

Оптимизация компоновки сверхзвукового делового самолета для снижения звукового удара

© М.А. Тюшина¹, А.В. Тюшин¹, Р.М. Сафин²

¹Московский авиационный институт (НИУ), Москва, 125993, Россия

²ПАО «Научно-производственная корпорация «Иркут»», Москва, 125315, Россия

Рассмотрено снижение звукового удара путем оптимизации аэродинамической компоновки самолета, а также параметров головной части фюзеляжа. Обозначена актуальность проблемы звукового удара, создаваемого сверхзвуковым деловым самолетом. Собрана база данных по материалам исследований методов снижения звукового удара как отдельно, так и в целях многопараметрической оптимизации сверхзвукового делового самолета. Данные систематизированы и обработаны. Проведена численная оценка методов снижения звукового удара с точки зрения влияния их применения на уровень звукового удара, создаваемого самолетом. Каждый метод по снижению звукового удара приведен в соответствие с характерным для его внедрения в технический облик этапам проектирования самолета. Такой подход дает возможность принимать компоновочные решения и выполнять их быструю оценку на ранних этапах проектирования технического облика летательных аппаратов данного типа.

Ключевые слова: сверхзвуковой деловой самолет, звуковой удар, оптимизация, компоновка

Введение. Проблема создания сверхзвукового делового самолета вызвана экологическими и экономическими ограничениями. Эти факторы определяют возможность его эксплуатации и его рыночную конкурентоспособность. Экономическая эффективность самолета, определяемая стоимостью перевозки пассажира, существенно зависит от его аэродинамического совершенства. Степень аэродинамического совершенства принято характеризовать величиной полетного аэродинамического качества. Экологические ограничения обусловлены обеспечением приемлемого уровня шума на местности вблизи аэропортов, уровня звукового удара (ЗУ), создаваемого самолетом при полете на сверхзвуковых скоростях, а также снижением вредных выбросов продуктов сгорания топлива в атмосферу. Критической проблемой полноценного внедрения сверхзвукового делового самолета (СДС) в обыденную практику является создаваемый им звуковой удар на местности, технологии обеспечения уменьшения которого активно исследуются. Анализируя результаты выполненных работ, представленные мероприятия можно разделить на три группы [1]:

— связанные с режимом полета летательного аппарата (ЛА), причем тип и технический облик ЛА не имеют существенного значения;

— связанные с техническим обликом ЛА (его геометрические характеристики, компоновочные особенности и т. п.);

— связанные с энергетическим воздействием на воздушный поток для непосредственного влияния на параметры ударной волны.

Основная причина внедрения мероприятий по уменьшению ЗУ СДС — обеспечение возможности выполнения полетов над сушей, что практически втрое повышает потенциальную конкурентоспособность на рынке данных ЛА. Однако до сих пор не приняты законодательно утвержденные нормы, численно определяющие максимально допустимый уровень ЗУ на местности. Актуальные законы запрещают в целом полеты на сверхзвуковых скоростях над европейскими странами. При проектировании СДС необходимо на данном этапе следовать рекомендациям и прогнозам Международной организации гражданской авиации (ИКАО) в отношении уровня ЗУ, который эта организация прогнозирует: такие значения составляют 20 Па для полетов над сушей и 50 Па — над морем.

В работах [1, 2] отмечено, что большинство мероприятий по снижению ЗУ негативно сказываются на летных свойствах самолета, поэтому при проектировании малозумного самолета возникает большой компромисс между уровнем ЗУ, с одной стороны, и весовыми характеристиками, аэродинамическими характеристиками (АДХ), эксплуатационной технологичностью — с другой.

Постановка задачи. С целью снижения ЗУ было проведено большое количество исследований, позволяющих сформировать статистические зависимости уровня ЗУ СДС, выраженного в метрике звукового давления, от степени внедрения конкретных мероприятий по его снижению [2]. Наличие таких зависимостей при условии параметризации методов снижения ЗУ посредством базовых геометрических характеристик, проектных параметров, проектных критериев дает возможность уже на ранних стадиях проектирования определить рациональные меры снижения ЗУ и степень их внедрения, а также провести первичную оптимизацию проектных параметров СДС при соблюдении специфических ограничений [3]. Таким образом, цель работы — систематизация и обработка данных по методам снижения ЗУ, численная оценка этих методов с точки зрения влияния их применения на уровень ЗУ, создаваемого самолетом, приведение каждого метода в соответствие с характерным для его внедрения в технический облик ЛА этапам проектирования. Необходимо также учесть, что согласно результатам целого ряда летных экспериментов [2] интенсивность ЗУ на поверхности Земли может существенно отличаться, в том числе и в большую сторону, от расчетных значений. Это объясняется влиянием конкретных параметров атмосферы (температура, влажность) наряду с такими факторами, как турбулентность приземного пограничного слоя и общие погодные условия, которые

сложно учитывать напрямую методами численного моделирования. Таким образом, это влияние необходимо принимать в расчет при анализе результатов численного моделирования ЗУ.

Явление ЗУ и способ его численной оценки. По своей физической природе звуковой удар — это газодинамическое явление, возникающее вследствие воздействия на воздушную среду сложной системы ударных волн (скачков уплотнения), генерируемых самолетом, летящим со сверхзвуковой скоростью. Скачки уплотнения образуются в результате взаимодействия набегающего потока с конкретными компоновочными элементами, а именно с головной частью фюзеляжа (ГЧФ), крылом, мотогондолами и любыми другими выступающими агрегатами. Сформированные скачки уплотнения, как правило, накладываются друг на друга и превращаются вдали от самолета в так называемую N -волну (рис. 1). Сначала давление резко повышается, затем плавно становится ниже атмосферного, после чего скачкообразно восстанавливается до исходного, и это люди воспринимают как два хлопка. В данном случае наибольший интерес для исследователей представляет амплитуда ЗУ (или полная, или головного скачка, наиболее существенного), которая выбирается целевой функцией для минимизации (см. рис. 1).

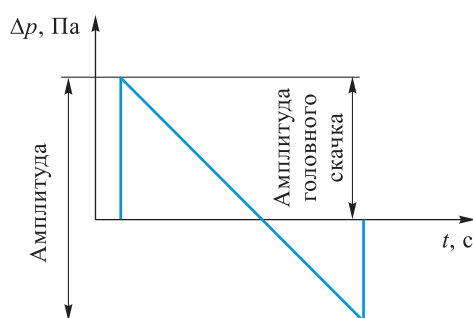


Рис. 1. Математическое описание явления ЗУ

Известно, что, изменяя тем или иным образом форму компоновочных элементов, а также преобразуя аэродинамическую компоновку ЛА, можно, во-первых, уменьшить создаваемые им возмущения, во-вторых, предотвратить наложение скачков уплотнения, реализовав серию скачков значительно меньшей амплитуды.

Метод решения. В рамках исследования, представленного в данной работе, мероприятия по снижению ЗУ были разделены на две группы:

- 1) оценка оптимизации аэродинамической компоновки самолета; метрика — процент уменьшения амплитуды перепада давления (Па) от исходного;

2) оценка отдельных компоновочных решений группы головной части фюзеляжа (ГЧФ); метрика — производная процента изменения уровня ЗУ по параметру ГЧФ.

Анализ данных первой группы дает представление о том, на сколько процентов можно уменьшить перепад давления, объединив и сбалансировав в аэродинамической компоновке ЛА совокупность мероприятий по снижению ЗУ. Данные второй группы можно использовать для оценки и определения измеримых параметров ГЧФ ЛА на разных стадиях проектирования.

Рассмотрим подробнее описанные выше метрики оценки мероприятий. Метрика оценки мероприятий по преобразованию аэродинамической компоновки — процент изменения амплитуды перепада давления до и после внедрения, измеряется по разности амплитуд до и после в процентах (рис. 2, а):

$$\text{amp}_{\%} = \frac{\text{amp}_2 - \text{amp}_1}{\text{amp}_1} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где amp_2 — амплитуда перепада давления модифицированной компоновки ЛА; amp_1 — амплитуда перепада давления исходной компоновки ЛА; Δp — перепад давления, Па; t — время, с.

Мероприятия по модификации ГЧФ оцениваются по производной разницы (процентной) перепада давления по параметру, описывающему геометрию ГЧФ (рис. 2, б):

$$\text{deriv} = \frac{\text{amp}_2 - \text{amp}_1}{\text{param}_2 - \text{param}_1} \cdot 100\% = \frac{\text{amp}_{\%}}{\text{param}_2 - \text{param}_1}, \quad (2)$$

где param_2 — параметр модифицированной ГЧФ ЛА; param_1 — параметр исходной ГЧФ ЛА.

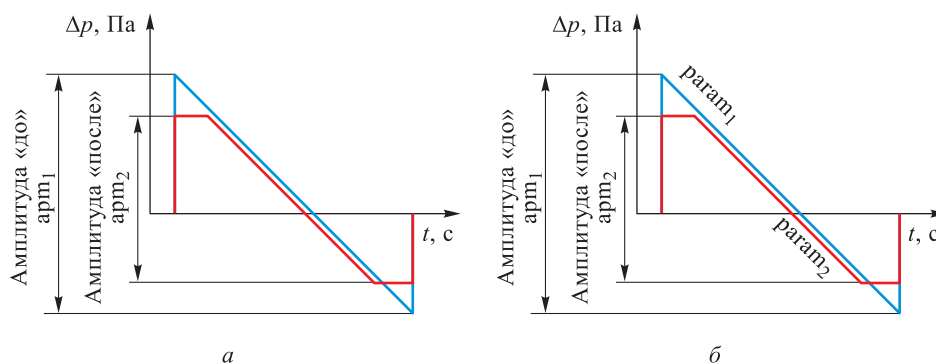


Рис. 2. Визуализация метрик: процента уменьшения амплитуды перепада давления от исходного (а) и производного процента изменения уровня ЗУ по параметру ЛА (б)

Обзор данных по оптимизации компоновки с целью минимизации ЗУ. Рассмотрим вариант СДС с характерными особенностями аэродинамической компоновки, показанными на рис. 3 [4, 5]. Серия мероприятий позволяет уменьшить уровень ЗУ на 24 %. Параметры исходной и модифицированной компоновок представлены в табл. 1, где МТОВ — максимальный взлетный вес (англ. МТОВ — Maximum Take-Off Weight); $+\Delta p$ — положительный перепад давления; $+\Delta p, \%$ — положительный перепад давления, выраженный в процентах; $-\Delta p$ — отрицательный перепад давления, $-\Delta p, \%$ — отрицательный перепад давления, выраженный в процентах.

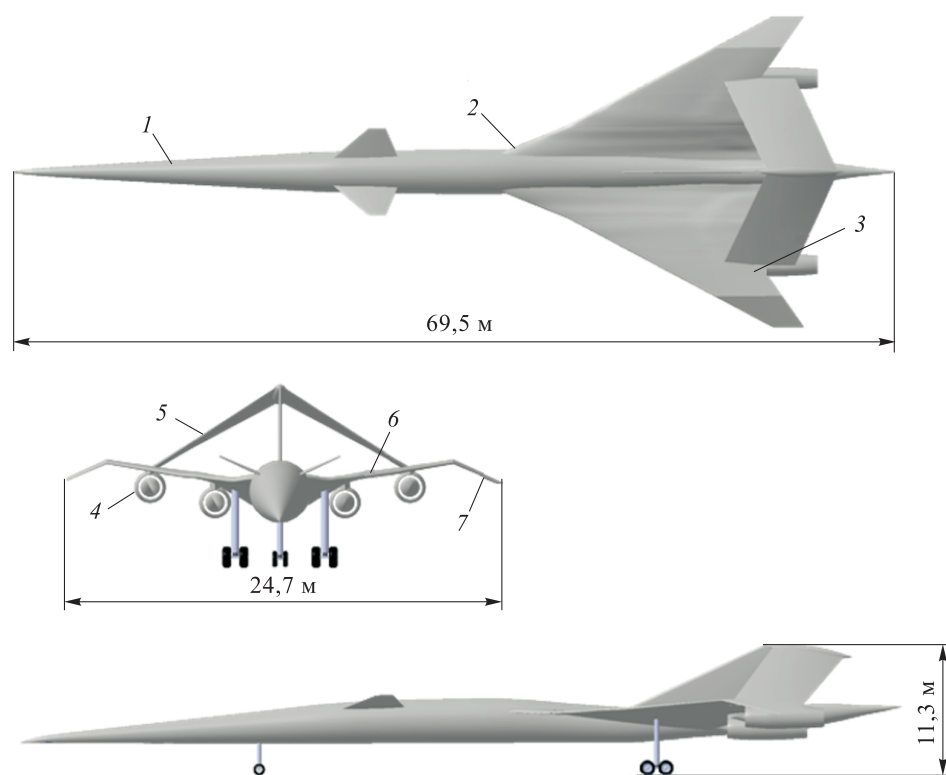


Рис. 3. Сверхзвуковой деловой самолет с низким уровнем ЗУ (площадь крыла 287 м; тяга на взлете 44 000 кгс; МТОВ 129 300 кг):

1 — специально спрофилированная и удлиненная форма ГФ; 2 — форма крыла в плане как компромисс между низким уровнем ЗУ и высоким АДХ; 3 — угол стреловидности задней кромки, подобранный с точки зрения наименьшего интерференционного сопротивления мотогондолы; 4 — нижнее расположение мотогондол для создания дополнительной подъемной силы на сверхзвуке; 5 — отрицательный угол поперечного V оперения; 6 — значительный угол поперечного V крыла; 7 — отрицательное V законцовок для увеличения устойчивости в поперечном и путевом каналах, позволяющее также увеличить V наплыва

Результаты анализа данных компоновки СДС с низким уровнем ЗУ

Параметр	Компоновка	
	начальная	оптимизированная
Площадь крыла, м ²	278	287
Тяга на взлете, кгс	100 000	44 000
MTOW, кг	136 000	129 300
+Δр	1,5	1,25
+Δр, %	0	-16,67
-Δр	-1,6	-1,1
-Δр, %	0	-31,2
amp	3,1	2,3
amp%	0	-24,1

В работе [6] самолет оптимизировался по конкретным компоновочным группам (рис. 4):

- 1) фюзеляж отдельно;
- 2) группа «фюзеляж + крыло»;
- 3) группа «обтекатель + оперение».

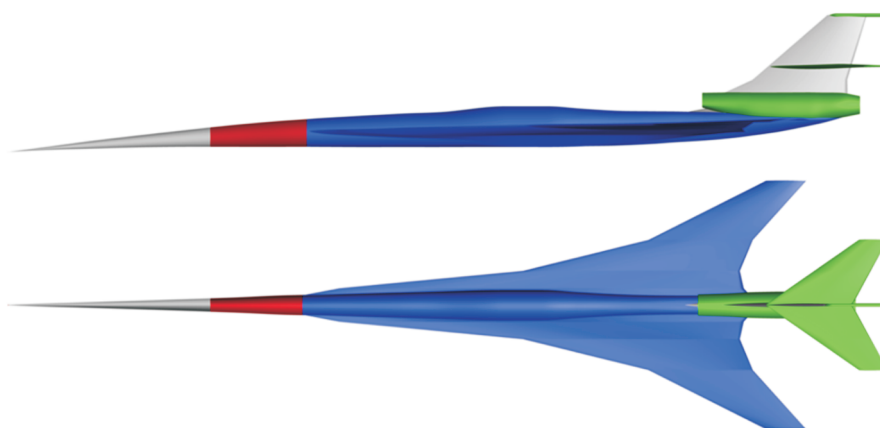


Рис. 4. Компоновка СДС источника с визуализацией оптимизируемых компоновочных групп:

■ — группа фюзеляжа; ■ — группа «фюзеляж + крыло»; ■ — группа «ВО + мотогондола»; ■ — немодифицированные компоновочные элементы

Реализация данной компоновки и локальной модификации геометрии компоновочных групп позволила добиться снижения амплитуды ЗУ на 45,5 % (табл. 2) [6].

Результаты анализа данных источника

Параметр	Компоновка	
	начальная	оптимизированная
$+\Delta p$	0,0075	0,01
$+\Delta p, \%$	0	-33,33
$-\Delta p$	-0,009	0,00
$-\Delta p, \%$	0	-55,56
amp	0,0165	0,01
amp%	0	-45,45

В работе [7] рассмотрена упрощенная компоновка СДС в комбинации «крыло + фюзеляж». Приведены подробные параметры самолета до (рис. 5) и после (рис. 6) оптимизации (табл. 3).

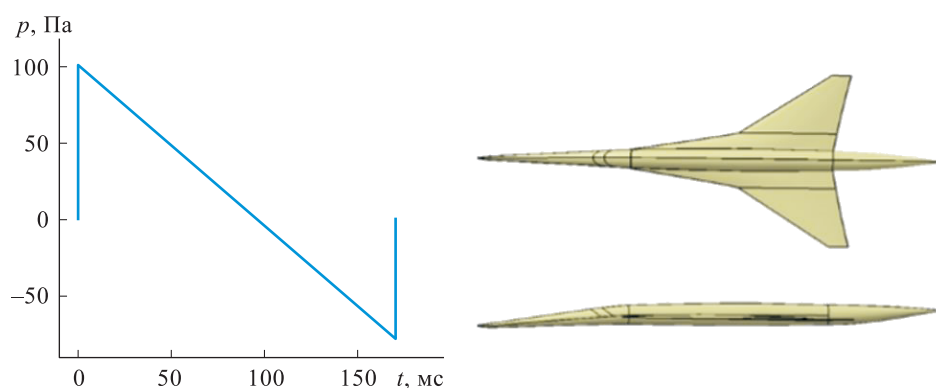


Рис. 5. Начальная компоновка исследуемого СДС и ее сигнатура ЗУ

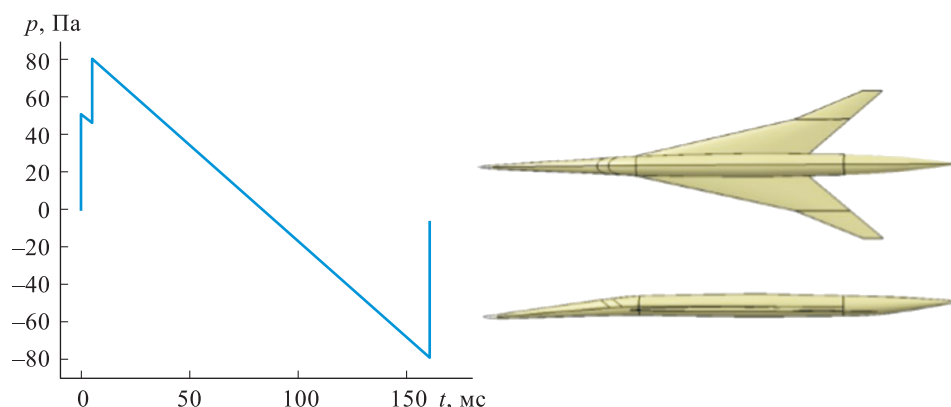


Рис. 6. Оптимизированная компоновка исследуемого СДС и ее сигнатура ЗУ

Переменные параметры и итоговая оптимизация компоновки СДС

Переменные	Базовые	Оптимизированные
Корневая хорда, м	25,36	19,1
Сужение	0,13	0,0992
Размах, м	20	16,496
Стреловидность наплыва, град	72	74,95
Стреловидность консоли, град	50	63,8
Координата перехода наплыва в консоль, %	32	61,94
Площадь крыла, м ²	164,5	146,12
+Δp	100	80
+Δp, %	0	-20
-Δp	-70	-78
-Δp, %	0	11,428
amp	170	158
amp%	0	-7,05

В работе [8] последовательно рассмотрены четыре компоновки малозумного СДС, в каждой из которых проводилась модификация под уменьшение ЗУ. Процент снижения ЗУ итоговой четвертой компоновки относительно первой составил 50 % (рис. 7). Результаты исследования приведены в табл. 4 [8].

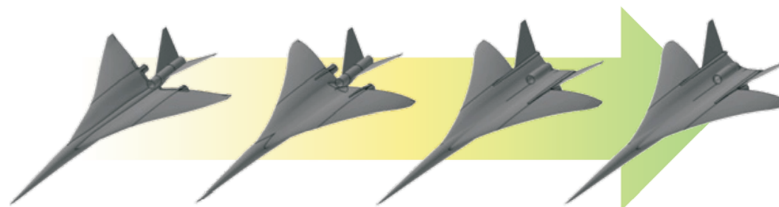


Рис. 7. Визуализация процесса модификации компоновок СДС под минимальный ЗУ

Результат анализа данных источника

Параметр	Конфигурация	
	базовая	оптимизированная
+Δp	87,5	83,5
+Δp, %	0	-4,57
-Δp	82,5	81
-Δp, %	0	-1,81
amp	5,0	2,5
amp%	0	-50

Таким образом, комплексная оптимизация условно исходной компоновки СДС по уровню ЗУ может в совокупности уменьшить его от 7 % до 50 % (и более) в зависимости от начального приближения. Если принимать во внимание современные правовые проекты требований к уровню ЗУ, а также фактический текущий уровень ЗУ малозумных компоновок СДС, выполнить данные требования представляется возможным.

Исследование влияния измеримых компоновочных мероприятий группы ГЧФ на уровень ЗУ. Объектами исследований выбраны четыре мероприятия, связанные с характеристиками ГЧФ самолета. Принцип их действия обусловлен обеспечением разбиения головной ударной волны на несколько волн с меньшими амплитудами.

На разных высотах полета H удлинение ГЧФ λ оказывает различное влияние на уровень ЗУ (рис. 8) [9]. Это влияние наиболее характерно для высоты 15 км, где критерий $deriv$ составляет 4,83, в то время как на высотах от 17 км оно крайне незначительно — $deriv = 0,14$ и менее. Приведенные зависимости корректнее использовать не унифицировано, а применительно к конкретному проекту СДС.

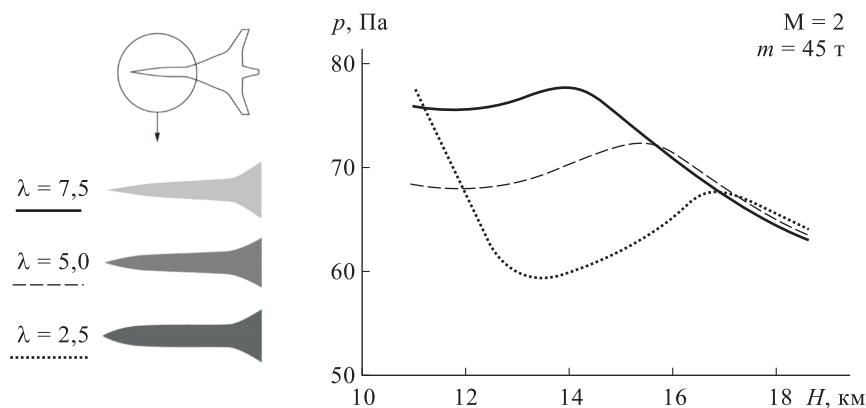


Рис. 8. Влияние удлинения ГЧФ на уровень ЗУ

Изменение удлинения ГЧФ [10] непосредственно влияет на такие этапы проектирования технического облика ЛА, как расчет АДХ, весовые расчеты второго приближения, компоновка и центровка.

Влияние угла конусности ГЧФ при $M = 2$ отображено на рис. 9. Для данного мероприятия $deriv = 2,5$.

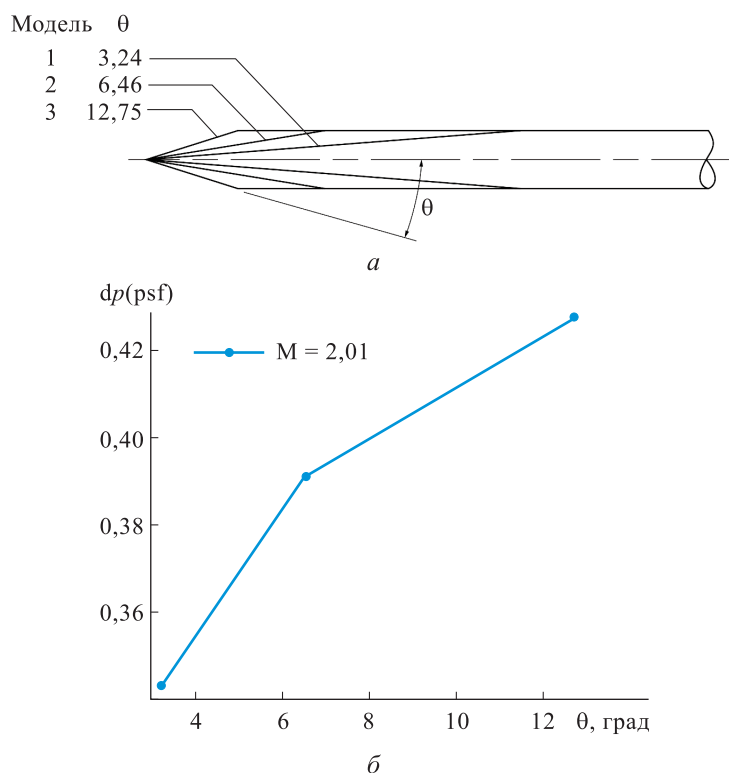


Рис. 9. Визуализация меры угла конусности ГЧФ (а) и график зависимости перепада давления dp от угла наклона образующей θ ГЧФ (б)

В работе [11] также оценивалось влияние степени скругления ГЧФ n на перепад давления (dp (psf) — единица давления). Результаты исследования приведены на рис. 10. В ходе проведенных расчетов для этой величины при $M = 2,1$, наиболее популярном для проектных крейсерских чисел Маха на данный момент, был найден оптимум n , равный 0,5.

Влияние степени отклонения контура ГЧФ d на создаваемый ею перепад давления dp отображено на рис. 11 [9]. Приведенная зависимость отображает потери с точки зрения ЗУ, обусловленные применением кабины экипажа традиционного для дозвуковых лайнеров типа, без предусмотренного отклонения носовой части. Для данного фактора в диапазоне высот 11...15 км $deriv = -4,16$. На больших высотах эффект будет пренебрежимо мал.

Изложенные выше факторы в процессе формирования технического облика ЛА влияют на этап детального расчета АДХ самолета, что может во многом определять компоновку ГЧФ.

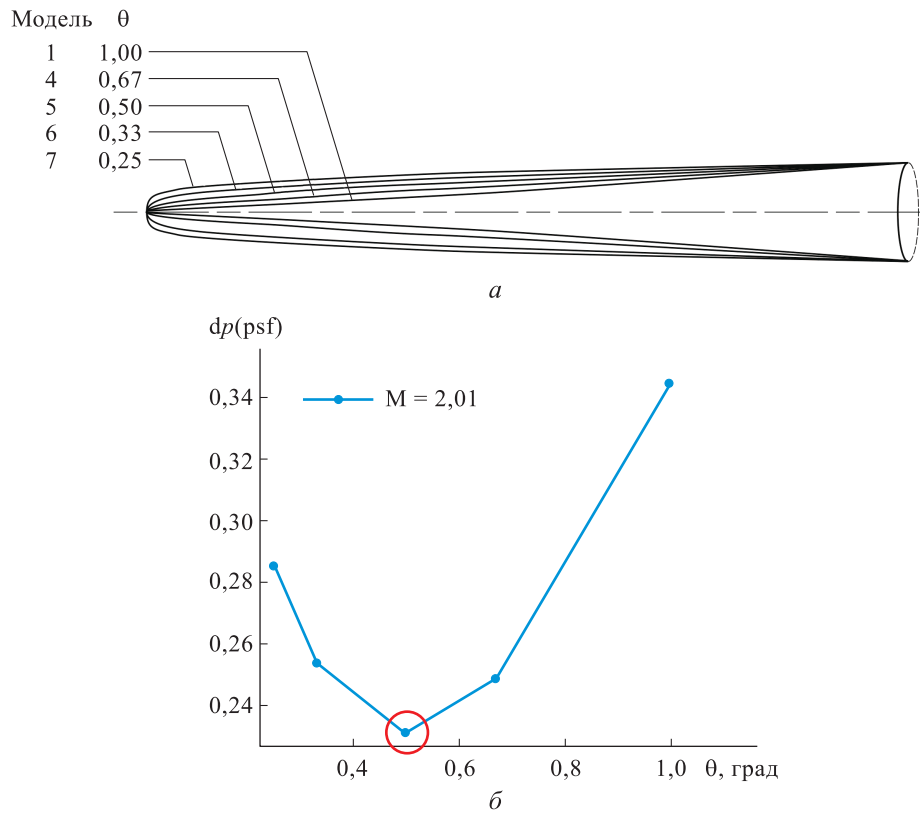


Рис. 10. Визуализация степени скругления ГЧФ (а) и график зависимости перепада давления dp от степени скругления n ГЧФ (б)

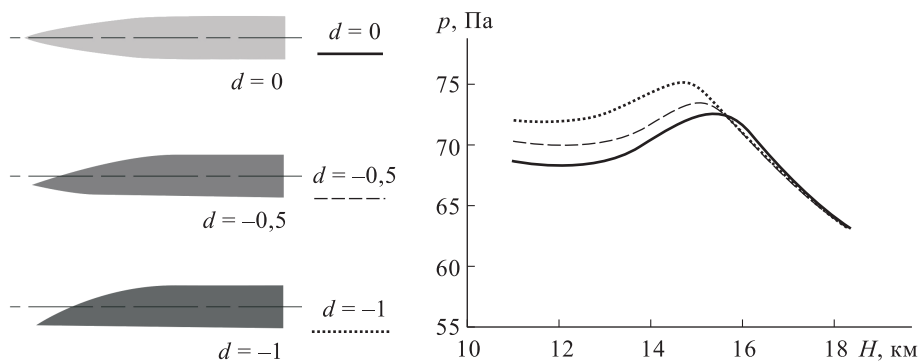


Рис. 11. Влияние отклонения контура ГЧФ на уровень ЗУ

Результаты исследования. Обобщения по мероприятиям модификации ГЧФ и аэродинамической компоновки самолета сведены в табл. 5 и 6.

Таблица 5

Мероприятия по модификации головной части фюзеляжа

Мероприятия по снижению ЗУ	Критерий снижения ЗУ	Место в проектировании технического облика	Риски при проектировании
Удлинение ГЧФ	4,83	Масса во 2-м при-ближ., АДХ, центровка	АДХ на сверхзвуке, центровка
Угол конусности ГЧФ	2,5	АДХ	АДХ на сверхзвуке
Степень скругления ГЧФ	opt	АДХ	АДХ на сверхзвуке
Отклонение контура ГЧФ	- 4,16	АДХ	Обзор, АДХ

Таблица 6

Мероприятия по модификации аэродинамической компоновки

Оптимизация аэродинамической компоновки для снижения ЗУ*	Критерий снижения ЗУ, %	Риски при проектировании
Кейс № 1	24	Сертифицируемость, обзор, управляемость/устойчивость
Кейс № 2	45,5	Обзор
Кейс № 3	7	Обзор
Кейс № 4	18,48	Обзор (из кабины пилотов и пассажирской кабины), устойчивость работы силовой установки

* Место в проектировании технического облика — на каждом этапе.

Заключение. В ходе проведенной работы была собрана статистическая база по мероприятиям для снижения ЗУ, которые были:

- систематизированы по логике и физическим принципам работы;
- оценены в численных метриках по степени снижения ЗУ;
- приведены в соответствие к характерным этапам проектирования технического облика самолета;
- рассмотрены с точки зрения рисков вследствие их применения.

Собранные эмпирические зависимости и полученные численные метрики оценки ЗУ можно применять совместно с классическими формулами, используемыми при весовых, аэродинамических и иных расчетах.

Таким образом, проведенное исследование дало возможность наметить путь к определению рациональных мер снижения ЗУ и степени их внедрения на ранних стадиях проектирования технического облика, что позволяет проводить оптимизацию этих мер при специфических ограничениях, не задействуя большие компьютерные мощности.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бирюк В.И., Ибрагимов М.Р., Коваленко В.В., Новиков А.П., Титов В.Н., Чайка Т.Ю., Чернавских Ю.Н., Юдин В.Г. Перспективы снижения звукового удара коммерческих сверхзвуковых самолетов нового поколения. *Ученые записки ЦАГИ*, 2010, т. 41, № 5, с. 1.
- [2] Carlson H.W. *The lower bound of attainable sonic-boom overpressure and design methods of approaching this limit*. National Aeronautics and Space Administration, Technical Note D-1494, Washington, Oct., 1962.
- [3] Sriram Rallabhandi. *Sonic Boom Minimization through Vehicle Shape Optimization and Probabilistic Acoustic Propagation*. Georgia Institute of Technology. ProQuest Dissertations Publishing, 2005, art. no. 3170096.
- [4] Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.] *Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники*. Москва, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020, 448 с. ISBN 978-5-4316-0694-6
- [5] Morgenstern J., Norstrud N. *Final Report for the Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period*. N+3 Supersonic Program, NASA/CR-2010-216796, no. PMF-01623.
- [6] Ordaz I., Wintzer M., Rallabhandi S.K. Full-Carpet design of a low-boom demonstrator concept. In: *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA AVIATION Forum, Dallas, TX, 2015, Paper no. 2261.
- [7] Xuan H., Cheng S., Fang L. *The Research of Supersonic Aircraft Low Sonic Boom Configuration Design and Optimizations*. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Yungang West Road, Beijing, 100074, P. R. China, 2016.
- [8] Morgenstern J., Buonanno M. *Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase*. NASA/CR-2015-218719, no. GRC-E-DAA-TN20996.
- [9] Чернышев С.Л. *Звуковой удар*. Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Наука, 2011. ISBN 978-5-02-037961-9
- [10] Varabanov A.V., Serebryansky S.A. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling. *A.V.S.A. Aerospace Systems*, 2021, vol. 4, no. 2, pp. 171–177. DOI: 10.1007/s42401-020-00079-2
- [11] Lengyan, Qian Zhansen. *A CFD Based Sonic Boom Prediction Method and Investigation on the Parameters Affecting the Sonic Boom Signature*. Aerodynamics Research Institute, Shenyang, 110034, China, 2014.

Статья поступила в редакцию 02.02.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Тюшина М.А., Тюшин А.В., Сафин Р.М. Оптимизация компоновки сверхзвукового делового самолета для снижения звукового удара. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2170>

Тюшина Мария Алексеевна — студентка магистратуры кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» Московского авиационного института (НИУ). e-mail: fialkina.m@yandex.ru

Тюшин Александр Вадимович — инженер Лаборатории № 1 НИО-101 Московского авиационного института (НИУ). e-mail: alexvt1997@mail.ru

Сафин Роберт Мирсалимович — канд. техн. наук, доцент, заместитель начальника отдела поддержки эксплуатации военных самолетов, ПАО «Научно-производственная корпорация «Иркут»».

On the issue of optimizing the supersonic business aircraft layout in order to reduce sonic boom

© M.A. Tyushina¹, A.V. Tyushin¹, R.M. Safin²

¹Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

²JSC Irkut Corporation, Moscow, 125315, Russia

The paper focuses on reducing sonic boom by optimizing the aerodynamic configuration of the aircraft, as well as the forebody parameters. The study emphasizes the urgency of the problem of sonic boom generated by a supersonic business aircraft and introduces the database acquired from research into methods for reducing sonic boom, both as an individual problem and as part of multi-parameter optimization of a supersonic business aircraft. We systematized and processed the data and estimated the methods in terms of their influence, if applied, on the level of sonic boom. Furthermore, we matched each method to the aircraft design stages that are characteristic of its introduction into the configuration. This approach makes it possible to find layout solutions and assess them rapidly at the early stages of designing the configuration of this kind of aircraft.

Keywords: *supersonic business aircraft, sonic boom, optimization, layout*

REFERENCES

- [1] Biryuk V.I., Ibragimov M.R., Kovalenko V.V., Novikov A.P., Titov V.N., Chayka T.Yu., Chernavskikh IY.N., Yudin V.G. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2010, vol. 41, no. 5, pp. 1.
- [2] Carlson H.W. *The lower bound of attainable sonic-boom overpressure and design methods of approaching this limit*. National Aeronautics and Space Administration, Technical Note D-1494, Washington, Oct., 1962.
- [3] Sriram Rallabhandi. *Sonic Boom Minimization through Vehicle Shape Optimization and Probabilistic Acoustic Propagation*. Georgia Institute of Technology. ProQuest Dissertations Publishing, 2005, art. no. 3170096.
- [4] Bratukhin A.G., Serebryansky S.A., Strelets D.Yu., et al. *Tsifrovyye tekhnologii v zhiznennom tsikle rossiyskoy konkurentosposobnoy aviatsionnoy tekhniki* [Digital technologies in the life cycle of Russian competitive aviation equipment]. Moscow, MAI Publ., 2020, 448 p. ISBN 978-5-4316-0694-6
- [5] Morgenstern J., Norstrud N. *Final Report for the Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period*. N+3 Supersonic Program, NASA/CR–2010-216796, no. PMF-01623.
- [6] Ordaz I., Wintzer M., Rallabhandi S.K. full-carpet design of a low-boom demonstrator concept. In: *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA AVIATION Forum, Dallas, TX, 2015, Paper no. 2261.
- [7] Xuan H., Cheng S., Fang L. *The Research of Supersonic Aircraft Low Sonic Boom Configuration Design and Optimizations*. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Yungang West Road, Beijing, 100074, P. R. China, 2016.
- [8] Morgenstern J., Buonanno M. *Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase*. NASA/CR–2015-218719, no. GRC-E-DAA-TN20996.
- [9] Chernyshev S.L. *Zvukovoy udar* [Sonic boom]. TsAGI, Nauka Publ., 2011. ISBN 978-5-02-037961-9

- [10] Barabanov A.V., Serebryansky S.A. Substantiation of choosing rational appearance of nose of aircraft with the use of mathematical modeling. *A. V. S. A. Aerospace Systems*, 2021, vol. 4, no. 2, pp. 171–177.
DOI: 10.1007/s42401-020-00079-2
- [11] Lengyan, Qian Zhansen. *A CFD Based Sonic Boom Prediction Method and Investigation on the Parameters Affecting the Sonic Boom Signature*. Aerodynamics Research Institute, Shenyang, 110034, China, 2014.

Tyushina M.A., Master's Degree student, Department of Design and Certification of Aviation Technology, Moscow Aviation Institute. e-mail: fialkina.m@yandex.ru

Tyushin A.V., Engineer, Laboratory no. 1, Research Department 101, Moscow Aviation Institute. e-mail: alexvt1997@mail.ru

Safin R.M., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Deputy Head of the Military Aircraft Maintenance Department, JSC Irkut Corporation.