

А. А. Мирзоян

## УЛУЧШЕНИЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВЕРХЗВУКОВОГО АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ СОВМЕСТНОЙ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И УПРАВЛЯЕМОГО ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ПРИ КОНЦЕПТУАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

В работе оптимизировались такие проектные параметры, как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления, температурная раскрутка, взлетный режим работы двигателя, удельная нагрузка на крыло, крейсерская скорость полета, а также такие параметры управляемого дросселирования тяги, как степень, высота начала и темп дросселирования тяги, площадь критического сечения сопла. Показано, что такая оптимизация в условиях заданных конкретных требований потенциального рынка сверхзвуковых административных самолетов может значительно повысить реализуемость проекта, выявить эффективные пути удовлетворения жестких технических и экологических ограничений. *Проектные параметры двигателя и самолета; дросселирование тяги двигателя; шум струи и эмиссия в крейсерском полете; летно-технические характеристики*

### ВВЕДЕНИЕ

Среди комплекса противоречивых требований к сверхзвуковому административному самолету (САС) экологические требования, непосредственно зависящие от силовой установки, а именно требования к уровню шума на местности и эмиссии, занимают важнейшее место. Оптимальное согласование основных проектных параметров двигателя и самолета (ПП) с учетом этих экологических требований во многом определяет реализуемость проекта самолета в целом [1].

К основным ПП САС, влияющим на уровень экологических и летно-технических характеристик относятся, прежде всего, параметры цикла двигателя (ПЦД), такие как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления и температурная раскрутка, определяющие тягово-экономическую эффективность силовой установки, проектные параметры самолета (ППС), такие как удельная нагрузка на крыло и тяговооруженность, крейсерская скорость полета. В условиях заданных требований к взлетно-посадочным характеристикам (в частности, к длине ВПП), к числу ПП можно отнести также взлетный режим работы двигателя, влияющий на выбор потребной тяговооруженности.

Одним из серьезных резервов улучшения акустических характеристик силовой установки САС является оптимальное управления взлетной тягой (УВТ) двигателя на участке начального набора высоты.

В сверхзвуковом двигателе часто используется регулируемое сопло, имеющее регулируемое критическое сечение. Оптимизация управления площадью критического сечения сопла с точки зрения уменьшения шума на местности может существенно повысить экологическую приемлемость силовой установки САС.

В соответствии с условиями сертификационных акустических испытаний дозвуковых самолетов [2] шум в боковой контрольной точке (к.т.) принято определять при работе двигателя на максимальном режиме, а шум в пролетной к.т. с учетом работы двигателя на дроссельных режимах после достижения минимальной высоты начала дросселирования (300 м – для двухдвигательных самолетов, 260 м – для трехдвигательных самолетов).

В работе рассмотрены высоты начала управляемого дросселирования тяги (УДТ) как больше, так и меньше минимальных. При этом шум в боковой к.т. оценивался с учетом влияния на него УДТ на участке начального набора высоты. Такой подход к оценке бокового шума, принятый в работе, позволяет более полно оценить эффективность раннего УДТ для сверхзвуковых самолетов, в том числе с точки зрения снижения шума в эксплуатации (так называемого эксплуатационного шума).

Очевидно, что этот подход требует неформального рассмотрения действующей процедуры сертификации по шуму и более строгого учета безопасности полета на этом участке. Современные системы управления самолетом и двигателем широко используют электронные устройства, включая БЦВМ, что позволит при

необходимости реализовать малошумное УДТ без непосредственного воздействия на РУД пилотом путем встраивания этой программы управления непосредственно в БЦВМ и выдерживания ее с помощью электронной системы управления двигателем. Кроме того, сохранению уровня безопасности на малых высотах полета может помочь использование более плавного УДТ, позволяющего достигать минимальных режимов работы двигателя лишь на высотах выше 300 м. Эта цель может достигаться с помощью оптимизации темпа УДТ на начальном наборе высоты.

Таким образом, совместная оптимизация основных ПП и УВТ может заметно облегчить удовлетворение противоречивых требований рынка к САС.

Для сверхзвуковых пассажирских самолетов одним из наиболее важных эмиссионных критериев и показателей с точки зрения его вредного воздействия на озон является эмиссия оксидов азота  $\text{NO}_x$  в крейсерском полете. Данный показатель определяется эффективностью организации процесса горения в двигателе, параметрами воздуха на входе в камеру сгорания, а также общими затратами топлива в крейсерском полете.

Еще одним важным эмиссионным показателем, характеризующим влияние эмиссии на изменение климата, является изменение средней температуры поверхностного (приземного) слоя атмосферы, связанного с эмиссией  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$  и  $\text{NO}_x$  в крейсерском полете. Данный показатель зависит также от высоты крейсерского полета.

В последние годы в ИКАО идет широкое обсуждение различных показателей эмиссии, которые должны быть ограничены в ближайшие годы, с тем чтобы значительно уменьшить воздействие авиации на климат и концентрацию озона. В настоящее время пока не приняты ограничения на вредные выбросы в крейсерском полете, но постоянно идет ужесточение норм по выбросам в районе аэропорта за взлетно-посадочный цикл по таким параметрам как уровни эмиссии  $\text{NO}_x$ , окиси углерода  $\text{CO}$  и несгоревших углеводородов  $\text{HC}$ .

## 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В работе рассматривается компоновка САС с пониженным уровнем звукового удара, разработанная НГТС и ЦАГИ (рис. 1).

Для самолета в рассматриваемой компоновке особое значение приобретает снижение шума именно струи, поскольку, во-первых, передний шум вентилятора в значительной степени глушится фюзеляжем и крылом, а во-вторых, суще-

ственное снижение шума вентилятора обеспечивается эффективными ЗПК, размещенным во входном и выходном каналах СУ.



**Рис. 1.** Компоновка сверхзвукового административного самолета с пониженным звуковым ударом

Основной особенностью рассматриваемой постановки задачи является совмещение оптимизации основных ПП с оптимизацией УВТ. В этих условиях параметры УВТ фактически становятся дополнительными ПП двигателя и самолета. Для удобства процесс оптимизации реализован на двух уровнях: на верхнем (системном) уровне оптимизируются основные ПП, на втором оптимизируются дополнительные ПП при текущем сочетании основных ПП.

В вектор оптимизируемых основных ПП входят 6 параметров, включая основные ППД (степень двухконтурности  $m_0$ , суммарная степень повышения давления  $\pi_{k0}$  и температура газа на входе в турбину на взлете  $T_{G0}$ ), основные ППС (взлетный режим работы двигателя, характеризующийся величиной относительной тяги на взлете  $R_{0\text{отн}} = \frac{R_0}{R_{0\text{исх}}}$  и представляющий отношение тяги на взлете  $R_0$  к тяге на исходном режиме работы  $R_{0\text{исх}}$ , взлетная удельная нагрузка на крыло  $(G/S)_0$  и крейсерская скорость полета, характеризующаяся числом  $M$  в крейсерском полете  $M_{\text{кр}}$ ) (1).

$$\text{Вектор\_Основных\_ПП} = \begin{bmatrix} m_0 \\ T_{G0} \\ \pi_{k\Sigma 0} \\ R_{0\text{отн}} \\ (G/S)_0 \\ M_{\text{кр}} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Поскольку уровень максимальной температуры газа на входе в турбину  $T_{G\text{max}}$  не менялся, то изменение  $T_{G0}$  характеризует изменение температурной раскрутки двигателя (т. е. разности  $T_{G\text{max}}$  и  $T_{G0}$ ).

Вектор критериев оптимизации основных ПП на верхнем уровне включал в себя относительную дальность полета  $L_{\text{отн}}$ , изменение шу-

ма струи от некоторого исходного уровня  $dE_{MAX}$  в боковой (3-й) или пролетной (2-й) к.т. в зависимости от того, где запас по шуму ниже, относительную приведенную крейсерскую эмиссию оксидов азота ( $NO_x$ )  $D_{P\ OTH}$  (абсолютная масса эмиссии  $NO_x$  за крейсерский полет  $D_P$  на единицу дальности полета и 1 пассажира) и изменение средней температуры поверхностного слоя атмосферы  $dt$  (2):

$$\text{Вектор Критериев ПП} = \begin{bmatrix} L_{OTH} \\ dE_{MAX} \\ D_{P\ OTH} \\ dt \end{bmatrix}. \quad (2)$$

В качестве исходного уровня шума принят уровень шума, соответствующий требованиям 3-й главы ИКАО [2]. Критерии  $L_{OTH}$  и  $D_{P\ OTH}$  приведены в относительном виде и их значения отнесены к соответствующим исходным значениям.

На втором уровне оптимизации в качестве основного и единственного критерия оптимизации параметров УВТ рассматривалось изменение шума струи  $dE_{MAX}$ . В вектор оптимизируемых дополнительных ПП на втором уровне входят 4 основных параметра УДТ, влияющие на шум струи, а именно: степень дросселирования тяги (относительная тяга) на начальном наборе высоты  $R_{OTH} = \frac{R}{R_{исх}}$  (где  $R_{исх}$  – тяга на исходном режиме), степень раскрытия критического сечения сопла (относительная площадь сопла)  $F_{KP\ OTH} = \frac{F_{KP}}{F_{KP\ исх}}$  (где  $F_{KP\ исх}$  – исходное значение  $F_{KP}$ ), высота начала управления тягой на начальном наборе высоты  $H_H$  и темп УДТ  $dR/dt$  (относительное снижение тяги в единицу времени в процентах) (3):

$$\text{Вектор Дополнительных ПП} = \begin{bmatrix} R_{OTH} \\ F_{KP\ OTH} \\ H_H \\ \frac{dR}{dt} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

При оптимизации были приняты следующие основные условия, допущения и ограничения:

- расчет ЛТХ и практической дальности полета производится для самолета с фиксированным взлетным весом  $G_0$  с учетом участков взлета, разгона-набора высоты, крейсерского сверхзвукового полета, спуска-торможения, захода на посадку и посадки, а также наличия АНЗ;

- расчет длины ВПП производился из условия сбалансированного взлета;
- минимальные требования по шуму на взлете соответствуют уровням шума струи в боковой и пролетной к.т. не хуже требований 3-й главы ИКАО с учетом запаса в каждой к.т. не менее 1 EPNdB и суммарным запасом в двух к.т. – не менее 4 EPNdB. Таким образом, они могут обеспечить как минимум возможность удовлетворения требований 4-й главы ИКАО [2] с учетом погрешности расчета шума струи [2]);
- скорость при начальном наборе высоты не менее  $V_2 + 19\text{км/ч}$  (условие сертификационных испытаний по шуму на местности), где  $V_2$  – безопасная скорость [1];
- высота прохода трансзвукового диапазона скоростей – 8 км;
- при дросселировании на начальном наборе высоты величина градиента набора высоты при всех работающих двигателях должна быть не менее 4% и при отказе двигателя – не менее 0% [5];
- двигатели представляют собой традиционные ТРДД со смешением потоков со сверхзвуковым регулируемым соплом (без применения специальных шумоглушащих устройств снижения шума струи);
- при исходном УВТ  $F_{KP} = \text{const}$ ;
- в двигателях используется камера сгорания с диффузионным режимом горения.

## 2. ОСНОВНЫЕ МОДЕЛИ

На рис. 2 приведен состав основных моделей, используемых при оптимизации проектных параметров двигателя и самолета.

Из основных моделей здесь можно выделить модель двигателя, модель шума струи и модели эмиссии.

*Модели двигателя.* В работе используется математическая модель расчета характеристик двигателя, основанная на программе расчета двигателя проф. А. М. Ахмедзянова из УГАТУ [8]. В целом модель соответствует первому уровню моделирования ГТД, для которого характерно описание каскадов лопаточных машин в виде обобщенных характеристик без детализации по ступеням. Сначала производится определение параметров двигателя на расчетном режиме (согласование режимов работы отдельных узлов, определение геометрических характеристик проточной части), а затем для текущих нерасчетных внешних условий и режима работы двигателя при принятом законе регулирования определяются характеристики двигателя.

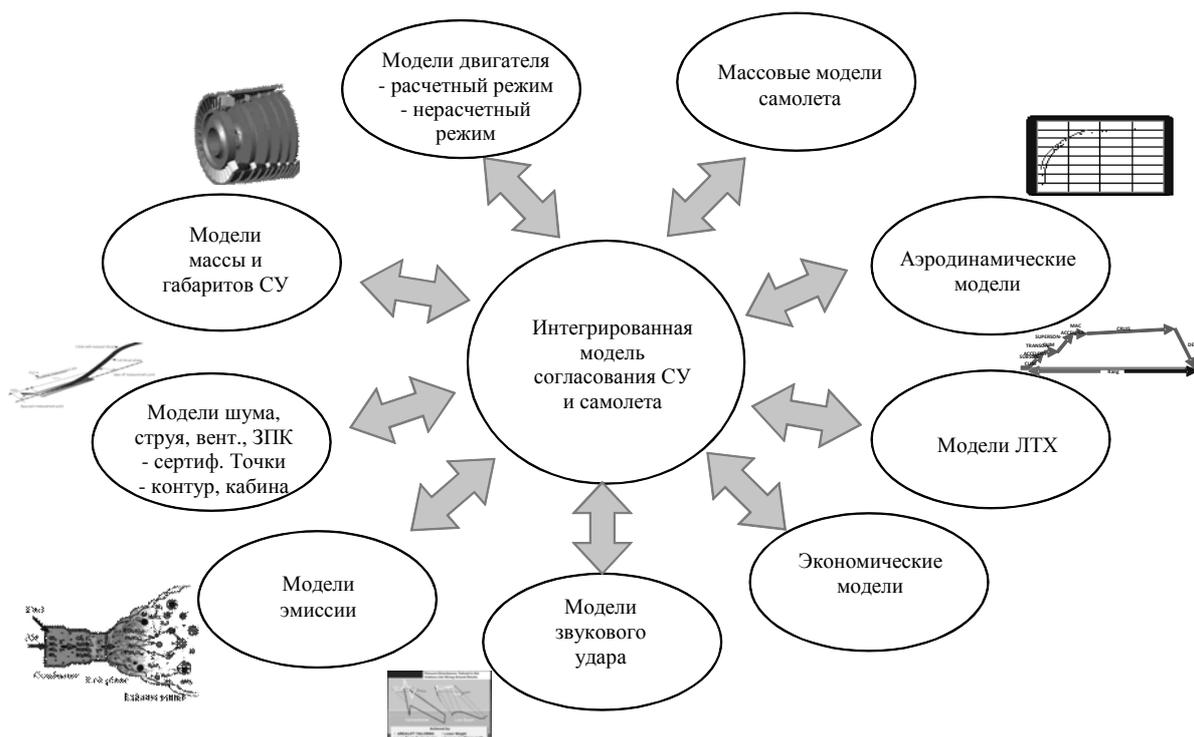


Рис. 2. Основные модели для МДО проектных параметров двигателя и самолета

В данной работе были приняты следующий закон регулирования и основные ограничения:

- $n_{B\text{ пр}} = n_{B\text{ пр макс}} = \text{const}$ ;  $F_{KP} = F_{KP\text{ взл}} = \text{const}$  (для максимальных режимов);
- $G_{B\text{ пр}} = \text{const}$  (для дроссельных режимов).
- $T_{\Gamma} < T_{\Gamma\text{ макс}}$ ;  $T_{\Gamma\text{ КР}} < T_{\Gamma\text{ КР макс}}$ ;
- $T_{\text{К}} < T_{\text{К макс}}$ , где  $n_{B\text{ пр}}$  – приведенная частота вращения вентилятора;
- $F_{KP}$ ,  $F_{KP\text{ взл}}$  – площадь критического сечения сопла текущая и на взлете;
- $G_{B\text{ пр}}$  – приведенный расход воздуха через двигатель;
- $T_{\Gamma}$ ;  $T_{\Gamma\text{ КР}}$  – температура газа на входе в ТВД на всех режимах полета кроме крейсерского, на режиме крейсерского полета;
- $T_{\text{К}}$  – температура на выходе из КВД.

Принятый уровень значений основных ограничений по температурам  $T_{\Gamma\text{ макс}}$ ,  $T_{\Gamma\text{ КР макс}}$ , и  $T_{\text{К макс}}$  соответствует перспективным технологиям 2015–2020 гг.

**Модели шума струи.** Методика прогнозирования шума струи в источнике основана на теории Лайтхилла, в соответствии с которой оценка производится по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении реактивного сопла. Основной ее особенностью являются простота и надежность, что обеспечи-

вает сокращение времени единичного расчета, при достаточной точности получаемых решений.

Важными составляющими программы оценки шума являются расчет траектории взле а/посадки самолета и расчет шума струи в источнике.

Точность моделирования траектории позволяет точно определить положение источников шума (элементов двигателя и планера) относительно сертификационных к.т. Поэтому профиль полета в программе формируется при решении системы дифференциальных уравнений движения самолета как материальной точки. Это позволяет выдержать необходимые требования и условия для сертификации по шуму самолета [1]. Модель позволяет провести исследование различных программ управления двигателем на участке начального набора высоты, включая выбор оптимального режима работы двигателя на взлете и на участке набора высоты. При этом может оцениваться эффективность начала дросселирования двигателя в различных точках траектории набора высоты.

Эти особенности позволили включить эту математическую модель в программный комплекс согласования параметров двигателя и самолета, и исследовать факторы, оказывающие влияние на траекторию и шум струи, при проведении оптимизации.

**Эмиссионные модели.** На этапе концептуального проектирования, когда еще неизвестны подробные геометрические характеристики камеры сгорания, выбор моделей оценки эмиссионных характеристик представляет собой сложную задачу, так как потенциальные упрощенные модели-претенденты требуют обязательной валидации (проверки правильности). Ранее был проведен отбор и валидация модели оценки эмиссии  $NO_x$  на базе сравнения результатов расчета, полученных по различным корреляционным моделям для ряда существующих двигателей, с сертификационными данными ИКАО [9] и результатами более точных эмиссионных моделей [10]. Выбранная модель использует минимальное количество параметров камеры сгорания, отражает изменение эмиссии  $NO_x$  при варьировании основных параметров цикла и требует минимального времени расчета.

Расчет суммарного изменения температуры поверхностного слоя атмосферы  $dt$  проводился по упрощенным климатическим функциям, предложенным DLR, учитывающими влияние водяного пара,  $CO_2$ , озона и метана и зависящими в целом от индекса эмиссии  $NO_x$  в крейсерском полете, средней высоты и расхода топлива в крейсерском полете [11].

Эти и другие модели более подробно описаны в работах [2–7].

### 3. ВЛИЯНИЕ ОПТИМИЗИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ОСНОВНЫЕ КРИТЕРИИ ОПТИМИЗАЦИИ

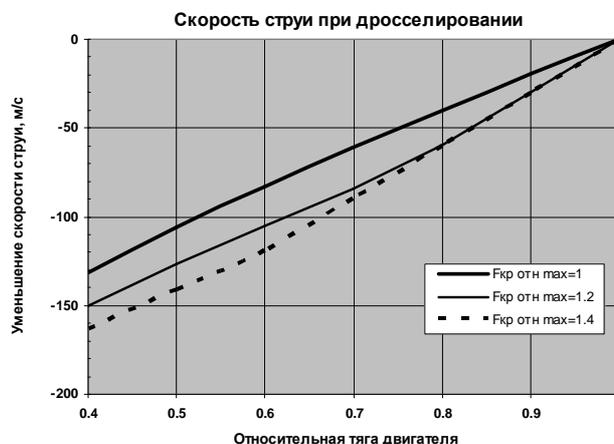
Оптимальное малошумное УДТ включает в себя:

- оптимальное дросселирование тяги с поддержкой максимального расхода воздуха  $G_B = G_{B \max} = \text{const}$  за счет регулирования  $F_{KP}$ ;
- оптимальное начало и темп УДТ;
- УДТ до оптимальных значений степени дросселирования тяги на участке начального набора высоты.

Дросселирование тяги с поддержанием максимального расхода воздуха может при тех же уровнях тяги обеспечить дополнительное снижение шума струи за счет более существенного уменьшения скорости выхлопной струи. Кроме того, оно обеспечивает значительное улучшение времени приемистости двигателя при необходимости перехода с дроссельного режима на режим максимальной тяги.

На рис. 3 проиллюстрирована сравнительная эффективность регулирования сопла при дрос-

селировании тяги в виде зависимости уменьшения скорости струи от относительной тяги  $R_{отн}$  при различных значениях максимальной степени раскрытия сопла  $F_{KP \text{ отн } \max}$ .



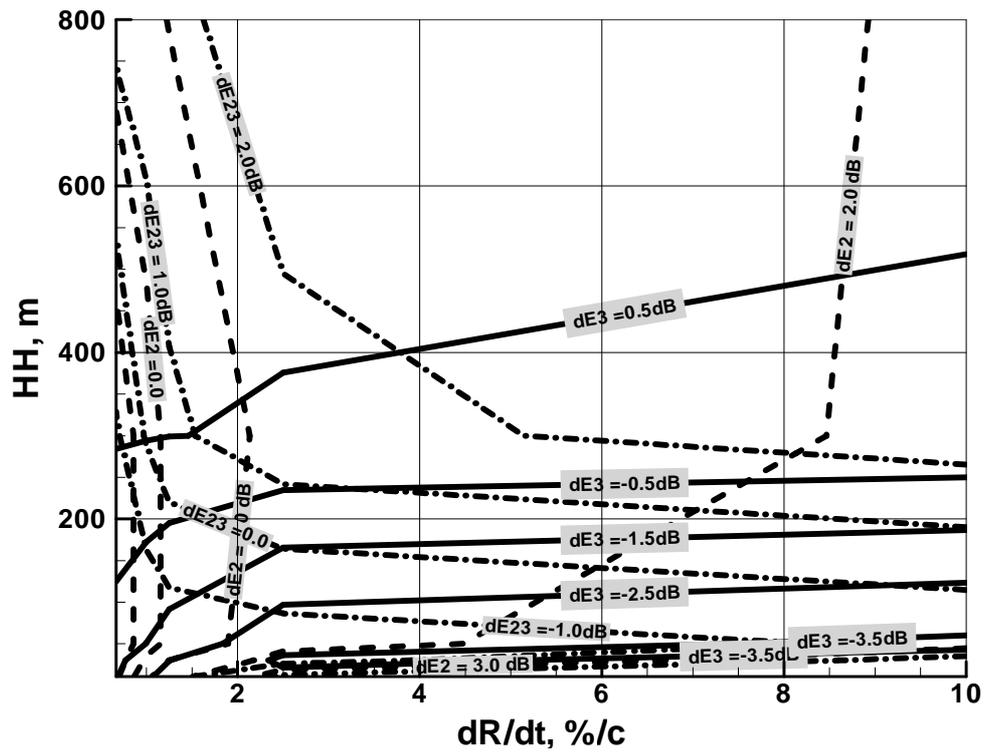
**Рис. 3.** Зависимость уменьшения скорости струи от относительной тяги при дросселировании тяги с использованием  $F_{KP} = \text{var}$  для  $F_{KP \text{ отн }} = 1,0; 1,2$  и  $1,4$  ( $H = 300$  м,  $M = 0,3$ )

Видно, что на режиме 60% максимальной тяги (характерный режим дросселирования в районе пролета зоны боковой к.т.) при использовании раскрытия сопла  $F_{KP}$  на 20% и на 40% скорость струи дополнительно уменьшается на 20 и 35 м/с (по сравнению со скоростью струи при нерегулируемом  $F_{KP}$ ), что в свою очередь может привести к снижению шума струи на 2–3 EPNdB.

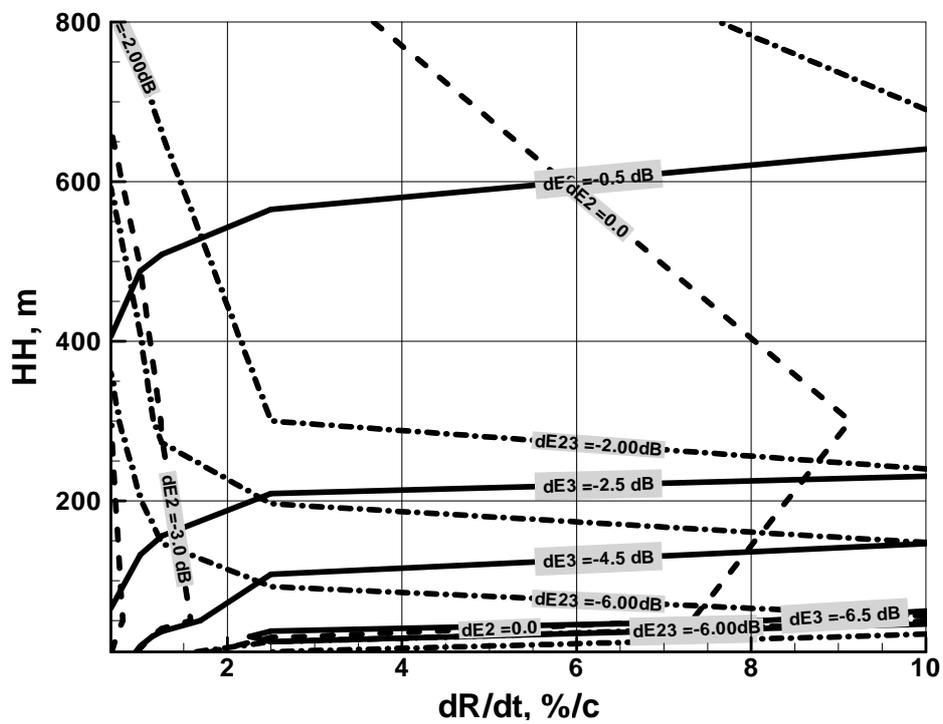
На рис. 4 показано влияние высоты начала и темпа УДТ на шум струи в боковой к.т.  $dE_3$  (цветной спектр), пролетной к.т.  $dE_2$  (сплошные линии уровня) к.т. и суммарный шум струи на взлете  $dE_{23}$  (пунктирные линии уровня) при  $F_{KP} = \text{const}$  (рис. 5а) и  $F_{KP} = \text{var}$  для обеспечения  $G_B = G_{B \max}$  (рис. 4, б).

Видно, что высота начала и темп УДТ мало влияют на шум струи при  $H_H > 200$  м и  $dR/dt > > 2-3$  %/с. При снижении  $H_H$  ниже 200 м и повышенных значениях  $dR/dt$  суммарный взлетный шум меняется также незначительно из-за противоположного изменения шума в боковой и пролетной к.т. И лишь при пониженных темпах УДТ и  $H_H < 200$  м суммарный шум заметно снижается.

Как отмечалось выше, важное значение с точки зрения обеспечения безопасности полета может иметь высота окончания дросселирования тяги и выхода на оптимальный (минимальный) режим двигателя  $H_K$ . На рис. 5 показано влияние параметров УДТ на  $H_K$ .

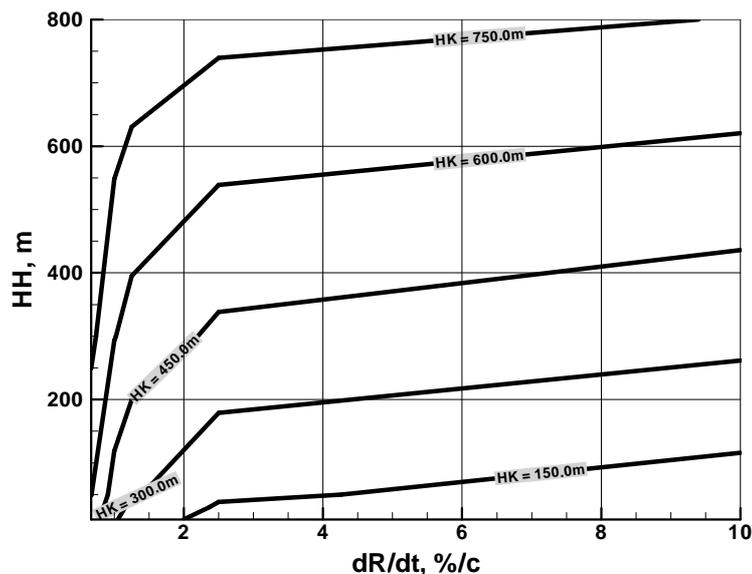


a



б

Рис. 4. Влияние УДТ на шум струи при различных управлениях  $F_{KR}$

Рис. 5. Влияние УДТ на  $H_K$ 

Видно, что  $H_K > 300$  м при  $dR/dt < 2-3\%$ . На рис. 6 показано влияние основных ПП на критерии оптимизации, такие как относительная дальность полета  $L_{OTH}$  (сплошные линии уровня), суммарный шум струи на взлете  $E_{23}$  (пунктирные линии уровня) и приведенная эмиссия  $NO_x$  в крейсерском полете  $D_{P\text{пр}OTH}$  (цветовой спектр), при использовании базового УВТ.

Среди всех влияний основных ПП на критерии можно особо выделить несколько наиболее существенных. Это прежде всего влияние  $m_0$  на дальность и шум – при увеличении  $m_0$  с 2,3 до 3,0 дальность полета может уменьшиться на 7–10%, а шум – понизиться на 7–8 EPN дБ (рис. 6, б). Кроме того можно заметить, что при уменьшении  $T_{Г0}$  с 1625К до 1525К шум может уменьшиться на 7–7,5 EPNдВ (рис. 6, а). И, наконец, наибольшее влияние на крейсерскую эмиссию  $NO_x$  оказывает  $\pi_{K\Sigma 0}$  и  $M$  – при увеличении  $\pi_{K\Sigma 0}$  с 24 до 28 или  $M_{KP}$  с 1,7 до 1,9  $D_{P\text{пр}OTH}$  снижается на 10–20% (рис. 6, а, в).

Отдельно рассмотрим влияние взлетного режима двигателя  $R_0\text{OTH}$  на дальность, шум и длину ВПП, поскольку это влияние в значительной степени зависит от используемого УДТ.

На рис. 7 представлено изменение относительной сбалансированной длины ВПП  $L_{ВПП\text{взл}OTH}$  при изменении взлетного режима двигателя, характеризуемого величиной относительного отклонения взлетной тяги от исходного значения  $\Delta R_0\text{OTH} = (R_0\text{OTH} - R_0\text{OTH}_{исх}) \cdot 100\%$ .

При отклонении взлетного режима на  $\pm 10\%$  величина  $L_{ВПП\text{взл}OTH}$  изменяется в пределах  $\pm 5-6\%$ . Уменьшение потребной длины ВПП при увеличении  $\Delta R_0\text{OTH}$  ограничивается длиной

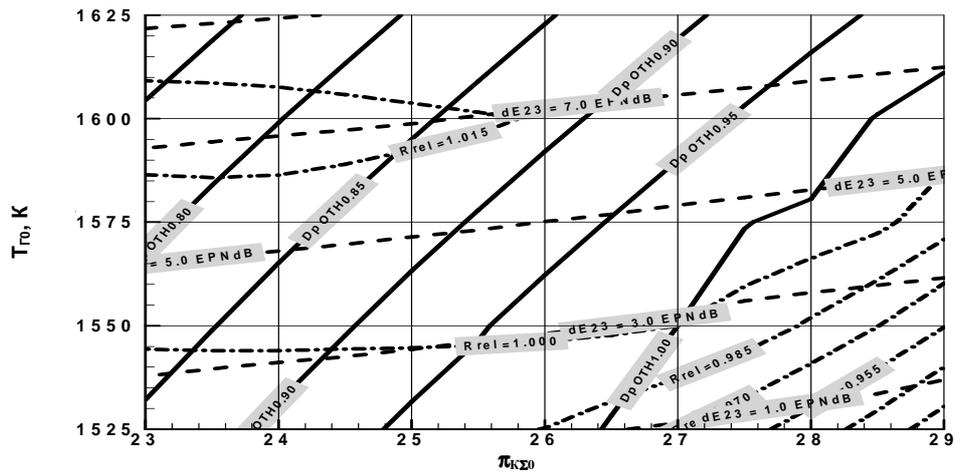
ВПП при посадке  $L_{ПОС}$  (пунктирная линия). Это ограничение может быть ослаблено за счет применения реверса при посадке, уменьшения максимального веса самолета при посадке или увеличения коэффициента подъемной силы при заходе на посадку.

Уменьшение взлетного режима  $\Delta R_0\text{OTH}$  ограничивается величиной минимального градиента набора высоты при отказе двигателя на высоте 10,7 м (он достигался в данном случае при уменьшении  $\Delta R_0\text{OTH}$  ниже  $-20\%$ ).

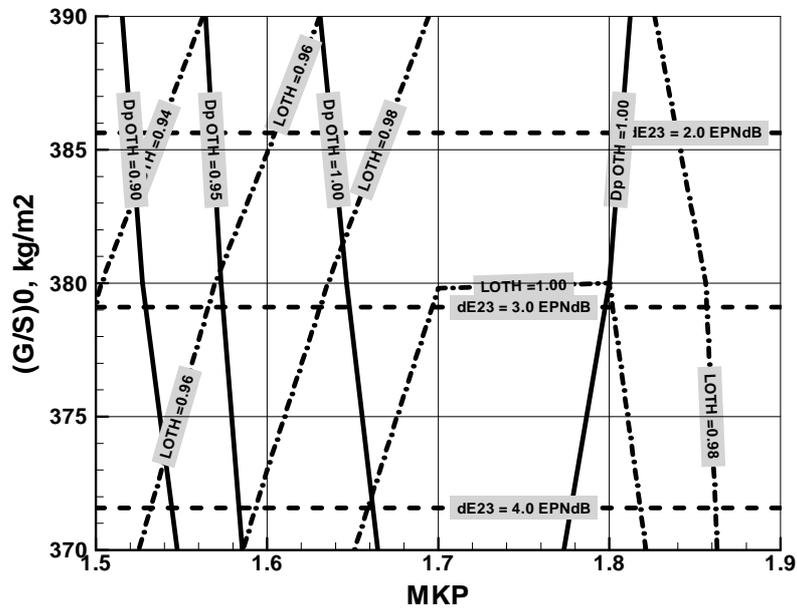
На рис. 8 представлены результаты оценки влияния взлетного режима на шум струи в к.т. в виде зависимостей изменения шума струи в боковой (3-й) к.т.  $\Delta EPNL_3$ , в пролетной (2-й) к.т.  $\Delta EPNL_2$  и суммарное (во 2-й и 3-й к.т.) изменение шума струи на взлете  $\Delta EPNL_{32}$  от величины  $\Delta R_0\text{OTH}$  при использовании исходного УВТ на участке начального набора высоты (рис. 8, а), оптимальной программы регулирования  $F_{KP}$  (рис. 8, б).

Как видно из рисунка 8а, уровень шума при отклонении взлетного режима на  $\pm 10\%$  в боковой к.т. изменяется приблизительно на 2–3 EPNдВ, а в пролетной к.т. – на 3,0–3,5 EPNдВ, причем изменения уровней шума в рассматриваемых сертификационных точках противоположны.

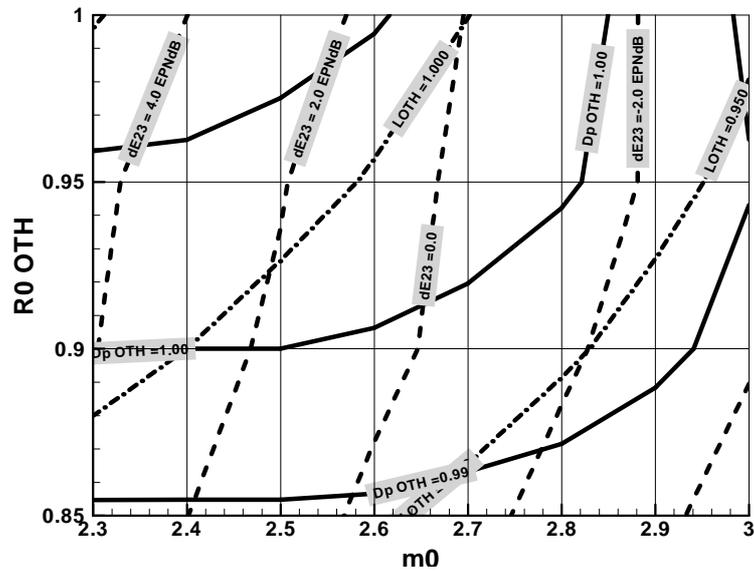
В результате, суммарный уровень шума в боковой и пролетной к.т. при уменьшении взлетного режима на 10% увеличивается на 1.0–1.5 EPNдВ.



a



b



б

Рис. 6. Влияние основных ПП на критерии оптимизации

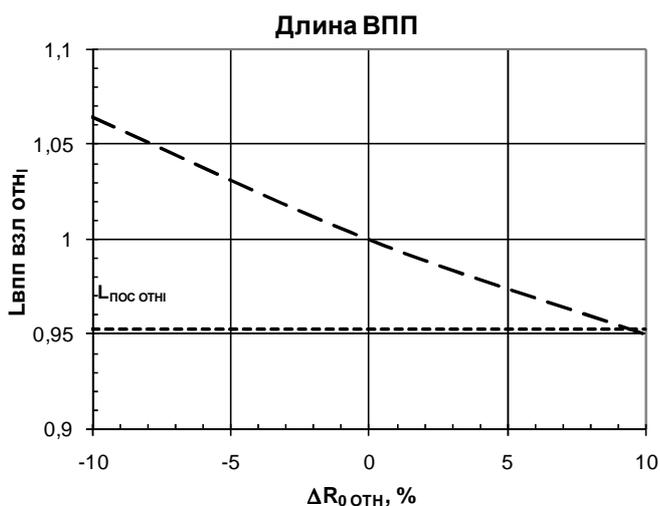
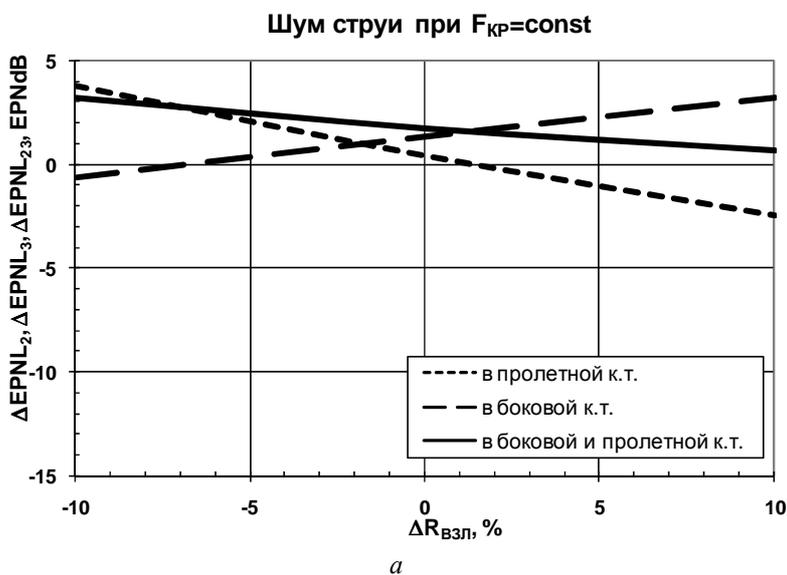
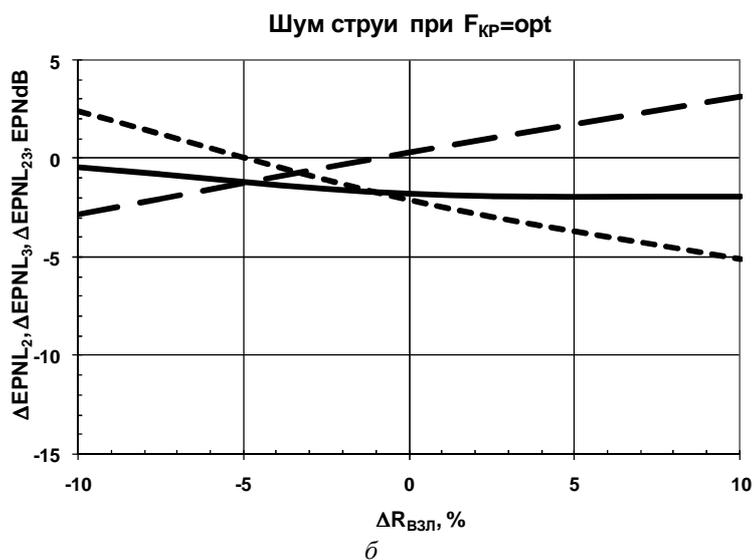


Рис. 7. Влияние взлетного режима работы двигателя на длину ВПП



а



б

Рис. 8. Влияние взлетного режима работы двигателя на шум струи в к.т. при различном УДТ

В случае использования оптимального регулирования площади критического сечения сопла  $F_{KP}$  (как при стартовом дросселировании, так и на участке начального набора высоты) (рис. 8, б) шум струи как в пролетной, так и боковой контрольной точке уменьшается на 1,0–2,5 EPNdB, суммарный уровень шум – на 2,5–3,5 EPNdB.

Наконец, в случае использования и оптимального УДТ на начальном наборе высоты (т. е. помимо оптимального регулирования площади критического сечения сопла  $F_{KP} = \text{opt}$ , использовать оптимальное начало и темп УДТ ( $H_H, dR/dt = \text{opt}$ )) для каждого взлетного режима можно снизить суммарный шум на 6,5–7,5 EPNdB.

Таким образом, с учетом влияния взлетного режима на длину ВПП, оптимальным взлетным режимом работы двигателя, обеспечивающим минимальный шум на взлете и минимальную длину ВПП (или максимальную дальность при заданной длине ВПП), для рассматриваемого варианта самолета и двигателя является максимальный режим ( $R_{0\text{отн опт}} = 1,0$ ).

#### 4. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СОВМЕСТНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ОСНОВНЫХ ПП И ПАРАМЕТРОВ УДТ

Для выявления эффективности от оптимизации отдельных проектных параметров и от добавления эмиссионных показателей в список рассматриваемых критериев были рассмотрены следующие расчетные случаи (см. табл. 1):

1 – исходный случай (исходные основные ПП и параметры УДТ);

2 – оптимизация ПЦД по критериям дальности и шума при исходных ППС и параметрах УДТ;

2а – частный случай 2, соответствующий максимуму дальности при условии выполнения минимальных требований по шуму (т. е.  $L_{\text{отн}} = \text{max}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ );

3 – оптимизация основных ПП по критериям дальности и шума при исходных параметрах УДТ;

3а – частный случай 3, соответствующий  $L_{\text{отн}} = \text{max}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

4 – оптимизация основных ПП и  $F_{KP}$  на участке начального набора высоты по критериям дальности и шума при исходных значениях остальных параметров УДТ ( $H_H$  и  $dR/dt$ );

4а – частный случай 4, соответствующий  $L_{\text{отн}} = \text{max}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

5 – оптимизация основных ПП по критериям дальности и шума, оптимизация всех параметров УДТ;

5а – частный случай 5, соответствующий  $L_{\text{отн}} = \text{max}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

5б – частный случай 5, соответствующий  $D_{P\text{пр}} = \text{min}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

5в – частный случай 5, соответствующий  $dt = \text{min}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

6 – оптимизация основных ПП по критериям дальности, шума и относительной приведенной крейсерской эмиссии  $NO_x D_{P\text{пр отн}}$ , оптимизация всех параметров УДТ;

6а – частный случай 6, соответствующий  $L_{\text{отн}} = \text{max}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

6б – частный случай 6, соответствующий  $D_{P\text{пр}} = \text{min}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

7 – оптимизация основных ПП по критериям дальности, шума и изменению средней температуры поверхностного слоя атмосферы  $dt$ , оптимизация всех параметров УДТ;

7а – частный случай 7, соответствующий  $dt = \text{min}$  при  $dE_{\text{max}} = \text{min}$ ;

7б – частный случай 7, соответствующий  $dE_{\text{max}} = \text{max}$ .

На рис. 9 демонстрируются результаты случаев 1–5а в виде Парето-множеств в координатах рассматриваемых критериев дальности  $L_{\text{отн}}$  и шума  $dE_{\text{max}}$ .

Видно, что исходная точка находится на Парето-множестве случая 2, что означает, что принятые исходные значения ПЦД в совокупности с принятыми исходными ППС являются оптимальными с точки зрения обеспечения исходной дальности при минимальном шуме. Однако минимальным требованиям по шуму исходная точка не удовлетворяет, и выполнить эти требования за счет оптимизации только ПЦД можно лишь с потерей 6–7% исходной дальности.

Из графика также видно, что если за базу для сравнения взять решения с оптимальными ПЦД, то общий вклад от совместной оптимизации ППС и параметров УДТ в снижение шума в каждой к.т. может достигать 6–7,5 EPNdB, при этом вклад в общее снижение шума от оптимизации каждой отдельной составляющей, такой как ППС,  $F_{KP}$  и остальные параметры УДТ ( $H_H$  и  $dR/dt$ ) составляет 1,5–2 EPNdB.

Также можно заметить, что с учетом удовлетворения минимальных требований по шуму на взлете исходная дальность полета за счет совместной оптимизации основных ПП и УВД может быть максимально увеличена на 5–6%.

Таблица 1

Основные расчетные случаи

№	ПЦД	ППС	F <sub>кр</sub>	H <sub>н</sub> , dR/dt	Критерии, условия
1	Исх.	Исх.	Исх.	Исх.	-
2	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L и dE <sub>MAX</sub>
2a	Опт.	Исх.	Исх.	Исх.	L = max @ dE <sub>MAX</sub> = min
3	Опт.	Опт.	Исх.	Исх.	L и dE <sub>MAX</sub>
3a	Опт.	Опт.	Исх.	Исх.	L = max @ dE <sub>MAX</sub> = min
4	Опт.	Опт.	Опт.	Исх.	L и dE <sub>MAX</sub>
4a	Опт.	Опт.	Опт.	Исх.	L = max @ dE <sub>MAX</sub> = min
5	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L и dE <sub>MAX</sub>
5a	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L = max @ dE <sub>MAX</sub> = min
5б	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	D <sub>Р ПР</sub> = min, dE <sub>MAX</sub> = min
5в	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	dt = min @ dE <sub>MAX</sub> = min
6	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L, dE <sub>MAX</sub> и D <sub>Р ПР ОТН</sub>
6a	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	D <sub>Р ПР</sub> = min, dE <sub>MAX</sub> = min
7	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L, dE <sub>MAX</sub> , dt
7a	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	dt = min @ dE <sub>MAX</sub> = min
7б	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	dE <sub>MAX</sub> = max

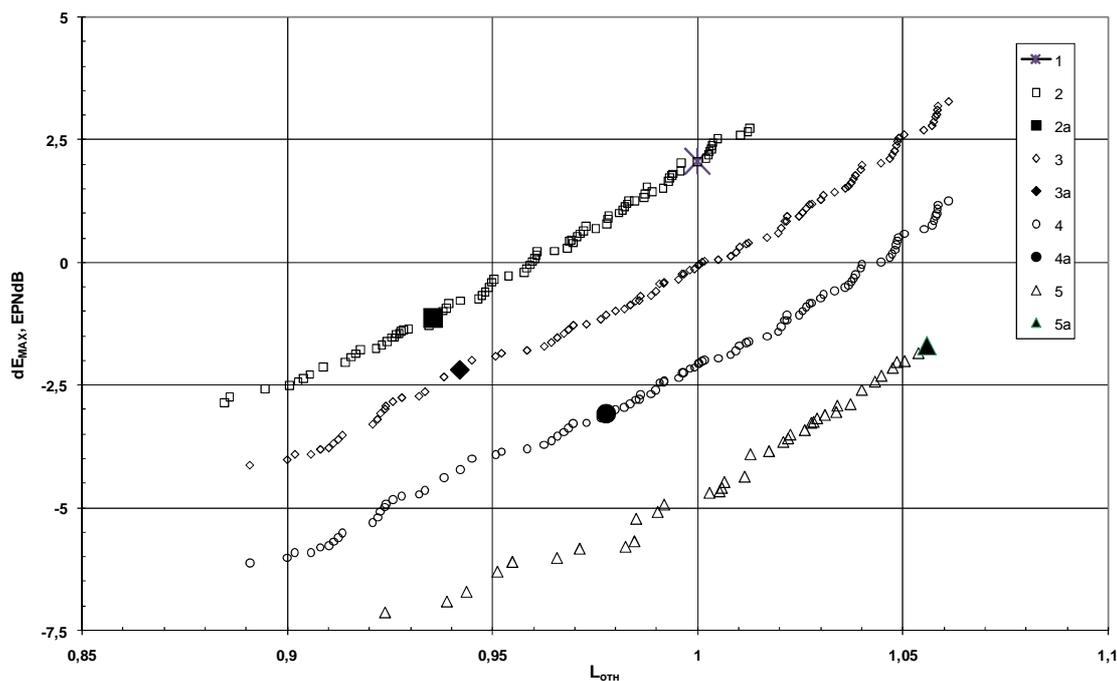


Рис. 9. Парето-множества в случае оптимизации основных ПП по дальности и шуму

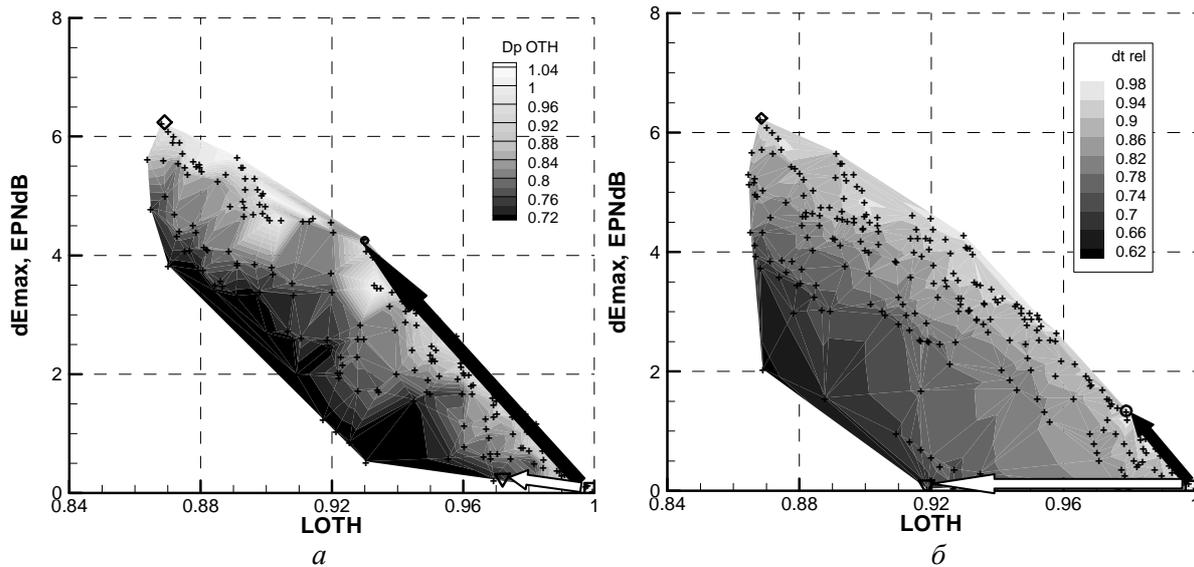


Рис. 10. Парето-множества, полученные при оптимизации основных ПП по дальности, шуму струи и эмиссии

На рис. 10 приведены основные результаты оптимизации по трем критериям для случаев 5б–7б. Здесь за исходные приняты оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ, обеспечивающих  $LOTH = \max$  при  $dE_{MAX} = \min$  (случай 5а). На рис. 10, а в виде Парето-множества показаны оптимальные соотношения  $LOTH$ ,  $dE_{MAX}$  и  $D_P$  ПР ОТН. Сравнительный анализ решений, оптимальных по двум (крайние верхние точки) и трем критериям, показывает, что максимальные снижения  $D_P$  ПР достигают соответственно 15% и 30% при потерях в дальности полета 8–10% и 2–3% соответственно (темная и светлая стрелки). Рис. 10, б по аналогии с рис. 10, а иллюстрирует возможности снижения  $dt$  – максимальное снижение  $dt$  составляет 11% с незначительными потерями дальности при оптимизации по двум критериям (темная стрелка), и 35–40% с 6–8% потерями в дальности при оптимизации по трем критериям (светлая стрелка). В табл. 2 и 3 приведены полученные оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ, а также критериев оптимизации для случаев 1, 2а, 3а, 4а, 5а (табл. 2) и 5а, 5б, 5в, 6а, 7а и 7б (табл. 3).

В четырех правых столбцах таблицы 3 изменения критериев эффективности  $L$ ,  $D$  и  $dt$  даны в процентах от исходных значений (случай 5а). Как следует из таблиц, оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ в зависимости от критериев и условий оптимизации могут находиться в следующих диапазонах:  $m_{0\text{ ОПТ}} = 2,2\text{--}2,7$ ,  $\pi_{КС0\text{ ОПТ}} = 23\text{--}29$ ,  $T_{Г0\text{ ОПТ}} = 1475\text{--}1625\text{ К}$ ,  $R_{0\text{ ОТН ОПТ}} = 0,85\text{--}1,0$ ;  $(G/S)_{0\text{ ОПТ}} = 370\text{--}390$ ,  $M_{КР\text{ ОПТ}} = 1,7\text{--}1,8$ ;  $H_{Н\text{ ОПТ}} = 20\text{--}30\text{ м}$ , и  $(dR/dt)_{\text{ОПТ}} = 1\text{--}3\text{ \%/с}$ .

На рис. 11 показаны траектории начального набора высоты (рис. 11, а), изменения относительной тяги  $R_{\text{ОТН}}$  (рис. 11, б) и относительной площади критического сопла  $F_{КР\text{ ОТН}}$  (рис. 11, в) вдоль траектории при исходном (пунктирные кривые) и оптимальном (сплошные кривые) УВТ. Как можно заметить, траектории при оптимальном УВТ более пологие вследствие более раннего начала УДТ. Максимальные степени дросселирования могут достигать 30–35%, а максимальные степени раскрытия – 20%. Такая степень раскрытия сопла обычно используется в сверхзвуковом двигателе для поддержания устойчивой работы вентилятора на режимах малого газа, поэтому использование такого диапазона изменения не потребует значительного утяжеления сопла из-за его регулирования.

При исходном УВТ пониженный взлетный (стартовый) режим ведет к увеличению минимальной дроссельной тяги (рис. 11б), что вызывает увеличение шума в пролетной точке. Оптимальное регулирование сопла приводит при той же тяге к повсеместному уменьшению скорости струи на дроссельных режимах и соответствующему снижению шума в к.т. Начало дросселирования на оптимальных пониженных высотах позволяет заметно снизить скорость струи и шум в районе боковой к.т., а использование оптимального пониженного темпа дросселирования позволяет оптимально перераспределить изменение шума в пролетной и боковой к.т. так, чтобы обеспечить максимальное снижение суммарного шума на взлете.

Таблица 2

Оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ,  
а также критериев оптимизации для случаев 1, 2а, 3а, 4а

N	$m_0$	$\pi_{КС0}$	$T_{Г0}, K$	$R_0$ ОТН	$(G/S)_0,$ кг/м <sup>2</sup>	$M_{КР}$	$H_H, M$	$dR/dt,$ %/с	$L_{ОТН}$	$dE_{MAX},$ EPNdB
1 (ИСХОДНЫЙ)	2.4	27	1550	0.9	380	1.8	838	10	1.0	2.0
2а ( $L_{ОТН}=\max @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.9	25	1525	0.9	380	1.8	838	10	0.935	$dE_{MAX}=\min$
3а ( $L_{ОТН}=\max @$ $dE_{MAX}=\min$ )	3	23	1500	1	380	1.8	838	10	0.942	$dE_{MAX}=\min$
4а ( $L_{ОТН}=\max @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.9	26	1525	1	380	1.7	838	10	0.978	$dE_{MAX}=\min$
5а ( $L_{ОТН}=\max @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.2	29	1550	1	390	1.8	30	2.5	1.056	$dE_{MAX}=\min$

Таблица 3

Оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ,  
а также критериев оптимизации для случаев 5а, 5б, 5в, 6а, 7а, 7б

N	$m_0$	$\pi_{КС0}$	$T_{Г0}, K$	$R_0$ ОТН	$(G/S)_0,$ кг/м <sup>2</sup>	$M_{КР}$	$\Delta L_{ОТН},$ %	$\Delta dE_{MAX},$ EPNdB	$\Delta D_{P ОТН},$ %	$\Delta dt, \%$
5а ( $L_{ОТН}=\max @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.2	26	1550	1.00	390	1.8	0	0	0	0
5б ( $D_{P ОТН}=\min @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.5	23	1550	0.85	370	1.8	-8	-4.3	-18	-4
5в ( $dt=\min @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.6	28	1550	1.00	370	1.7	-2	-1.3	5	-11
6а ( $D_{P ОТН}=\min @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.2	23	1625	0.85	370	1.8	-0.2	-0.2	-29	-8
7а ( $dt=\min @$ $dE_{MAX}=\min$ )	2.7	29	1625	1.00	380	1.8	-8	0	-17	-35

Оптимальное регулирование сопла может быть реализовано системой автоматического управления соплом двигателя.

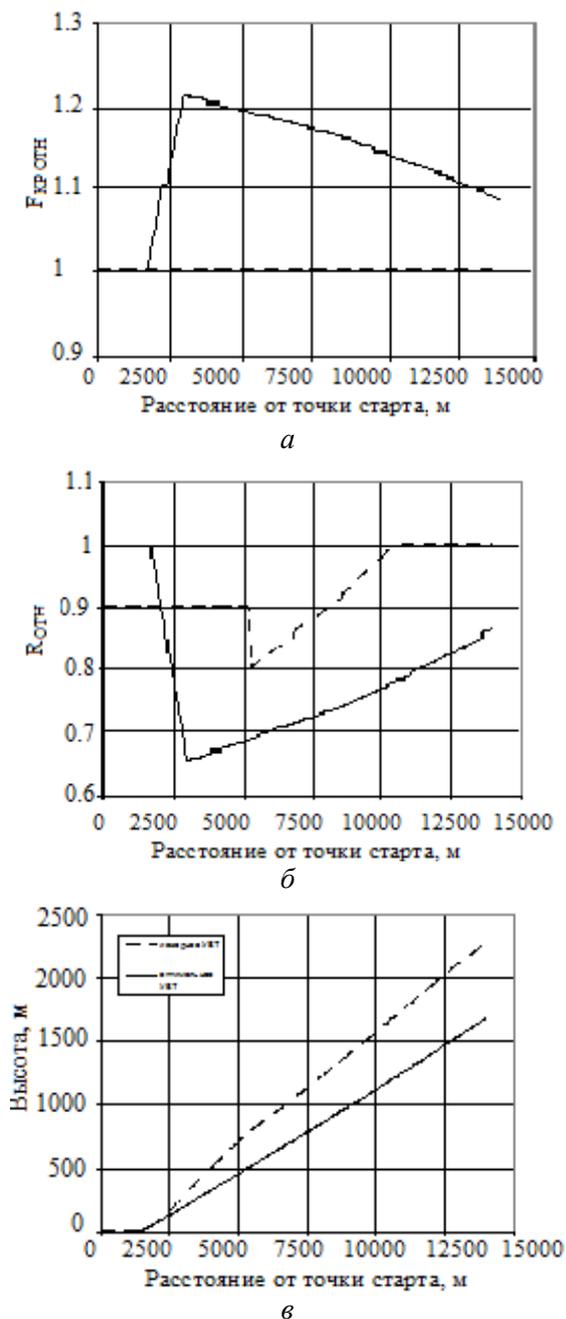


Рис. 11. Траектории начального набора высоты и изменения  $R_{отн}$  и  $F_{кр\ отн}$  при исходном и оптимальном УВТ

Такая система должна будет пройти специальную сертификацию для подтверждения возможности поддержания определенного уровня тяги и снижения шума на местности. Следует отметить, что подобные системы управления существуют на военных двигателях, поэтому технически такие системы не представляют большой сложности, однако с точки зрения их

сертификации они могут быть связаны с определенными трудностями.

## ВЫВОДЫ

На этапе концептуального проектирования силовой установки САС для самолета с заданным взлетным весом и при заданных ограничениях по длине ВПП и шуму струи при взлете проведена совместная МДО проектных параметров двигателя и самолета (таких как степень двухконтурности  $m_0$ , суммарная степень повышения давления  $\pi_{ксо}$ , температура газа на входе в турбину на взлете  $T_{Г0}$ , взлетный режим работы двигателя  $R_{0\ отн}$ , взлетная удельная нагрузка на крыло  $(G/S)_0$  и крейсерская скорость полета  $M_{кр}$ ) и параметров управления взлетной тягой двигателя на начальном наборе высоты (таких как степень дросселирования тяги  $R_{отн}$ , площадь критического сечения сопла  $F_{кр\ отн}$ , высота начала  $H_H$  и темп УДТ  $dR/dt$ ) по трем основным критериям – суммарной дальности полета, шуму струи на взлете и крейсерской эмиссии, которая показала:

Совместная оптимизация проектных параметров двигателя и самолета и управления взлетной тягой может способствовать максимальному улучшению соотношения летно-технических, акустических и эмиссионных характеристик САС. При необходимости с помощью совместной оптимизации любая из этих характеристик может быть заметно улучшена без значительного ухудшения остальных.

При совместной МДО оптимальными значениями проектных параметров и параметров управления взлетной тягой являются:  $m_{0\ опт} = 2,2-2,7$ ,  $\pi_{ксо\ опт} = 23-29$ ,  $T_{Г0\ опт} = 1475-1625\text{ К}$ ,  $R_{0\ отн\ опт} = 0,85-1,0$ ,  $(G/S)_0\ опт = 370-390\text{ кг/м}^2$ ,  $R_{отн\ опт} = 0,65-0,7\text{ (min)}$ ,  $F_{кр\ опт} = 1,2-1,25\text{ (max)}$ ,  $M_{кр\ опт} = 1,7-1,8$ ,  $H_{H\ опт} = 20-30\text{ м}$  и  $(dR/dt)_{опт} = 1-3\text{ \%}/с$ . Учет эмиссионных показателей САС, определяющих его влияние на озон и климат, уже на этапе концептуального проектирования может обеспечить за счет совместной оптимизации значительное снижение крейсерской эмиссии  $NO_x$  на 25–30%, а суммарного изменения температуры поверхностного слоя атмосферы – на 35–40% без заметных потерь дальности и ухудшения шума. Программа оптимального управляемого дросселирования тяги на высотах меньше 300 м может быть встроена в БЦВМ и выдерживаться с помощью электронной автоматической системы управления двигателем. Выбором оптимального темпа уменьшения тяги можно обеспечить выход на минимальный (малозумный) режим работы двигателя на высотах полета выше 300 м.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ИКАО. Приложение 16. Охрана окружающей среды. Т. 1. «Авиационный шум», 2005.
2. **Mirzoyan A., Chaika T., Pyin A.** Community noise reduction of supersonic business jet // *International Journal of Aeroacoustics*. July, 2004. Vol. 3, № 3.
3. **Мирзоян А. А.** Достижения в области исследований силовой установки сверхзвукового административного самолета. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности.
4. **Mirzoyan A.** Studies on MDO of Engine Design Parameters with Mission, Noise and Emission Criteria at SSBJ Engine Conceptual Design, ICAS2008-4.2.3, Anchorage, Alaska, USA, 2008.
5. Engine and A/C MDO under environmental and mission criteria at the SSBJ conceptual design level / Y. Deremaux [et al.] // *New challenges in aeronautics: The 9th International Symposium International Conference*, Moscow, 2007.
6. **Mirzoyan A.** Cruise NOx Emission Reduction By Rational Choice Of Supersonic Business Jet Engine Design Variables, ICAS2010-5.8.1, Nice, France, 2010.
7. **Мирзоян А. А., Рябов П. А.** Исследование эффективности силовой установки сверхзвукового административного самолета с учетом акустических и эмиссионных характеристик. Труды всероссийск. открытой конф. по авиац. акустике», Москва, 2009. Т. 1. С. 38–39.

## ОБ АВТОРЕ

**Мирзоян Артур Амазаспович**, нач. сектора отдела согласования двигателя и самолета ЦИАМ. Дипл. инженер-механик по тепловым двигателям (МАИ, 1979). Иссл. в области опт. согласования характеристик двигателя и самолета, опт. управления силовыми установками сверхзвуковых пассажирских самолетов, разработки матмоделей САПР авиац. двигателей.