ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА И ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА

 Конечной целью ТЭА проекта самолета является выбор предпочтительной альтернативы из множества вариантов с различными тактико-техническими характеристиками (ТТХ). Некоторый вектор ТТХ при прочих равных условиях обеспечивает вполне определенную величину эффективности самолета.

 Эффективность самолета характеризует его способность к решению целевой задачи на заданной номенклатуре и ТТХ объектов - целей в определенных условиях оперативного применения.

 Множество синтезированных вариантов проекта самолета можно разделить на два подмножества:

1. варианты, уступающие вариантам второго подмножества по всем значащим ( с точки зрения влияния на эффективность) ТТХ.

2. варианты, требующие привлечения к анализу стоимостных показателей по следующим причинам.

 Среди проектных вариантов второго подмножества нет ни одного. превосходящего остальные по всем значениям ТТХ. Такие подмножества обычно называют паретовскими вариантами первого порядка (Парето 1).Сущность постановки задачи выбора предпочтительной альтернативы проекта самолета по Парето 1 зависит от уровня эффективности, обеспечиваемой ТТХ паретовских вариантов.

 В первой постановке. при равенстве уровней эффективности вариантов, задача выбора проекта сводиться к отысканию оптимальных сочетаний ТТХ, развитие которых противоречиво: улучшение одних ТТХ ведет к уступкам в уровне других ТТХ. Поскольку эффективность самолета в целом остается неизменной, в анализ вводятся стоимостные показатели вариантов проекта, дифференцирующие проект по стоимости, что обуславливает объективность выбора проекта. Вторая постановка задачи возникает, когда ТТХ альтернитив проекта обеспечивают разный уровень эффективности и стоимости, т.ч. в координатах “эффективность-стоимость” образуется поле альтернитив (рис. 1)

 э

 ф

 ф

 е

 к

 т

 и рис. 1

 в

 н

 о

 с

 т

 ь

 стоимость

 В этом случае задача ТЭА решается на двух этапах:

1. отсеиваются заведомо неоптимальные варианты

2. из вариантов, принадлежащих кривой “эффективность-стоимость”, выбираются предпочтительная альтернатива.

 Первая часть задачи может быть решена графически, путем построения кривой “эффективность-стоимость” (рис. 1)

 Множества (варианты, принадлежащие кривой “эффективность-стоимость”) называются оптимальными по Парето второго порядка (Парето II). Каждый вариант Парето II является наилучшим для данного, свойственного ему уровня эффективности как обладающий наименьшей стоимостью. Поэтому варианты Парето II могут быть названы субоптимальными. Выбор проекта на такого рода множествах может быть решен на уровне самолета как системы, включающей группу (парк) самолетов данного образа и подсистему базирования.

 С позиции этой системы оптимальным может быть вариант проекта, доставляющий экстремум целевой функции развития системы при данных ограничениях. В условиях ресурсных ограничений оптимальным справедливо считать проект, обеспечивающий максимум эффективности системы

**еs  ⇒ max**

 **(1)**

Задача поиска экстремума по еs  решается наложением ограничений на стоимость созданной системы Сs ≤ Сs , аккумулирующий затраты всех видов ресурсов в стоимостном выражении.

 Критерий (1) указывает на глобальный экстремум по ТТХ и конструктивным параметрам самолета в целом и его отдельный подсистем, т.к. этот оптимум обеспечивает максимальное использование научно-технических возможностей, реализуемых в проектах перспективных самолетов.

 Эквивалентом критерия (1) при Cs ≤ Cs  является критериальная функция

**Е** **= max ( U| Cсв )**

 **( 2 )**

**U -** эффективность самолета в одном вылете

**Cсв -** стоимость самолето-вылета

 ТТХ самолета оказывают влияние одновременно на U и Ссв. ТТХ влияют на Ссв главным образом через стоимость самолета. Технико-техническае характеристики самолета связаны с функциональными характеристиками двигателя. Выбор типа двигателя для самолетов оперативно-технического назначения определяется их высотно-скоростными характеричтиками. Основными функциональными характеристиками, определяющими применение на сверхзвуковых самолетах форсажных двигателей, являются абсолютная и удельная (по расходу воздуха) тяга. от коротых зависят максимальная скорость и высота полета. Вместе с тем принимаются во внимание относительная стабильность тяги с увеличением скорости и высоты полета.

 Перечисленные характеристики зависят от обобщенных конструкторских параметров **:** тяговооруженности **r0**, нагрузки на крыло **P0** и относительной массы нагрузки **mн** авиационного комплекса, которые во многом определяются ФХ двигателя : абсолютной **Р0** и удельной **Рв** тяги, весовой отдачей **(Рm = Р0/ mg),** удельным расходом топлива на форсажном **Cф** и безфорсажном **С** режимах. Развитие обощено-конструктивных параметров (ОКП) самолета происходит при увеличении **Р0, Рв, Рm** и снижении **Сф, С.**

Рост тяги двигателя обеспечивается увеличением расходов воздуха, проходящего через двигателя в единицу времени (с), степени сжатия компрессора **Пr\*** и температура газа перед турбиной **Т\*r .** Одновременно эти параметры определяют (при прочих равных условиях) уровень удельных функциональных характеристик двигателя: с ростом **П\*r** и **Т\*r** увеличивается удельная тяга **Рв** и весовая отдача **Рm**, снижается расход топлива Сна бесфорсажном режиме. Расход воздуха от которого при **{П\*r, Т\*r}** зависит тяга двигателя, определяется площадью кольцевого канала **Frr** , образующего газовоздушный тракт двигателя.

 Увеличение **Frr** происходит либо путем уменьшения диаметра наружного кольца **dвх** , либо путем уменьшения диаметра втулки. Последнее имеет предел, определяемый допустимой длиной лопаток компрессора, ограниченной пределом прочности материала. при прочих равных условиях рост **Gв** достигается увеличением радиальных размеров компрессора, что приводит к росту массы двигателя. но стремление повысить аэродинамическое весовое совершенство двигателя расставляет ограничивает рост **dвх.** что достигаетсяувеличениемудельного расхода воздуха

**qв = Gв / Fлоб**

**Fлоб** - площадь лобового сечения

 Увеличение степени сжатия компрессора **П\*r.** напористей ступеней и удельного расхода воздуха приводит к возрастанию нагрузки от аэродинамических сил на лопатки компрессора и детали корпуса и ротора. Увеличение окружной скорости и длины лопаток приводит к увеличению нагрузок от центробежных сил на вращающиеся детали ротора.

 Большая мощность турбин современных двигателей при малых габаритах и массе достигается увеличением теплопередача. преобразуемого в одной ступени в механическую работу на валу ротора турбины, что требует повышения окружной скорости на лопаточном венце. Одновременно увеличивается осевая скорость газа в проточной части на выходе из турбины и температура газа перед турбиной. Таким образом, повышение мощности на единицу массы турбины вызывает увеличение действующих механических и температурных нагрузок.

 Рост напряженности рабочих процессов требует применения конструктивных материалов с высокими механическими свойствами: титановых сплавов, высоколегированных жаропрочных сталей и сплавов., что приводит к росту материалоемкости, трудоемкости, увеличению стоимости оборудования. оснастки, других показателей, определяющих уровень себестоимости двигателя. Следовательно ФХ двигателя через материалы, конструкцию и технологию влияют на стоимость двигателя.

 Основными ФХ двигателя **Р0** и удельная тяга  **Рв** , весовая отдача **Рm**  и расход топлива **С, Сеф**. В процессе проектирования двигателя при заданном значении **Р0** стремиться максимизировать **Рв. Рm** и минимизировать **Се** и **Сеф** Тогда интегральная обобщенная характеристика эффективности самолета **Wg** будет

 **Wg = Pв Рm | Cе Сеф**

 (3)

 Очевидно, max **Wg** приводит к развитию ОКП и росту ТТХ самолета, однако вместе с тем возрастает и удельная стоимость двигателя **Сро ,** а следовательно и стоимость самолета. Поэтому требуется полный анализ “стоимость-эффективность” самолета. Этот анализ позволит сократить размерность задачи, оставив для дальнейшего рассмотрения лишь варианты принадлежащие кривой **Wg-Cро**

Получение промежуточных локальных оптимумов (субоптимальных вариантов двигателя) сокращает затраты машинного времени на синтез-анализ вариантов самолетов и делает более наглядной перевод кривой **Wg-Cсв** в кривую **U-Cсв**

**ЭФФЕКТИВНОСТЬ САМОЛЕТА,**

 **ЕЕ СТРУКТУРА И РАСЧЕТ**

Эффективность самолета рассматриваемого типа характеризует его способность к уничтожению самолета условного противника в воздушном бою

**U** - количественная мера эффективности (вероятность поражения цели в одном вылете)

 Парный воздушный бой может быть представлен из двух фаз. На первой фазе противники обмениваются ракетными ударами со средней дистанции. В случае промаха самолеты вступают в ближний маневренный бой с применением пушечного вооружения. при этом:

 **U = Pp + (1-Pp)(1-Pp)(1-Pc)Pc (4.1) U = Pp + (1-Pp)(1-Pp)(1-Pc)Pc (4.2).**

**U** - вероятность победы проектируемого самолета

**U** - вероятность победы самолета противника

**Pp|Pc** - вероятность поражения самолетов сторон ракетами и пушечными снарядами

 Из формул (4) видно. что эффективность самолета определяется боевыми возможностями самолетов сторон. Поэтому:

 **е = U | U (5)**

**е** - максимум интегрального показателя эффективности

указывает на лучший по боевым возможностям варианта.

**Синтезируемые варианты проекта самолета различаются:**

- характеристиками размеренности, а следовательно, уровнем демаскерующих признаков, влияющих на вероятность попадания в самолет ракет и снарядов;

- высотно-скоростными и маневренными характеристиками. влияющие на способность самолета первым занять удобную позицию для выстрела из пушки;

- запасом топлива для боя и его расходом во время боя. влияющих на время ведения ближнего боя;

- массой. а следовательно, эффективностью поражающих средств

 В общем виде вероятности поражение самолета противника одной ракетой **Pp**  и **Pc** снарядом соответственно запишется как:

 **Pp1 = Pp1 (mp1, α, α, S) (6)**

 **Pc = PC (mc, α, α, S, τ ) (7)**

**mp1, mc** - масса одной ракеты/всех снарядов

**α** - обобщенная характеристика летных свойств самолета с учетом безфорсажного/форсажного режима полета

**S -** параметр. зависящий от размеренности самолета

**τ** - максимально возможная продолжительность ведения ближнего боя

ожидаемая вероятность поражения самолета двумя ракетами вычисляется по формуле:

 **Pp = 1-(1-Pp1)2 (8)**

Обобщенная характеристика летных свойств зависит от следующих параметров:

 **α = α(Vy, ψ, tразг, Ωнv) (9)**

**Vy** - скороподъемность

**ψ**- угловая скорость установившегося виража, соответствующая заданному режиму полета (высота. скорость)

**tразг** - время разгона от V min до V max на данной высоте

**Ωнv** - область существования самолета в координатах высот и скорости полета

  **S = S (Skp. Dф, αкр, αф, Fвк) (10)**

**Skp** - площадь крыла

**Dф**  - диаметр фюзеляжа

**αkp/ αф** - удлинение крыла/фюзеляжа

**Fвк**  - площадь входа в двигатель

 Агрегаты планера имеют тождественные с базовым самолетом формы, параметры, размеренности, но (Si) - могут существенно отличаться от базовых.

**БЛОК-СХЕМА АНАЛИЗА И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА**

 Принципиальная схема анализа и выбора параметров двигателя включает в себя три контура (рис. 2)

**КОНТУР 1** - формируются альтернативы самолета с двигателем. каждый из которых имеет свой вектор термодинамических параметров.

БЛОК 1 - для 3-4 дискретных значений массы целевой нагрузки формируются альтернативы

БЛОК 2 - рассчитываются ФХ двигателя (**Р0, Рв, Рm, Се, Сеф** ) и ПТХ самолета

При этом осуществляется согласованность ТДП и ФХ двигателя с геометрическими параметрами самолета

**КОНТУР 2** - проводиться субоптимизация параметров двигателя на основе анализа “стоимость-эффективность” двигателя

БЛОК 3 - определение стоимости двигателя

БЛОК 4 - определение эффективности

**КОНТУР 3** - выбор двигателя по кривой **Wg- Cро**

БЛОК 6 - определение стоимости самолета

БЛОК7 - рассчитываются частные показатели эффективности

БЛОК 8 - определение обобщенных характеристик эффективности на основе результатов БЛОКА 7

БЛОК 9 - на основе расчетных данных о стоимости (БЛОК 6) и эффективности самолета противника, определяемой относительно каждой альтернативы проекта Uj , j=1,n (n - число субоптимальных вариантов двигателя), устанавливается стоимость самолето-вылета

БЛОК 10 - анализ “эффективность-стоимость” самолета. на основе БЛОКОВ 8 и 9. Здесь происходит отсев заведомо неперспективных вариантов и строится кривая “эффективность-стоимость” в координатах **Ссв -U**

БЛОК 11 - выбор вариантов системы самолет-двигатель по критерию (2) из вариантов, принадлежащих кривой **Ссв- U**