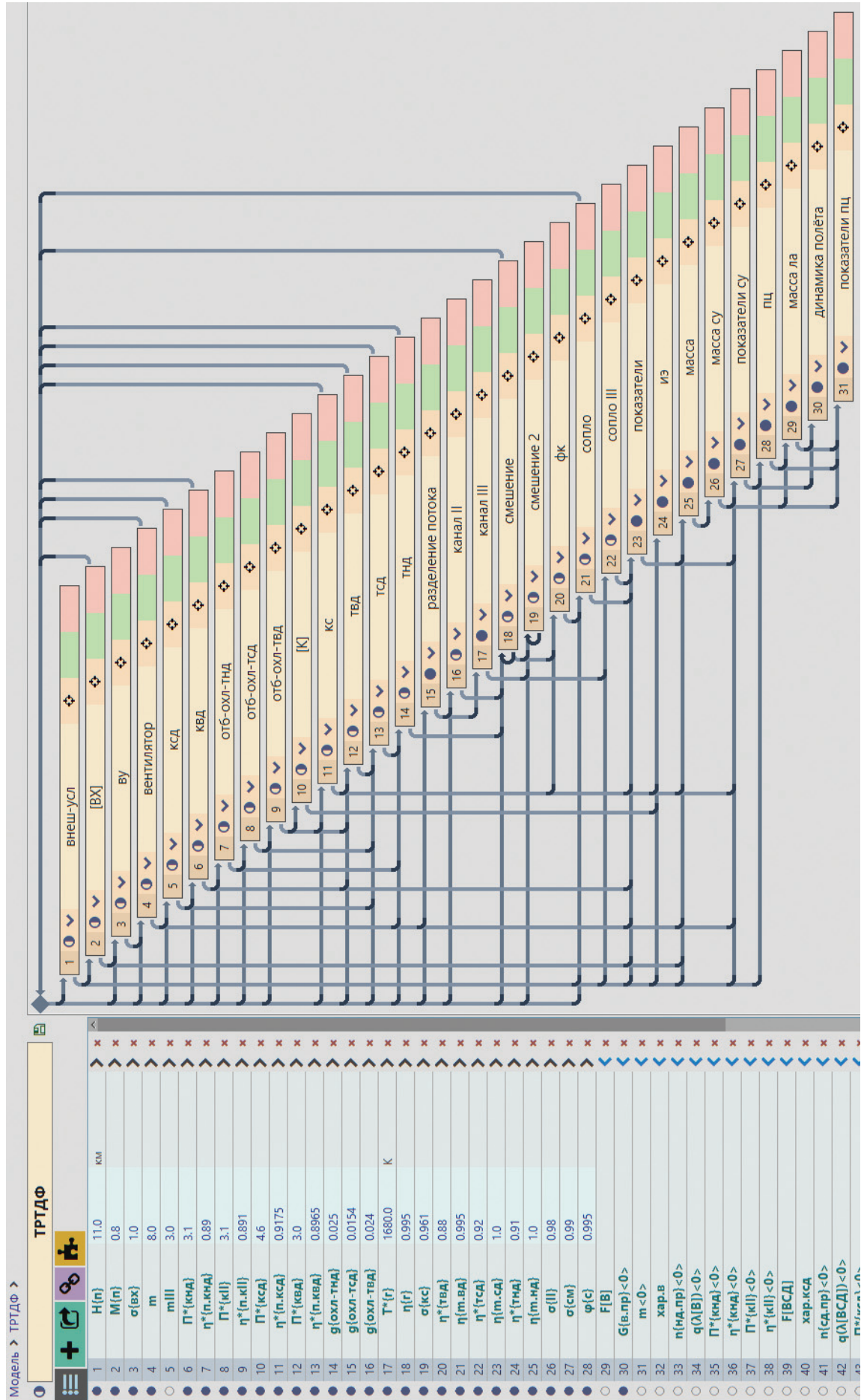


Рис. 8. Формирование компьютерной модели расчета трехконтурного двигателя с форсажной камерой в САЕ-системе «Астра»

двухконтурный двухвальный двигатель с форсажной камерой РД-33, устанавливаемый на МиГ-29. В ходе данного расчета сделан вывод о том, что наиболее выгодное соотношение параметров эффективности наблюдается у трехконтурного газотурбинного двигателя переменного рабочего цикла FLADE VCE, следовательно, полученные параметры превосходят параметры двигателя-прототипа на 13%.

Данная работа позволит в дальнейшем провести структурно-параметрическую оптимизацию параметров двигателей со сложной схемой, предназначенных для военных самолетов, чтобы снизить затраты топлива и повысить эффективность двигателей на крейсерском участке полета.

Библиографический список

1. *Эрохи Ю.А., Дрыгин А.С., Кизеев И.С.* и др. Перспективы применения технологии третьего контура в условиях сверхзвукового полета // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91846>
2. *Терещенко Ю.М., Дорошенко Е.В., Ластивка И.А.* Оценка экономичности трехконтурного турбореактивного двигателя // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2013. Т. 5. № 7(65). С. 38-41.
3. *Агульник А.Б., Кравченко И.В., Горбунов А.А.* и др. Анализ влияния параметров отбора воздуха в третий контур на характеристики двигателя // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 115-118.
4. *Агульник А.Б., Горбунов А.А., Новоселова А.А.* Анализ влияния отбора воздуха в третий контур на эффективные характеристики двигателя // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Сборник докладов Международной научно-технической конференции (12-14 сентября 2018; Самара). Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2018. С. 98-100.
5. *Manoharan S.* Innovative Double Bypass Engine for Increased Performance. — ProQuest Dissertations and Theses; Thesis (M.S.A.E.) — Embry-Riddle Aeronautical University, 2013. Publication Number: AAT 1537029; Advisor: Attia, Magdy.
6. *Simmons R.J.* Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. — ProQuest Dissertations and Theses; Thesis (Ph.D.) — The Ohio State University, 2009. — 124 p. Publication Number: AAI3375728; Advisor: Benzakein, Meye.
7. *Письменный В.Л.* Холодное форсирование газотурбинных двигателей. 1999. URI: <https://mai.ru/upload/iblock/bd3/kholodnoe-forsirovanie-gazoturbinykh-dvigatelyey.pdf>
8. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С.* Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.
9. *Grönstedt T.* Development of Methods for Analysis and Optimization of Complex Jet Engine Systems. — Thesis (Ph.D.) — Chalmers University of technology, 2000. — 132 p.
10. *Карасев В.Н.* Моделирование динамических характеристик ГТД сложных схем // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14. № 4. С. 30-35.
11. *Эрохи Ю.А., Дрыгин А.С., Кизеев И.С.* Способ работы трехконтурного турбореактивного двигателя. Патент RU 2637153 С1. Бюл. № 34, 30.11.2017.
12. *Письменный В.Л.* Трехконтурный газотурбинный двигатель. Патент RU 2253745 С2. Бюл. № 16, 10.06.2005.
13. *Шмотин Ю.Н., Кикоть Н.В., Кретицин Г.В.* и др. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолета с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины. Системы. 2016. № 2(19). С. 40-48.
14. *Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С.* Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов. — М.: Машиностроение, 1988. — 176 с.
15. *Zhang X., Wang Z.* Optimization of FLADE variable cycle engine performance based on improved differential evolution algorithm // ASME 2017 Gas Turbine India Conference (7–8 December 2017; Bangalore, India). DOI: 10.1115/GTINDIA2017-4771
16. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А.* Выносной вентиляторный модуль авиационной силовой установки. Патент RU 168499 U1. Бюл. № 4, 07.02.2017.
17. *Гусева Р.И.* Особенности конструкции, организация работы авиационных двигателей: Учеб. пособие. — Комсомольск-на-Амуре: КНАГТУ, 2015. — 100 с.
18. *Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н.* и др. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. №5-3(47). С.113-119.
19. *Ткаченко А.Ю., Крупенич И.Н.* Разработка виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе «Астра» на этапе концептуального термогазодинамического проектирования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3-2(34). С. 333-242.

20. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. и др. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 5(36). С. 160-164.
21. Филинов Е.П. Методы и средства выбора параметров рабочего процесса и схем малоразмерных турбореактивных двигателей на этапе концептуального проектирования: Дисс. ... канд. техн. наук. — Самара, 2019. — 149 с.

DOUBLE BYPASS TURBOJET ENGINE STRUCTURE ANALYSIS

Filinov E.P.* , Bezborodova K.V.**

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
(Samara University),
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

** e-mail: filinov@ssau.ru*

*** e-mail: krityborodova@gmail.com*

Abstract

Five schemes of double bypass engines with changeable working process were considered in the work:

- 1) A double bypass turbojet engine with an afterburner chamber (DBTEAC), in which the air flow from the third circuit is being supplied directly into the common afterburner chamber;
- 2) The double bypass engine consisting of the two gas turbine engines. One of the engines is a turboshaft one with a free turbine, which represents the additional turbine of the second engine, which is a turbo-eject one;
- 3) The double bypass engine with independently controlled third circuit;
- 4) The Rolls-Royce company double bypass engine with changeable work process, consisting of a central bypass engine and additional modules placed around it, such as bypass turbojet engine or turbojet engine with afterburner.
- 5) The FLADE VCE double bypass engine of changeable work cycle with extra modules.

Computer simulation of three models of double bypass engines was performed with the ASTRA CAE system, which covers the entire cycle of thermo-gas-dynamic design of a gas turbine engine. The prototype engine was the RD-33 turbojet engine with an afterburner. Besides the thermodynamic calculations, computations of the full flight cycle, mass characteristics of the power plant and aircraft as well as efficiency criteria were performed.

Variation of the degree of both bypass and double bypass values allowed obtaining the values of the total mass of the power plant, and fuel required for a flight

at a given range — M_{su+t} , as well as the fuel consumption in kilogram per one ton-kilometer of transported cargo — $C_{t.km}$.

In the course of this computation the conclusion was made that the most rational and favorable ratio of efficiency parameters was obtained from the double bypass gas turbine engine of the FLADE VCE variable duty cycle.

The resulting parameters exceed the values of efficiency parameters of the prototype engine by 13%. These parameters may be employed to perform structural-parametric optimization of parameters to reduce the fuel costs and increase the engines efficiency with a complex cycle, designed for military aviation, on the cruising section of the flight

Keywords: double bypass turbojet engine, engine with changeable work process, afterburner chamber, flows mixing, bypass ratio, double bypass ratio, computational model.

References

1. Ezrokhi Yu.A., Drygin A.S., Kizeev I.S. et al. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91846>
2. Tereshchenko Yu.M., Doroshenko E.V., Lastivka I.A. *Vostochno-Evropeskii zhurnal peredovykh tekhnologii*, 2013, vol. 5, no. 7(65), pp. 38-41.
3. Agul'nik A.B., Kravchenko I.V., Gorbunov A.A. et al. Influence analysis of the second bypass air bleed parameters on the engine performance. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 3, pp. 441-444. DOI: 10.3103/S1068799818030182
4. Agul'nik A.B., Gorbunov A.A., Novoselova A.A. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi*

- konferentsii "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya" (12-14 September 2018; Samara), Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 2018, pp. 98-100.
5. Manoharan S. *Innovative Double Bypass Engine for Increased Performance*. ProQuest Dissertations and Theses; Thesis (M.S.A.E.). Embry-Riddle Aeronautical University, 2013. Publication Number: AAT 1537029, Advisor, Attia, Magdy.
 6. Simmons R.J. *Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream*. ProQuest Dissertations and Theses, Thesis (Ph.D.). The Ohio State University, 2009, 124 p. Publication Number: AAI3375728; Advisor: Benzakein, Meye.
 7. Pis'mennyi V.L. *Kholodnoe forsirovanie gazoturbinnnykh dvigatelei*, 1999. URI: <https://mai.ru/upload/iblock/bd3/kholodnoe-forsirovanie-gazoturbinnnykh-dvigateley.pdf>
 8. Ezrokhi Y.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.
 9. Grönstedt T. *Development of Methods for Analysis and Optimization of Complex Jet Engine Systems*. Thesis (Ph.D.), Chalmers University of technology, 2000, 132 p.
 10. Karasiov V.N. Simulation of dynamical characteristics for complicated design scheme gas-turbine engines. *Aerospace MAI Journal*, 2007, vol. 14, no. 4, pp. 30-35.
 11. Ezrokhi Yu.A., Drygin A.S., Kizeev I.S. *Patent RU 2637153 S1*, 30.11.2017.
 12. Pis'mennyi V.L. *Patent RU 2253745 S2*, 10.06.2005.
 13. Shmotin Yu.N., Kikot' N.V., Kretinin G.V. et al. *Nasosy. Turbiny. Sistemy*, 2016, no. 2(19), pp. 40-48.
 14. Nechaev Yu.N., Kobel'kov V.N., Polev A.S. *Aviatsionnye turboreaktivnye dvigateli s izmenyaemym rabochim protsessom dlya mnogorezhimnykh samoletov* (Aircraft turbojet engines with changeable working process for multi-mode aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 176 p.
 15. Zhang X., Wang Z. Optimization of FLADE variable cycle engine performance based on improved differential evolution algorithm. *ASME 2017 Gas Turbine India Conference (7-8 December 2017; Bangalore, India)*. DOI: 10.1115/GTINDIA2017-4771
 16. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A. *Patent RU 168499 U1*, 07.02.2017.
 17. Guseva R.I. *Osobennosti konstruksii, organizatsiya raboty aviatsionnykh dvigatelei* (Design features, organization of aircraft engines operation), Komsomolsk-on-Amur, KnAGTU, 2015, 100 p.
 18. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N. et al. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2014, no. 5-3(47), pp. 113-119.
 19. Tkachenko A.Yu., Krupenich I.N. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 3-2(34), pp. 333-242.
 20. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. et al. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 5(36), pp. 160-164.
 21. Filinov E.P. *Metody i sredstva vybora parametrov rabocheho protsessa i skhem malorazmernykh turboreaktivnykh dvigatelei na etape kontseptual'nogo proektirovaniya* (Methods and means of parameters selection of work process and schemes of small-sized turbojet engines at the stage of conceptual design), Doctor's thesis, Samara, Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 2019, 149 p.