

УДК 621. 452. 322

Оптимизация управления взлетной тягой двигателя для снижения шума сверхзвукового административного самолета

А.А. Мирзоян

Аннотация

В работе оптимизировались такие параметры управления взлетной тягой как степень, высота начала и темп дросселирования тяги, площадь критического сечения сопла. Показано, что такая оптимизация в условиях заданных требований потенциального рынка сверхзвуковых административных самолетов может значительно повысить реализуемость проекта, выявить эффективные пути удовлетворения жестких технических и экологических ограничений. Для максимального увеличения эффективности управления взлетной тягой дополнительно рассмотрена оптимизация основных проектных параметров двигателя и самолета, таких как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления, температура газа на входе в турбину на взлете и др.

Ключевые слова

сверхзвуковой административный самолет; дросселирование; шум струи; траектория полета; летно-технические характеристики самолета.

Введение

Экологические требования занимают важнейшее место среди комплекса требований, предъявляемых к сверхзвуковому административному самолету (САС) [1].

Оптимальное управление взлетной тягой (УВТ) двигателя на участке взлета и начального набора высоты может стать одним из важнейших факторов улучшения акустических характеристик силовой установки САС. Такое управление тягой включает прежде всего оптимизацию способа дросселирования тяги сверхзвукового двигателя. В таком двигателе часто используется сверхзвуковое сопло, имеющее регулируемое критическое сечение. Оптимальное управление площадью критического сечения сопла с точки зрения уменьшения шу-

ма на местности (малошумное управление) может существенно повысить экологическую приемлемость силовой установки и реализуемость проекта САС в целом.

В соответствии с действующими условиями сертификационных акустических испытаний дозвуковых самолетов [2] шум в боковой контрольной точке (к.т.) принято определять при работе двигателя на максимальном режиме, в то время как а шум в пролетной к.т. - с учетом работы двигателя на дроссельных режимах после достижения минимальной разрешенной высоты начала дросселирования (для двухдвигательных самолетов эта высота равна 300м).

В настоящих исследованиях были рассмотрены высоты начала управляемого дросселирования тяги (УДТ) как больше, так и меньше 300м, причем шум в боковой к.т. оценивался с учетом влияния на него дросселирования тяги на участке начального набора высоты. Это позволило более широко оценить потенциальную эффективность раннего УДТ для сверхзвуковых самолетов, причем как с точки зрения сертификационного шума (шума самолета при сертификационных акустических испытаниях), так и с точки зрения снижения шума в эксплуатации (эксплуатационного шума). Такое неформальное рассмотрение действующей процедуры сертификации по шуму требует строгого учета ограничений по безопасности полета на этом участке. Известно, что современные и тем более перспективные системы управления самолетом и двигателем широко используют БЦВМ, что может облегчить реализацию и применение малошумного УДТ в полете без непосредственного участия пилотов за счет включения программы малошумного управления тягой непосредственно в БЦВМ и последующего выдерживания ее с помощью электронной системы управления двигателем. Сохранению уровня необходимой безопасности на малых высотах полета может способствовать и использование плавного дросселирования тяги, позволяющего достигать пониженных малошумных режимов работы двигателя лишь на высотах выше 300м.

Эффективность УДТ существенно зависит от согласованности выбранных основных проектных параметров двигателя, таких как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления и температурная раскрутка (параметры цикла двигателя –ПЦД), и основных проектных параметров самолета (ППС), таких как удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность, крейсерская скорость полета. К числу основных проектных параметров (ПП) относится также взлетный режим работы двигателя, влияющий на выбор потребной тяговооруженности при заданной длине ВПП. В работе также рассмотрена возможность повышения эффективности малошумного УВТ за счет оптимизации ПП двигателя и самолета.

1. Постановка задачи

В рассматриваемой компоновке САС с пониженным уровнем звукового удара, разработанной НГТС и ЦАГИ, двигатели расположены над хвостовой частью фюзеляжа. При такой компоновке первостепенное значение имеет снижение шума именно струи, поскольку, во-первых, передний шум вентилятора в значительной степени глушится поверхностью фюзеляжа и крыла, а во-вторых, существенное снижение шума вентилятора обеспечивается эффективными современными ЗПК, размещенными во входном и выходном каналах СУ.

В качестве основного критерия оптимизации УВТ рассматривалась величина изменения уровня шума струи от некоторого исходного уровня dE_{MAX} (для боковой или пролетной к.т. в зависимости от того, где запас по шуму ниже). В качестве исходного уровня принят уровень шума, соответствующий требованиям 3 Главы ИКАО [2].

Оптимизировались следующие параметры УДТ, влияющие на шум струи:

- степень дросселирования тяги (относительная тяга) на участке начального набора

высоты $R_{отн} = \frac{R}{R_{исх}}$ (здесь $R_{исх}$ - тяга на исходном режиме работы двигателя);

- относительная площадь критического сечения сопла $F_{кротн} = \frac{F_{кр}}{F_{крисх}}$ (здесь $F_{крисх}$ - исходное значение площадь критического сечения сопла $F_{кр}$);

- высота начала УДТ на участке начального набора высоты H_H ;

- темп УДТ $\frac{dR}{dt}$ (относительное снижение тяги в единицу времени в процентах).

При оптимизации УВТ были приняты следующие основные условия и ограничения:

- минимальные требования по шуму на взлете соответствуют уровням шума струи в боковой (3-й) и пролетной (2-й) к.т. не хуже требований 3-й Главы ИКАО с учетом запаса в каждой к.т. не менее 1 EPNdB и суммарного запаса в двух к.т. – не менее 4 EPNdB. Данные требования могут обеспечить удовлетворение требований 4-й Главы ИКАО [2] с учетом погрешности расчета шума струи;

- скорость полета самолета при начальном наборе высоты не менее V_2+19 км/ч (условие сертификационных испытаний по шуму), где V_2 – безопасная скорость [2];

- при дросселировании на участке начального набора высоты величина градиента набора высоты при всех работающих двигателях должна быть не менее 4% и при отказе двигателя – не менее 0% [2];

- при исходном УВТ $F_{кр} = const$.

Рассматриваемые двигатели представляют собой традиционные ТРДД со смешением потоков и сверхзвуковым регулируемым соплом, не использующим специальных шумоглушащих устройств для снижения шума струи. В качестве исходного (базового) двигателя рассматривался ТДД со средней степенью двухконтурности и степенью повышения давления.

Была также рассмотрена возможность повышения эффективности оптимального УВТ за счет оптимизации основных ПП двигателя и самолета. Такими параметрами являлись степень двухконтурности m_0 , суммарная степень повышения давления π_{k0} и температура газа на входе в турбину на взлете $T_{Г0}$ (ПЦД), относительная тяга на старте $R_{0\text{отн}} = \frac{R_0}{R_{0\text{исх}}}$ - 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 число M в крейсерском полете $M_{\text{кр}}$ (ППС). При фиксированной максимальной температуре газа на входе в турбину $T_{Г\text{max}}$ изменение $T_{Г0}$ характеризует изменение температурной раскрутки двигателя (разности $T_{Г\text{max}}$ и $T_{Г0}$).

С учетом комплекса требований к САС, в критерии оптимизации основных ПП помимо шума струи dE_{max} была включены относительная дальность полета $L_{\text{отн}}$ (отнесена к соответствующему исходному значению).

2. Основные математические модели

Из основных моделей, используемых в работе, можно выделить несколько наиболее важных моделей, таких как модель двигателя и модель шума струи.

Модель двигателя

В данной работе используется модель двигателя, основанная на программе расчета характеристик двигателя проф. А.М.Ахмедзянова из УГАТУ [3]. Модель соответствует первому уровню моделирования ГТД, при котором каскады лопаточных машин представлены в виде обобщенных характеристик без детализации по ступеням.

В работе рассматривались следующий закон регулирования двигателя и ограничения:

- $n_{в\text{ пр}} = n_{в\text{ пр max}} = \text{const}; F_{\text{кр}} = F_{\text{кр взл}} = \text{const}$ (для максимальных режимов);
- $G_{в} = \text{const}$ (для дроссельных режимов).
- $T_{Г} < T_{Г\text{ max}}; T_{Г\text{ кр}} < T_{Г\text{ кр max}};$
- $T_{к} < T_{к\text{ max}},$

где $n_{в\text{ пр}}$ – приведенная частота вращения вентилятора;

$F_{\text{кр}}, F_{\text{кр взл}}$ – площадь критического сечения сопла текущая и на взлете;

$G_{в}$ – расход воздуха через двигатель;

$T_{Г}$; $T_{Г\text{ КР}}$ - температура газа на входе в ТВД на всех режимах полета кроме крейсерского, на режиме крейсерского полета;

$T_{К}$ - температура на выходе из КВД.

Принятый уровень ограничений на $T_{Г}$ и $T_{К}$ соответствовал технологиям 2015-2020гг.

Модель шума струи

Используемая в модели методика расчета шума струи в источнике основана на теории Лайтхилла, в соответствии с которой шум рассчитывается с использованием основных газодинамических и геометрических параметров струи на выходе из сопла [4]. Особенностью программы расчета шума струи на местности является более детальный расчет траектории взлета/посадки самолета. Повышенная точность моделирования траектории позволяет точно определить положение источника шума струи относительно сертификационных к.т. Поэтому профиль полета в программе формируется в результате решения системы дифференциальных уравнений движения самолета как материальной точки. Это позволяет выдержать необходимые требования и условия для сертификации по шуму самолета [2].

Модель шума струи позволяет исследовать различные программы управления тягой двигателя, включая определение оптимального (малозумного) режима работы двигателя при взлете и начальном наборе высоты. При этом может оцениваться эффективность начала дросселирования двигателя в различных точках траектории набора высоты.

Адекватность этих и других использованных в данной работе моделей (самолетных моделей, модели веса двигателя и др. моделей) неоднократно была подтверждена в предыдущих работах [5, 6, 7, 8, 9]. В этих же работах приводится более подробное их описание.

3. Влияние параметров УВТ и параметров цикла двигателя на шум струи

Оптимальное малозумное управляемое дросселирование тяги включает в себя дросселирование тяги с использованием специального регулирования $F_{КР}$ для обеспечения постоянства максимального расхода воздуха, оптимальное начало и темп дросселирования тяги, дросселирование тяги до оптимальных значений степени дросселирования.

Дросселирование тяги с поддержанием максимального расхода воздуха обеспечивает дополнительное снижение шума струи благодаря более существенному уменьшению скорости струи.

Рис. 1 иллюстрирует эффективность различных способов регулирования сопла при дросселировании тяги в виде зависимости уменьшения скорости струи от относительной тяги $R_{ОТН}$ для различных значений максимальной степени раскрытия сопла $F_{КРОТН\text{ МАХ}}$.

При дросселировании тяги до $R_{отн} = 60\%$ и раскрытии $F_{кр}$ на 40% скорость струи дополнительно уменьшается на 35 м/с по сравнению со скоростью струи в случае $F_{кр} = const$, что в свою очередь может привести к снижению шума струи на 2-3 EPNdB.

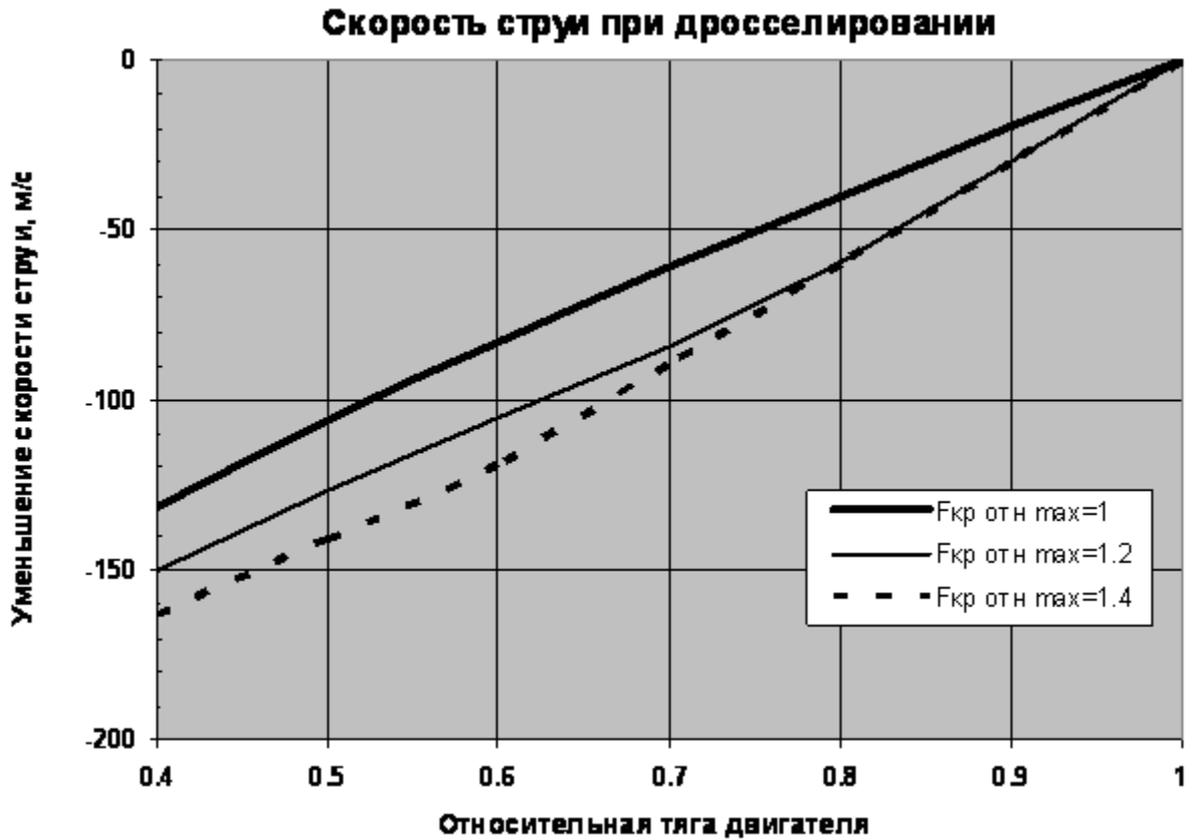
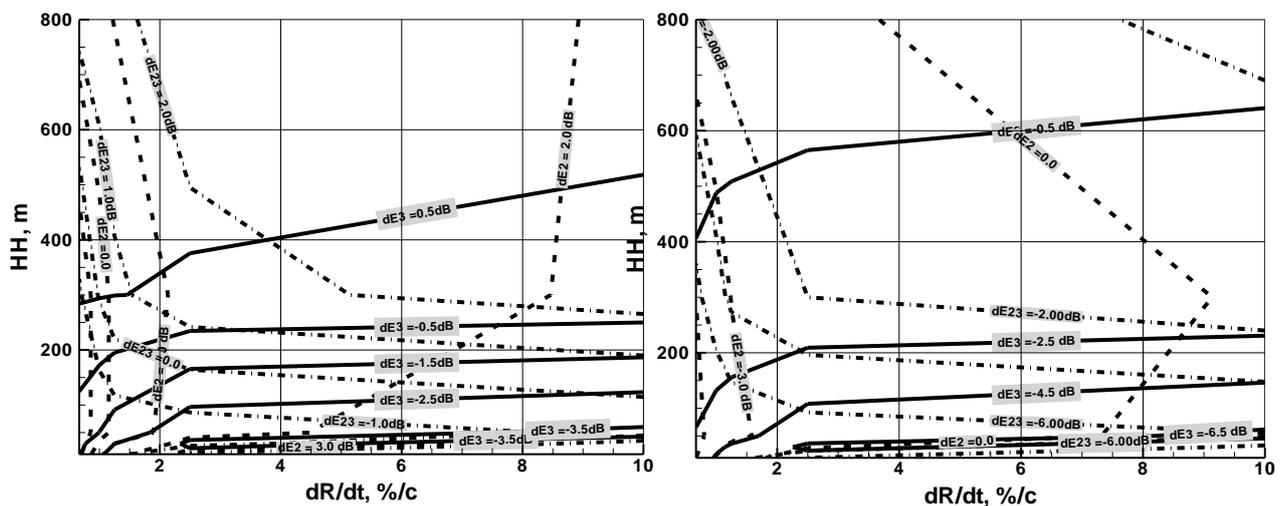


Рис. 1. Зависимость уменьшения скорости струи от относительной тяги для $F_{кр отн max} = 1.0, 1.2$ и 1.4 ($H=300m, M=0.3$)

На рис.2 показано влияние начала и темпа УДТ на шум струи в боковой к.т. dE_3 (сплошные линии уровня), в пролетной к.т. dE_2 (пунктирные линии уровня) и суммарный шум dE_{23} (штрих - пунктирные линии уровня) при $F_{кр} = const$ (рис. 2а) и $F_{кр} = var$ (рис. 2б) для исходного варианта двигателя.



а)

б)

Рис. 2. Влияние УДТ на шум струи при различном регулировании $F_{кр}$

Видно, что высота начала и темп УДТ слабо влияет на уровень шума струи в к.т. при любом способе регулирования $F_{кр}$, если $\frac{dR}{dt} > 2 - 3 \text{ \%}/\text{с}$. При H_H ниже 200м и пониженных значениях темпа УДТ ($\frac{dR}{dt} < 2 - 3\%/с$) суммарный уровень шум в к.т. заметно снижается, благодаря оптимальному перераспределению изменения шума в каждой к.т.

Выше уже отмечалось значение высоты окончания дросселирования тяги H_K для обеспечения безопасности полета. На рис. 3 показано влияние основных параметров УДТ на высоту H_K . Как видно, можно обеспечить заметное повышение H_K до высот выше 300м в случае использования пониженного темпа УДТ ($\frac{dR}{dt} < 2-3\%$).

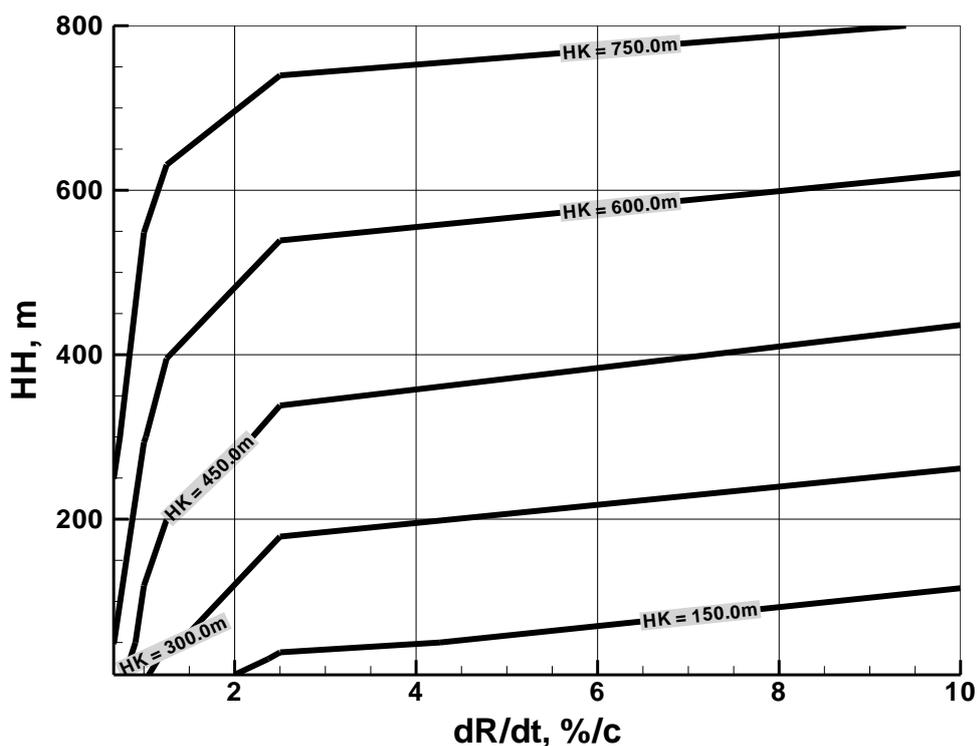


Рис. 3. Влияние основных параметров УДТ на высоту H_K

На рис. 4 показана чувствительность суммарного шума струи на взлете ΔdE_{23} к отклонению параметров цикла двигателя m_0 , $T_{Г0}$, $\pi_{к\Sigma 0}$ и взлетного режима работы двигателя R_0 от n на величину $\pm 5\%$. Эта чувствительность определяется прежде всего различным влиянием этих параметров на скорость струи. Наиболее сильное влияние на ΔdE_{23} оказывает изменение

$T_{Г0}$ (до 5-5.5 EPNdB) и m_0 (до 1.5 EPNdB). Влияние отклонения остальных параметров ($\pi_{КС0}$ и $R_{0\text{ ОТН}}$) на ΔdE_{23} незначительно и не превышает 0.5 EPNdB.

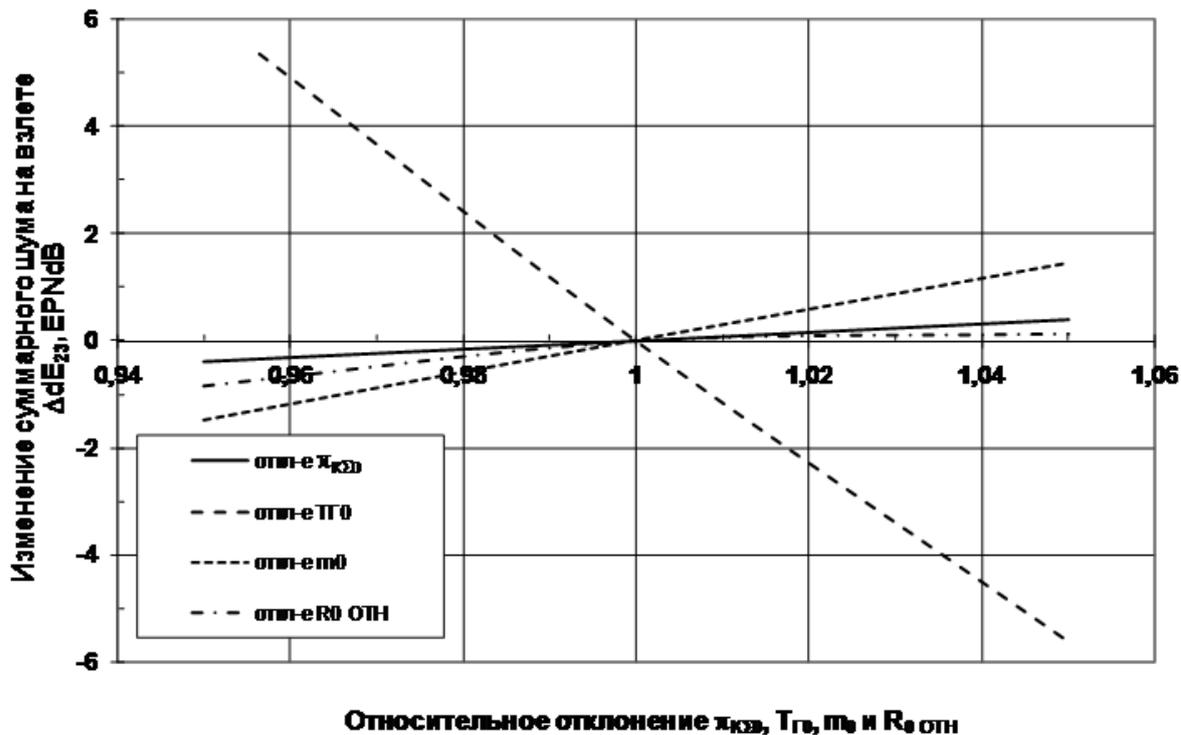


Рис. 4. Влияние отклонения ПЦД (m_0 , $T_{Г0}$, $\pi_{КС0}$) и взлетного режима работы двигателя $R_{0\text{ ОТН}}$ на суммарный шум струи при взлете

Влияние взлетного режима двигателя $R_{0\text{ ОТН}}$ на шум струи и на длину ВПП следует рассмотреть более подробно, так как степень этого влияния в значительной степени зависит от используемого способа УДТ.

На рис. 5 приведено относительное изменение длины ВПП $L_{\text{ВПП взл ОТН}}$ при отклонении взлетного режима работы двигателя, характеризуемого в данном случае величиной отклонения относительной взлетной тяги от исходного значения в процентах $\Delta R_{0\text{ ОТН}} = (R_{0\text{ ОТН}} - R_{0\text{ ОТН исх}}) * 100\%$.

При изменении взлетного режима на $\pm 10\%$ $L_{\text{ВПП взл ОТН}}$ изменяется на величину $\pm 5-6\%$. Минимальное значение потребной длины ВПП и минимальное значение взлетного режима ограничиваются в первом случае длиной ВПП при посадке $L_{\text{ПОС}}$ (пунктирной линия), а во-втором - сертификационными требованиями по минимальным значениям градиента набора высоты в случае отказа двигателя.

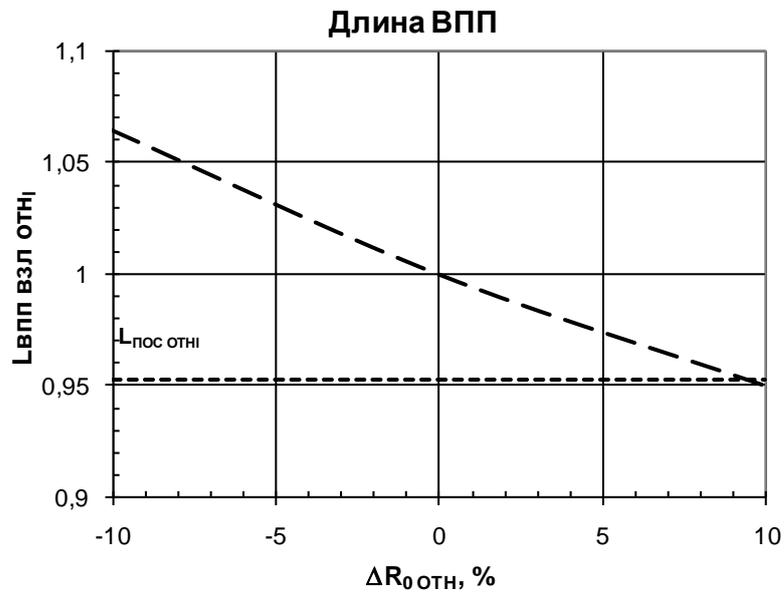


Рис. 5. Влияние взлетного режима работы двигателя на длину ВПП.

На рис. 6 представлено влияние $\Delta R_{0 \text{ ОТН}}$ на dE_3 , dE_2 и dE_{32} при исходном УДТ ($F_{\text{КР}}=\text{const}$), оптимальном управлении $F_{\text{КР}}$ ($F_{\text{КР}}=\text{opt}$) и оптимальном УДТ ($F_{\text{КР}}, H_H, \frac{dR}{dt}=\text{opt}$).

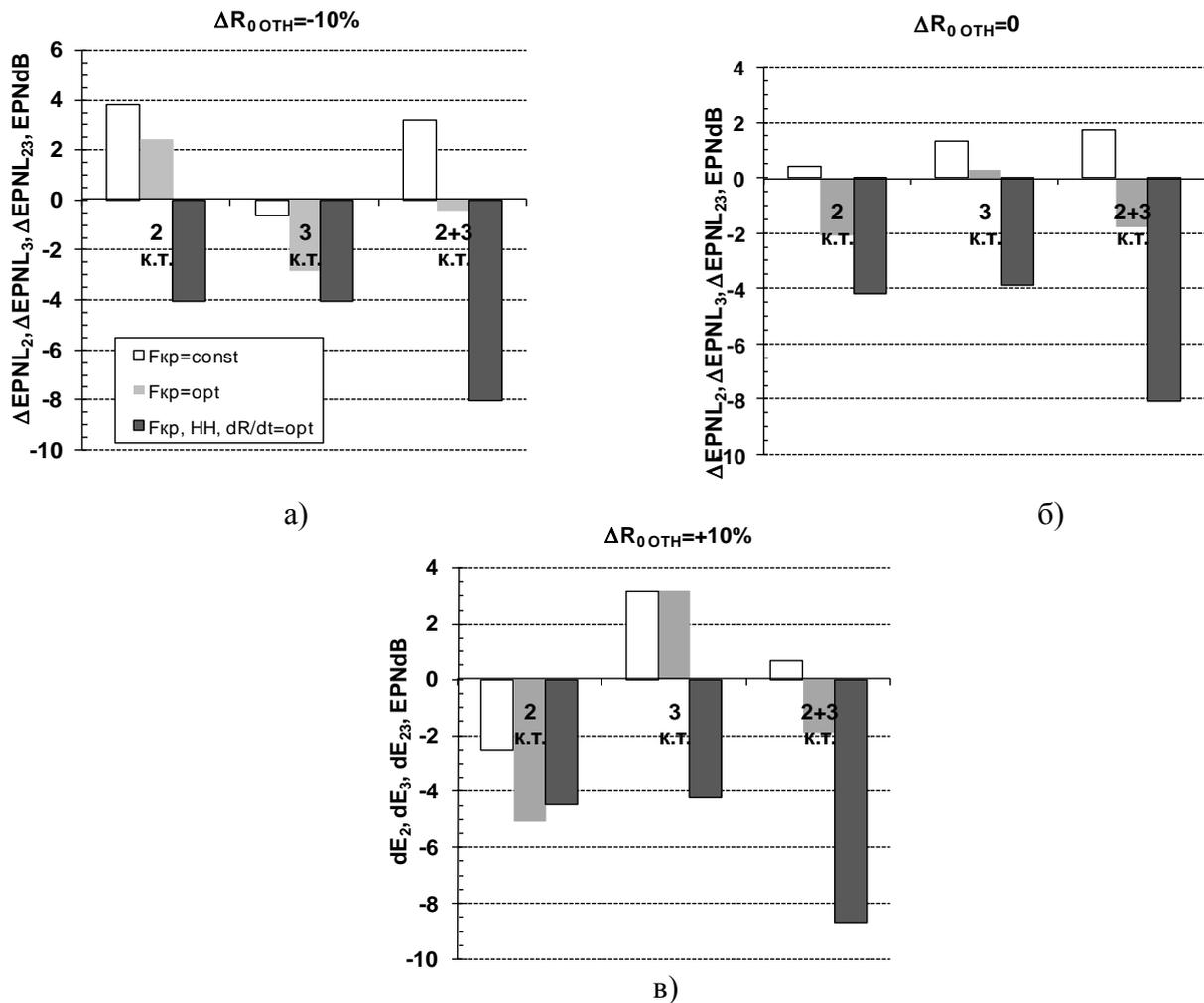


Рис. 6. Влияние взлетного режима работы на шум в к.т. при различных УДТ.

Как видно из рисунка 6 при использовании исходного управления взлетной тягой уровень шума струи в каждой к.т. на 0.5-1.5 EPNdB хуже требований по шуму Главы 3 ИКАО.

При отклонении взлетного режима работы двигателя на $\pm 10\%$ уровень шума в боковой к.т. изменяется на 2-3 EPNdB, а в пролетной к.т. – на 3.0-3.5 EPNdB, при этом интересно отметить, что изменения уровней шума струи в этих сертификационных точках противоположны.

В результате, суммарный уровень шум в боковой и пролетной к.т. при уменьшении взлетного режима на 10% увеличивается на 1.0-1.5 EPNdB (из-за преобладающего влияния ухудшения пролетного шума). Следует отметить, что для базового варианта самолета и двигателя в случае использования исходного управления во всем диапазоне варьирования ΔR_0 отн требования по шуму 3-й Главы ИКАО нарушаются либо в одной, либо в обеих к.т. (рис. 6).

В случае использования оптимального регулирования $F_{кр}$ (как при стартовом дросселировании, так и на участке начального набора высоты) шум струи как в пролетной, так и боковой контрольных точках уменьшается на 1.0-2.5 EPNdB, суммарный шум – на 2.5-3.5 EPNdB. При этом, так и не удается удовлетворить требованиям 3-й Главы ИКАО одновременно в обеих сертификационных точках.

Наконец, в случае использования и оптимального УДТ на начальном наборе высоты (т.е. помимо оптимального регулирования $F_{кр} = opt$, использовать оптимальное начало $H_H = opt$ и темп дросселирования $\frac{dR}{dt} = opt$) для каждого взлетного режима можно снизить суммарный шум на 6.5-7.5 EPNdB, обеспечив запас по шуму в каждой точке около 4 EPNdB, что свидетельствует о высокой эффективности использования оптимального УДТ для снижения шума при взлете.

4. Результаты оптимизации УВТ

На рис. 7 показаны исходные и оптимальные траектории начального набора высоты и изменение относительной тяги $R_{отн}$ (рис. 7а), относительной площади критического сопла $F_{кр\ отн}$ и скорости струи V_c (7б) вдоль траектории при исходном и оптимальном УВТ для исходного (базового) варианта двигателя и самолета.

Как можно заметить, траектории при оптимальном УВТ более пологие вследствие более раннего начала УДТ. Максимальные степени дросселирования тяги могут достигать 30-35% (рис. 7а), а максимальные степени раскрытия $F_{кр}$ – 20% (рис. 7б).

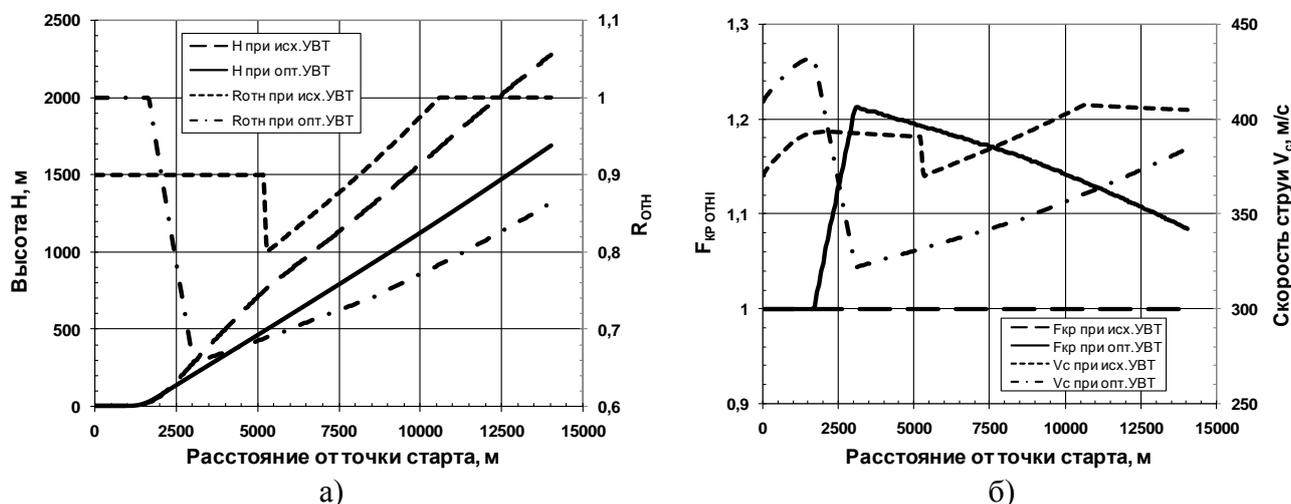


Рис. 7. Исходные и оптимальные траектории начального набора высоты и изменения R_{OTN} (а), $F_{крOTN}$ и скорости струи V_c (б) при исходном и оптимальном УВТ

Такая степень раскрытия $F_{кр}$ обычно используется в сверхзвуковом двигателе для поддержания устойчивой работы вентилятора на пониженных режимах, поэтому использование такого диапазона изменения $F_{кр}$ не потребует заметного утяжеления сопла из-за его регулирования.

При исходном УВТ пониженный взлетный (стартовый) режим ведет к увеличению минимальной тяги (рис. 7а), что вызывает увеличение шума в пролетной точке (рис. 6). 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. (дросселирование тяги на 35% приводит к уменьшению скорости струи на 90м/с) 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.

Оптимальное регулирование сопла может быть реализовано системой автоматического управления соплом двигателя. Такая система должна будет пройти специальную сертификацию для подтверждения способности поддерживать заданный уровень тяги и шум на местности. Следует отметить, что подобные системы управления существуют на военных дви-

гателях, поэтому технически такие системы не представляют большой сложности, однако с точки зрения их сертификации они могут быть связаны с определенными трудностями.

Для выявления эффективности от оптимизации отдельных проектных параметров и параметров УВТ были рассмотрены следующие основные расчетные случаи (см. табл. 1):

- 1 – исходный случай (исходные значения основных ПП и параметров УДТ);
- 2 – оптимизация ПЦД при исходных ППС и параметрах УДТ;
- 2а – частный случай 2, соответствующий максимуму дальности при условии выполнения минимальных требований по шуму (т.е. $L_{OTN} = \max$ при $dE_{MAX} = \min$);
- 3 – оптимизация всех ПП при исходных параметрах УДТ;
- 3а – частный случай 3, соответствующий $L_{OTN} = \max$ при $dE_{MAX} = \min$;
- 4 – оптимизация ПП и $F_{кр}$ на участке начального набора высоты при исходных значениях остальных параметров УДТ (H_H и $\frac{dR}{dt}$);
- 4а – частный случай 4, соответствующий $L_{OTN} = \max$ при $dE_{MAX} = \min$;
- 5 – оптимизация ПП и всех параметров УДТ;
- 5а – частный случай 5, соответствующий $L_{OTN} = \max$ при $dE_{MAX} = \min$;

Таблица 1.

Основные расчетные случаи

№	ПЦД	ППС	$F_{кр}$	H_H , $\frac{dR}{dt}$	Критерии, условия
1	Иск.	Иск.	Иск.	Иск.	-
2	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L и dE_{MAX}
2а	Опт.	Иск.	Иск.	Иск.	$L = \max @ dE_{MAX} = \min$
3	Опт.	Опт.	Иск.	Иск.	L и dE_{MAX}
3а	Опт.	Опт.	Иск.	Иск.	$L = \max @ dE_{MAX} = \min$
4	Опт.	Опт.	Опт.	Иск.	L и dE_{MAX}
4а	Опт.	Опт.	Опт.	Иск.	$L = \max @ dE_{MAX} = \min$
5	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	L и dE_{MAX}
5а	Опт.	Опт.	Опт.	Опт.	$L = \max @ dE_{MAX} = \min$

На рис. 8 демонстрируются результаты случаев 1-5а в виде Парето-множеств в координатах рассматриваемых критериев дальности L_{OTN} и шума dE_{MAX} .

Видно, что исходная точка находится на Парето множестве случая 2, т.е. принятые в работе исходные значения ПЦД в совокупности с принятыми исходными ППС являются оптимальными с точки зрения обеспечения исходной дальности при минимальном шуме.

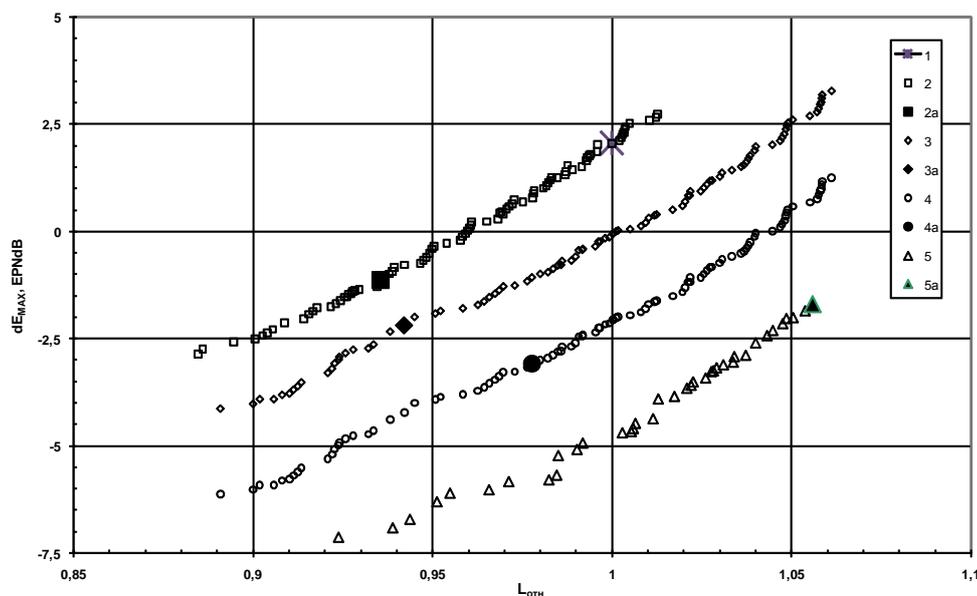


Рис. 8. Парето множества в случае оптимизации ПП и УВТ

Однако принятым в работе 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 (в зависимости от дальности), при этом вклад в общее снижение шума от оптимизации каждой отдельной составляющей, такой как ППС, $F_{кр}$ и остальные параметры УДТ (H_H и $\frac{dR}{dt}$) составляет 1.5-2.0 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%.

В таблице 2 приведены оптимальные значения ПП, параметров УДТ и критериев.

Таблица 2.

Оптимальные значения основных ПП, параметров УДТ и критериев оптимизации

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

Как следует из таблиц, оптимальные значения основных ПП и параметров УДТ в зависимости от критериев и условий оптимизации могут находиться в следующих диапазонах:

$m_0 \text{ ОПТ} = 2.2-2.7$, $\pi_{\text{КС}0 \text{ ОПТ}} = 23-29$, $T_{\text{Г}0 \text{ ОПТ}} = 1475-1625\text{K}$, $R_{0 \text{ ОТН ОПТ}} = 0.85-1.0$, $(G/S)_0 \text{ ОПТ} = 370-390$, $M_{\text{КР ОПТ}} = 1.7-1.8$, $H_{\text{Н ОПТ}} = 20-30\text{м}$, и $(\frac{dR}{dt})_{\text{ОПТ}} = 1-3\%/с$.

Выводы

Для самолета с заданным взлетным весом и при заданных ограничениях по длине ВПП проведена оптимизация параметров управления взлетной тягой, таких как степень дросселирования тяги $R_{\text{ОТН}}$, площадь критического сечения сопла $F_{\text{КРОТН}}$, высота начала $H_{\text{Н}}$ и темп управляемого дросселирования тяги $\frac{dR}{dt}$ с целью снижения шума струи на взлете.

Для максимального увеличения эффективности снижения шума была также проведена оптимизация основных проектных параметров двигателя и самолета (степени двухконтурности m_0 , суммарной степени повышения давления $\pi_{\text{КС}0}$, температуры газа на входе в турбину на взлете $T_{\text{Г}0}$, относительной взлетной тяги $R_{0 \text{ ОТН}}$, удельной нагрузка на крыло G/S_0 и крейсерского числа M полета $M_{\text{КР}}$ по критериям суммарной дальности полета и шума струи на взлете, которая показала:

- оптимальное управление тягой на взлете и наборе высоты включает в себя использование оптимального способ дросселирования тяги с регулированием площади критического сечения сопла, оптимальное начало, темп и степень дросселирования тяги. Такое управление взлетной тягой позволяет значительно снизить суммарный шум струи на взлете, обеспечив запас в 4 EPNdB в каждой к.т.

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

- Оптимальными значениями проектных параметров и параметров управления взлетной тягой являются: $m_0 \text{ ОПТ} = 2.2-2.7$, $\pi_{\text{КС}0 \text{ ОПТ}} = 23-29$, $T_{\text{Г}0 \text{ ОПТ}} = 1475-1625\text{K}$, $R_{0 \text{ ОТН ОПТ}} = 0.85-1.0$, $(G/S)_0 \text{ ОПТ} = 370-390 \text{ кг/м}^2$, $R_{\text{ОТН ОПТ}} = 0.65-0.7 \text{ (min)}$, $F_{\text{КР ОПТ}} = 1.2-1.25 \text{ (max)}$, $M_{\text{КР ОПТ}} = 1.7-1.8$, $H_{\text{Н ОПТ}} = 20-30\text{м}$ и $(\frac{dR}{dt})_{\text{ОПТ}} = 1-3\%/с$.

- Оптимальная программа дросселирования тяги на высотах меньше 300м может быть встроена в БЦВМ и выдерживаться с помощью электронной автоматической системы управления. Выбором оптимального темпа уменьшения тяги можно обеспечить выход на минимальный (малозумный) режим работы двигателя на высотах полета выше 300м.

Библиографический список

1. Селиванов О.Д. Сверхзвуковые пассажирские самолеты, в кн. Научный вклад в создание авиационных двигателей, М:, Машиностроение, 2001.
2. ИКАО, Приложение 16, Охрана окружающей среды, Том I, «Авиационный шум», 4-е изд-е, 2005г.
3. А. М. Ахмедзянов, В. И. Ижикеев, Н. А. Матковская Формирование матмоделей ГТД переменного рабочего цикла. Изв. вузов. Авиационная техника, 1990 , №3.
4. Авиационная акустика. В 2-х частях. Под ред. А.Г.Мунина. М, Машиностроение, 1986.
5. A. Mirzoyan, T. Chaika, A. Ilyin Community noise reduction of supersonic business jet”, International Journal of Aeroacoustics, Vol. 3, N 3, July 2004
6. А. А. Мирзоян Достижения в области исследований силовой установки сверхзвукового административного самолета. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности.
7. A. Mirzoyan Studies on MDO of Engine Design Parameters with Mission, Noise and Emission Criteria at SSBJ Engine Conceptual Design, ICAS2008-4.2.3, Anchorage, USA, 2008
8. Y. Deremaux , A.A. Mirzoyan, A.M. Starik, P.A. Ryabov Engine and A/C MDO under environmental and mission criteria at the SSBJ conceptual design level, The 9th International Symposium International Conference “New challenges in aeronautics”, Moscow, 2007.
9. А. А. Мирзоян А.А., Рябов П.А. Исследование эффективности силовой установки САС с учетом акустических и эмиссионных характеристик. Труды «Всероссийской открытой конференции по Авиационной акустике», Москва, Том 1, С. 38-39, 2009.

Сведения об авторе

Мирзоян Артур Амазаспович, начальник сектора отдела согласования двигателя и самолета ЦИАМ. Адрес: 111116, Москва, ул. Авиамоторная, 2 ;
E-mail: mirzoyan@ciam.ru