

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья  
УДК 681.3:629.7  
DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19

## РАСЧЁТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СЕМЕЙСТВА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТОВ РАЗЛИЧНОЙ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ

Анатолий Лонгенович Болсуновский<sup>1</sup>, Николай Петрович Бузоверя<sup>2</sup>,  
Александр Александрович Крутов<sup>3</sup>, Владимир Борисович Курилов<sup>4</sup>,  
Олег Эдуардович Сорокин<sup>5</sup>, Иван Леонидович Чернышёв<sup>6</sup> ✉

<sup>1,2,3,4,5,6</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Жуковский, Московская область, Россия

<sup>1</sup>bolsun@progtech.ru

<sup>3</sup>aleksandr.krutov@tsagi.ru

<sup>6</sup>ivan.chernyshev@tsagi.ru ✉

**Аннотация.** Предложена технология проектирования крыльев различной площади для создания линейки перспективных тяжёлых самолётов с двумя и четырьмя двигателями типа ПД-35. Для упрощения и удешевления создания большого самолёта внешняя консоль крыла взята от крыла “младшего” члена семейства, а площадь увеличена за счёт нового центроплана. Спроектирована аэродинамическая компоновка крыльев обоих самолётов. Изложено описание особенностей аэродинамического проектирования каждой из аэродинамических компоновок. Показано, что спроектированные крылья со стреловидностью  $\chi_{1/4} = 24^\circ$  обеспечивают крейсерский полёт со скоростью  $M = 0.77 \div 0.8$  (820 ÷ 850 км/ч). Эксперимент в аэродинамической трубе (АДТ) Т-106 подтвердил достижение целей проектирования.

Выполнена экспертная оценка потерь аэродинамического качества при предложенном подходе к проектированию составного крыла. Для этого проведена свободная оптимизация крыла увеличенной площади с той же формой в плане и распределением относительных толщин вдоль размаха. Показано, что скоростные свойства не изменяются. В то же время максимальное аэродинамическое качество компоновки с составным крылом меньше на ~1.5%.

**Ключевые слова:** аэродинамическое проектирование, двухдвигательная компоновка, четырёхдвигательная компоновка, аэродинамические модели крыла

**Для цитирования:** Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Крутов А.А., Курилов В.Б., Сорокин О.Э., Чернышёв И.Л. Расчётные и экспериментальные исследования возможности создания семейства транспортных самолётов различной грузоподъёмности // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19

# AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

## COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES OF THE POSSIBILITY TO CREATE A VARIOUS LOAD-BEARING CAPABILITY TRANSPORT AIRCRAFT FAMILY

Anatoliy L. Bolsunovskii<sup>1</sup>, Nikolay P. Buzoverya<sup>2</sup>, Alexandr A. Krutov<sup>3</sup>,  
Vladimir B. Kurilov<sup>4</sup>, Oleg E. Sorokin<sup>5</sup>, Ivan L. Chernyshev<sup>6</sup> ✉

<sup>1,2,3,4,5,6</sup>Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

<sup>1</sup>bolsun@progtech.ru

<sup>3</sup>aleksandr.krutov@tsagi.ru

<sup>6</sup>ivan.chernyshev@tsagi.ru ✉

### **Abstract**

The presented article proposes a technology for various area wing design to create a family of prospective heavy transport aircraft with two and four PD-35 type engines with a thrust of 35 tons. Payload of the first aircraft could be of 70–80 tons, while the large aircraft can carry up to 150 tons. To simplify and reduce the cost of a large aircraft creating, the outer wing consoles with their engine were borrowed from the wing of the “junior” member of the family, and the area was increased due to the new center wing equipped with two extra engines. The aerodynamic layout of the wings of both aircraft was designed applying various CFD approaches, including the fast direct and robust inverse methods as well as multi-mode optimization technique. The article presents the description of the aerodynamic design procedure and some specifics of each of the aerodynamic layouts. It is shown that the designed wings with a sweep of  $\chi_{1/4} = 24^\circ$  do provide cruising flight at a speed of  $M = 0.77 \div 0.8$  (820 ÷ 850 km/h). Two aerodynamic models of the considered airplanes have been manufactured (1:32 scale was selected for the two engine aircraft and 1:50 scale for the four engine one) and tested in the large TsAGI T-106 transonic wind tunnel. The experiment confirmed the achievement of the design goals for both cruise and takeoff-landing speed modes.

An expert assessment of the L/D ratio losses due to proposed approach to the design of a composite wing was performed. For this purpose, a free optimization of the wing of an enlarged area with the same planform and relative thicknesses distribution along the span was conducted. The article shows that the high-speed characteristics do not degrade. At the same time, the maximum L/D-ratio of the composite wing layout is ~1.5% less.

**Keywords:** aerodynamic design, two-engine layout, four-engine layout, aerodynamic wing model

**For citation:** Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Krutov A.A., Kurilov V.B., Sorokin O.E., Chernyshev I.L. Computational and Experimental Studies of the Possibility to Create a Various Load-Bearing Capability Transport Aircraft Family. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19

## Введение

В авиации нередки случаи, когда надо быстро и с умеренными затратами создать новый самолёт с увеличенной грузоподъёмностью и/или дальностью [1–4]. Увеличение взлётной массы влечет за собой необходимость увеличения площади крыла по сравнению с прототипом, в то же время естественно желание использовать по максимуму существующие элементы конструкции. Особенно актуальны эти вопросы при создании семейства самолетов [5, 6].

Наиболее распространенным мероприятием при небольшом увеличении взлётной массы самолёта является растяжение носка или хвостовой части (закрылка) с сохранением кессонной части крыла [7]. Так, при создании наиболее тяжелого самолёта из семейства А350 – А350-1000 хвостовая часть была увеличена на 400 мм [8].

При сильном увеличении взлётной массы растяжения носков и хвостиков крыла недостаточно. В этом случае можно сделать вставку в кессонной части крыла, при этом лонжероны остаются прежними, механизацию также можно сохранить, хотя её относительная площадь при этом уменьшается. Подобную задачу решал в начале XXI века концерн AIRBUS при запуске второй очереди самолётов А340-500/600 [9]. По сравнению с базовым семейством А340-200/300 выросла пассажироместимость и дальность полёта, что привело к увеличению максимальной взлётной массы с 275 до 365 т (+33%). Тяга двигателей выросла с 15.4 т до 25 т. Площадь крыла конструкторы увеличили с 361.6 до 439.4 м<sup>2</sup> (+21%). Для

этого сделали трапециевидную вставку в кессон крыла (рис. 1), а также увеличили размах с 60.3 до 63.45 м. За счёт вставки стреловидность крыла по 1/4 хорд увеличилась с 30 до 31.1°, совместно с некоторым уменьшением относительной толщины это дало прибавку в скорости с  $M = 0.82$  до  $M = 0.83$ .

Наконец, третий способ использования существующих компонентов заключается в сдвиге наружу существующего крыла и добавлении центроплана. Фюзеляж также удлиняется за счёт обычных вставок. Такой способ был продемонстрирован, например, при разработке уникального самолёта Ан-225 “Мрия” [10] на базе серийного самолёта Ан-124 “Руслан” (рис. 2). Это позволило существенно сократить затраты и сроки (менее 5 лет) создания гигантского самолёта, топливная эффективность которого имеет вторичное значение. На новом центроплане был установлен дополнительный двигатель и закрылок, механизация передней кромки отсутствовала. Аналогичный прием использовался неоднократно, в том числе он предлагался и для создания семейства самолетов в схеме “летающее крыло” [11].

В настоящее время в литературе идет обсуждение перспектив будущей авиатранспортной системы России и возможного технического облика перспективных грузовых самолетов [12, 13]. На наш взгляд, именно последний из рассмотренных способов увеличения грузоподъёмности целесообразно применить для создания линейки транспортных самолётов: тяжелого с двумя дви-

### А340-500 / -600 крыло

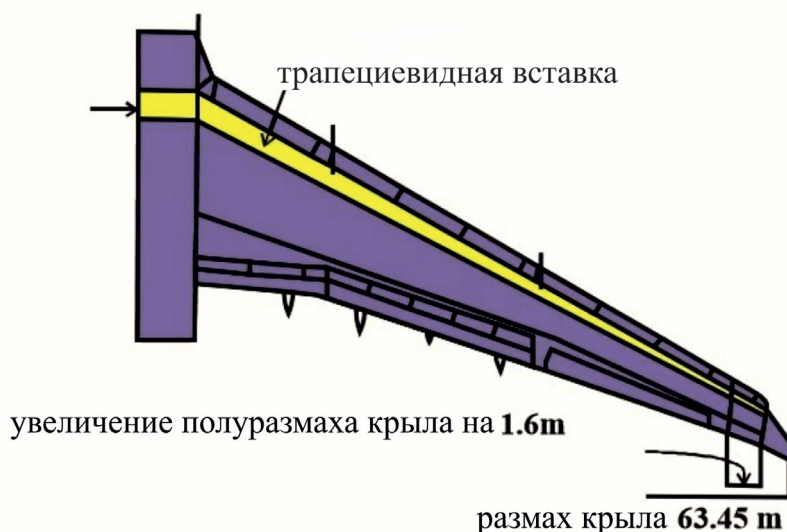


Рис. 1. Изменение крыла в семействе самолётов А340

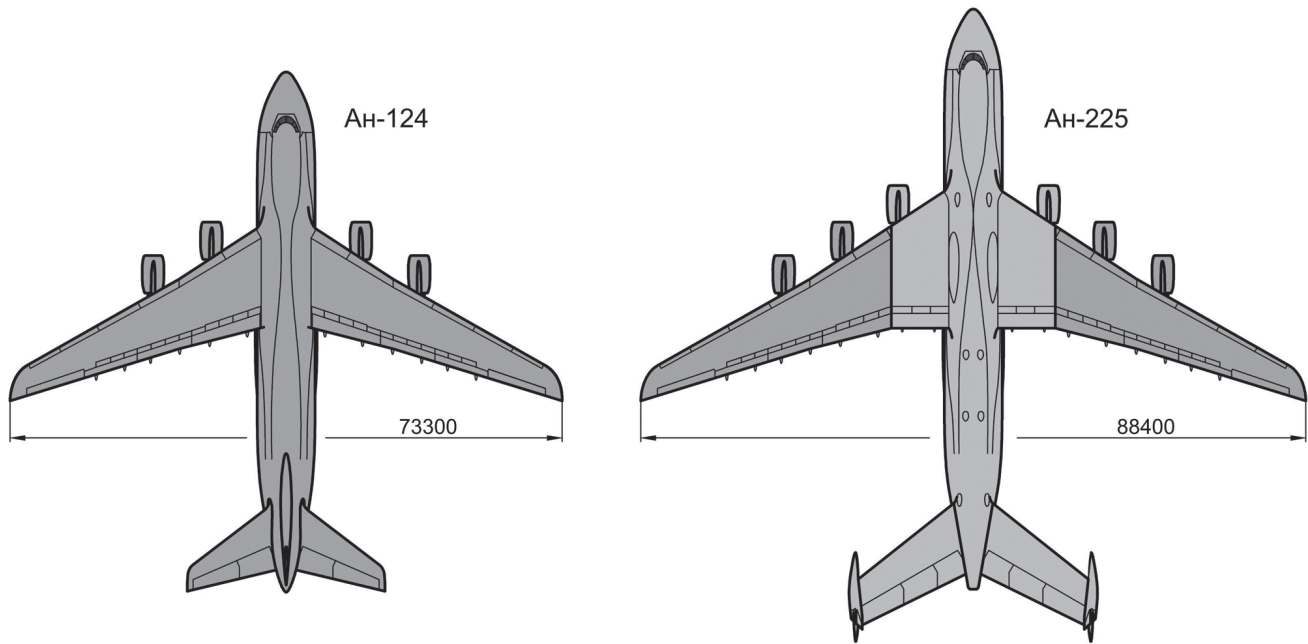


Рис. 2. Сравнение Ан-124 и Ан-225

гателями ПД-35 (это может быть коммерческий или военно-транспортный самолёт с полезной нагрузкой 70—80 т в зависимости от используемой взлетно-посадочной полосы (ВПП)) и сверхтяжёлого с четырьмя двигателями ПД-35 с полезной нагрузкой ~150 т. Аналогичный второму варианту сверхтяжёлый самолёт “Слон” уже несколько лет изучается в ЦАГИ [14]. Очевидно, что создать его с нуля очень затратно. Предлагаемая в данной работе концепция может позволить удешевить разработку и производство мелкосерийного сверхтяжёлого самолёта благодаря использованию компонентов более востребованного “младшего брата”.

Главный вопрос, исследованный в данной работе, – каковы будут потери в аэродинамических характеристиках сверхтяжёлого самолёта при таком подходе по сравнению с тем, как если бы его крыло проектировалось с “чистого листа”. С этой целью было выполнено аэродинамическое проектирование трех крыльев: свободное проектирование для двухдвигательного самолёта, свободное проектирование для четырехдвигательного самолёта и проектирование составного крыла четырехдвигательного самолёта, у которого внешняя консоль взята от “младшего брата”. Аэродинамические модели первого и последнего самолётов были изготовлены и испытаны в АДТ Т-106. В настоящей статье изложены особенности проектирования и представлены полученные расчетно-экспериментальные аэродинамические характеристики данных моделей.

## 1. Проектирование аэродинамической компоновки крыла для двухдвигательного самолёта

В соответствии с предлагаемой концепцией в качестве двухдвигательного самолёта рассматривается перспективный транспортный самолёт (ПТС-2Д) с полезной нагрузкой 70—80 т, рассчитанный на крейсерскую скорость полёта  $V = 820 \div 850$  км/ч ( $M_{\text{крейс}} = 0.77 \div 0.8$ ) и высоту полёта 9—12 км. Выбранные на предварительном этапе характеристики формы в плане следующие:  $S_{\text{тр}} = 402$  м<sup>2</sup>,  $L = 58$  м,  $\lambda = 8.37$ ,  $\chi_{1/4} = 24.15^\circ$ ,  $\eta = 3.5$ ,  $\bar{Z}_{\text{мг}} = 0.345$ . В качестве силовой установки рассматриваются перспективные турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) семейства ПД-35.

Исследование ПТС-2Д проводилось на типичной компоновке транспортного самолёта с полностью вынесенным за обводы цилиндрической части фюзеляжа крылом и гаргротом (рис. 3). Расчёты аэродинамических характеристик и проектирование крыла осуществлялись по устоявшейся в ЦАГИ методике [15—18] при помощи известной отечественной программы BLWF, дополненной обратными (TRAWDES) и оптимизационными (TRAWOPT) процедурами. Время расчёта обтекания компоновки на одном режиме по программе BLWF составляет около 20 с на современном персональном компьютере (ПК), в связи с чем даже трудоёмкие оптимизационные задачи можно решать, не прибегая к использованию суперкомпьютеров.



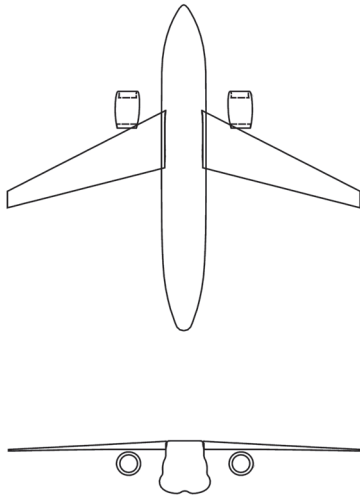


Рис. 3. Расчётная математическая модель компоновки ПТС-2Д для программы BLWF-56

В основу аэродинамического проектирования крыла самолёта ПТС-2Д были положены следующие основные принципы:

— разработка современных сверхкритических профилей базовых сечений крыла, обеспечивающих крейсерский режим полёта  $M_{\text{крейс}} = 0.78 \div 0.8$ ,  $C_{ya} = 0.5 \div 0.525$ ;

— обеспечение благоприятной аэродинамической интерференции с мотогондолами двигателей;

— применение многорежимной оптимизации для обеспечения минимального уровня волновых потерь во всем возможном диапазоне крейсерского полёта;

— выдерживание требуемых толщин профилей сечений крыла для обеспечения внутренних объёмов с удовлетворением конструктивных и эксплуатационных ограничений;

— обеспечение безотрывного обтекания крыла как при натуральных условиях крейсерского полёта, так и в условиях трубного эксперимента;

— обеспечение удовлетворительных характеристик сваливания путем защиты концевых сечений от преждевременного срыва;

— обеспечение высоких несущих свойств при малых скоростях  $M = 0.2$ .

Крыло формировалось по четырём опорным сечениям. Оптимизация формы крыла осуществлялась в присутствии двух мотогондол двигателей типа ПДЦ35 на следующих режимах полёта:  $M = 0.78$  —  $C_{ya} = 0.525$ ;  $M = 0.79$  —  $C_{ya} = 0.50$  (натурные условия:  $Re = 30$  млн,  $\bar{X}_{\text{пер}} = 0.01$ ); и  $M = 0.78$  —  $C_{ya} = 0.525$  (трубные условия:

$Re = 3$  млн,  $\bar{X}_{\text{пер}} = 0.1$ ). Последний режим был выбран для контроля безотрывного обтекания крыла в условиях трубного эксперимента. Максимизировалось средневзвешенное аэродинамическое качество с разными весовыми коэффициентами на указанных режимах:

$$\langle K \rangle = (w_1 K_1 + w_2 K_2 + w_3 K_3) / (w_1 + w_2 + w_3),$$

где  $K_i$  — аэродинамическое качество на  $i$ -м режиме, а веса  $w_i$  подбирались с целью достижения равномерного протекания волнового сопротивления во всей области крейсерских полётов.

Количество проектных переменных составляло около 45. Варьировались глобальные характеристики опорных сечений крыла, такие как крутка, вогнутость, величина «подрезки», положение  $Y_{\text{max}}$  на верхней поверхности, отклонение хвостика, носика, положение сечения по вертикали и т.д.; кроме того, были добавлены и локальные вариации в виде местных горок и впадин. Накладывались ограничения на величину пикирующего момента (для уменьшения потерь на балансировку) и изгибающего момента (для снижения веса крыла). Одновременно сглаживалась геометрия крыла по размаху.

В результате оптимизационной процедуры был определен оптимальный набор проектных параметров, который максимизирует выбранную целевую функцию с учётом аэродинамических и конструктивных ограничений. Геометрия профилей базовых сечений спроектированного крыла ПТС-2Д приведена на рис. 4. Там же указаны значения круток и относительных толщин профилей.

Расчётные зависимости сопротивления крыла в составе полной компоновки от числа Маха для натурального числа Рейнольдса представлены на рис. 5.

Из представленных графиков следует, что спроектированное крыло в диапазоне крейсерских режимов  $M = 0.78 \div 0.80$ ;  $C_{ya} = 0.475 \div 0.525$  имеет незначительный уровень волнового сопротивления и обеспечивает требуемые скоростные характеристики крейсерского полёта.

## 2. Проектирование аэродинамической компоновки крыла для четырехдвигательного самолёта

В соответствии с предлагаемой концепцией в качестве четырехдвигательного самолёта (ПТС-4Д) рассматривается сверхтяжёлый транспортный самолёт с двигателями ПД-35, с полезной нагруз-

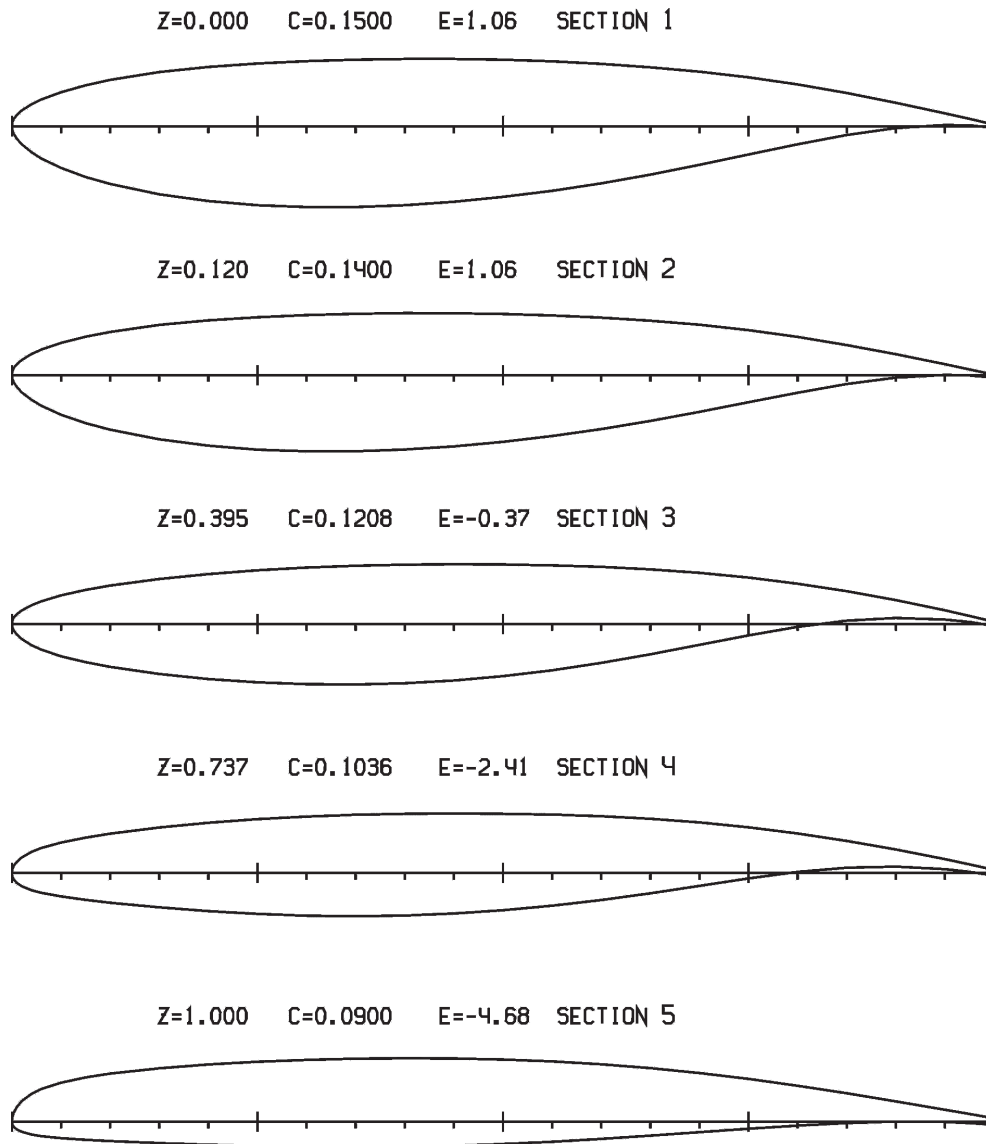


Рис. 4. Профили базовых сечений крыла ПТС-2Д

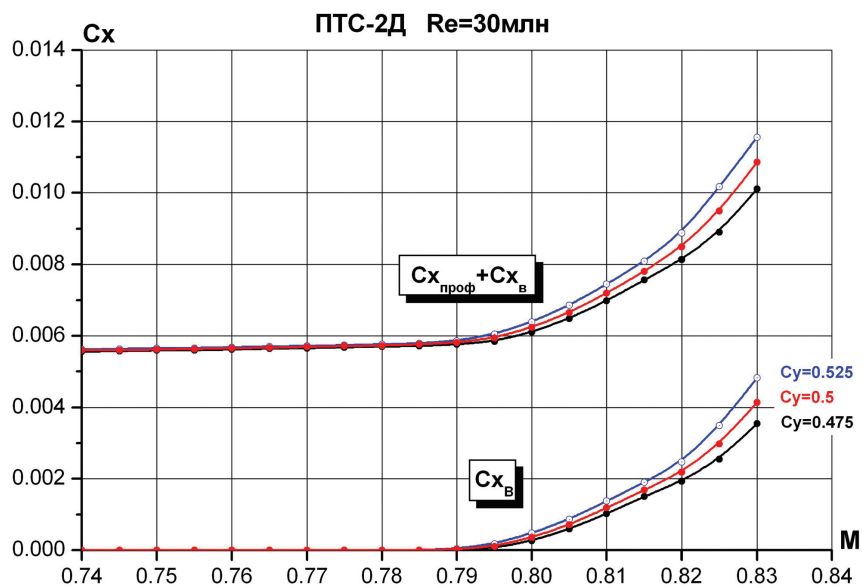


Рис. 5. Расчётные зависимости  $C_{xa} = f(M)$  при натурном числе Re

кой ~150 т, рассчитанный на ту же крейсерскую скорость полёта  $V = 820 \div 850$  км/ч ( $M_{\text{крейс}} = 0.77 \div 0.8$ ) и высоту полёта 9–12 км.

Компоновка проектировалась с использованием двухпалубного фюзеляжа тяжелого транспортного самолёта (ТТС) «Слон», ранее исследованного в ЦАГИ [14]. Крыло самолёта ПТС-4Д формировалось на базе крыла ПТС-2Д, сдвижкой его наружу на  $\Delta Z = 11$  м с добавлением центроплана и установкой на нём двух дополнительных двигателей. Расчётная модель компоновки для программы BLWF представлена на рис. 6.

Характеристики крыла в плане следующие:  $S_{\text{тр}} = 666.33$  м<sup>2</sup>,  $L = 80$  м,  $\lambda = 9.61$ ,  $\chi_{1/4} = 24.15^\circ$ ,  $\eta = 4.15$ ,  $\bar{Z}_{\text{мг1}} = 0.263$ ,  $\bar{Z}_{\text{мг2}} = 0.525$  (рис. 7). Кроме базового варианта, вписывающегося в известное ограничение  $L = 80$  м, был рассмотрен и вариант со складывающимися законцовками крыла по 4 м. Подобное техническое новшество было внедрено недавно на крыле самолёта В777-8/9 [19].

Аэродинамическое проектирование составного крыла “старшего брата” семейства затрудня-

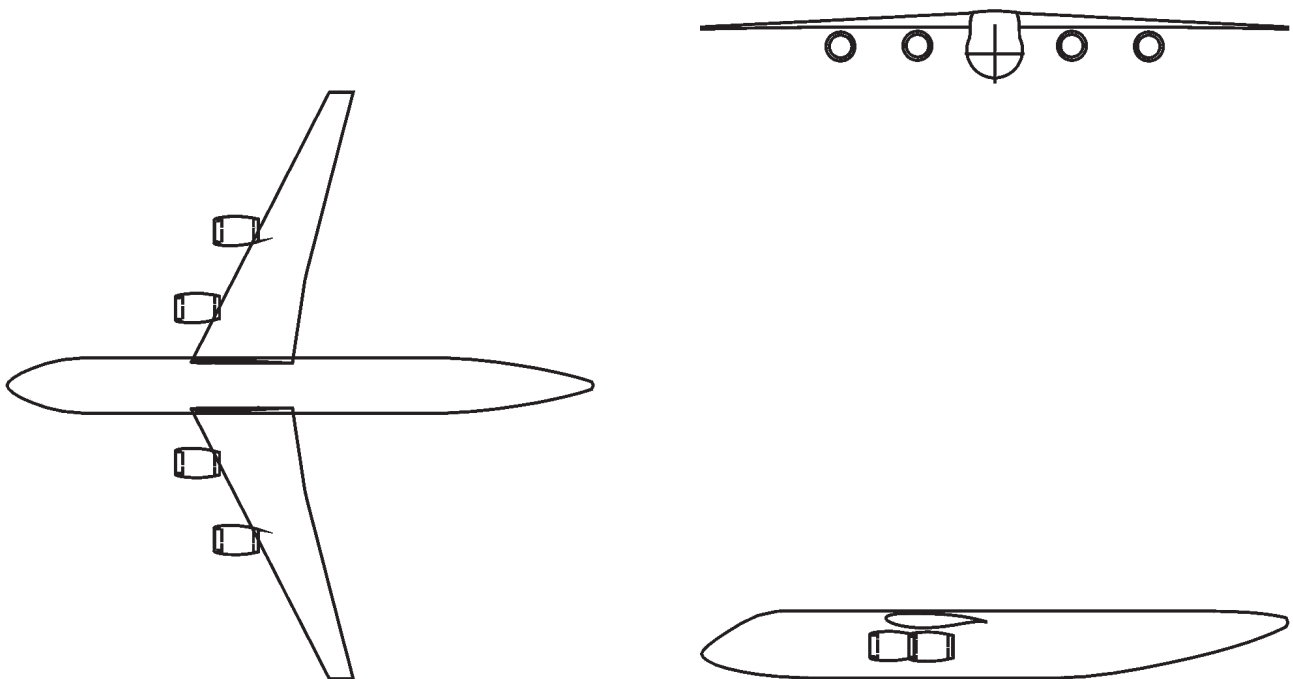


Рис. 6. Расчётная математическая модель компоновки ПТС-4Д

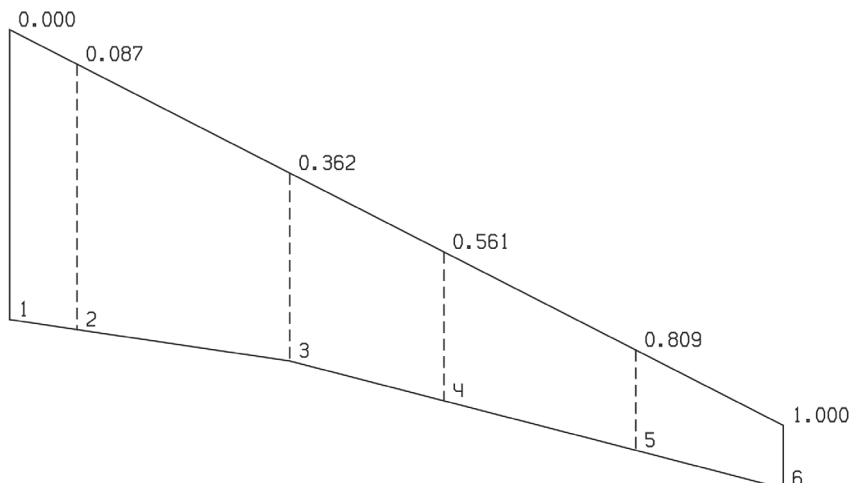


Рис. 7. Форма в плане и базовые сечения компоновки крыла ПТС-4Д

ется двумя обстоятельствами. Во-первых, относительная толщина внутренней части крыла значительно больше обычной (рис. 8). Во-вторых, бывший корневой профиль крыла ПТС-2Д со смещенным вперед максимумом относительной толщины (см. рис. 4), будучи сдвинутым наружу в зону скольжения на  $\bar{Z} = 0.362$  (см. рис. 7), приводит к появлению переднего скачка уплотнения, особенно на режиме больших  $C_{ya}$ .

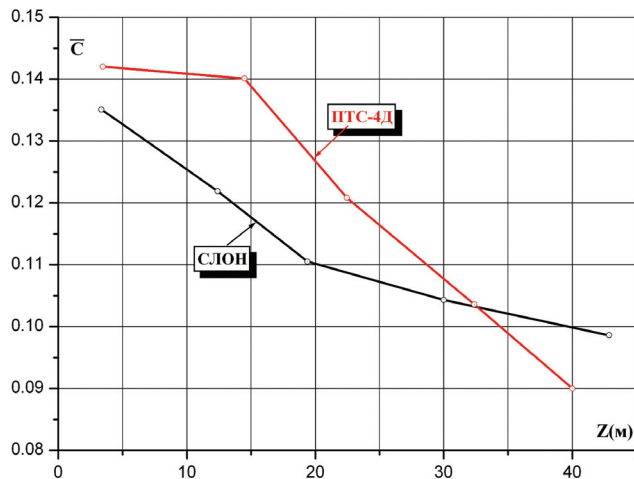


Рис. 8. Сравнение относительных толщин крыльев

С целью ослабления данного скачка были предприняты следующие меры. В новом центроплане был добавлен задний наплыв для снижения местных  $C_{ya}$  (см. рис. 7). Кроме того, у профиля базового сечения  $\bar{Z} = 0.362$  носок немного отогнут вниз, кессонная часть при этом не менялась. Это позволило существенно ослабить носовой скачок уплотнения на верхней поверхности составного крыла (рис. 9) и значительно снизить волновое сопротивление (рис. 10).

Фактически проектирование составного крыла свелось к оптимизации нового корневого профиля. Оптимизация осуществлялась в присутствии четырёх мотогондол двигателей типа ПД-35 на тех же режимах, что и для компоновки крыла ПТС-2Д при натурном числе Рейнольдса ( $Re = 55$  млн).

Сравнение с вариантом крыла такой же относительной толщины, в котором при оптимизации не требовалось сохранение старой профилировки, показало, что потери составного крыла в максимальном аэродинамическом качестве на крейсерском режиме составляют около 1.5%, но значение  $M_{кр}^*$  не уменьшается.

### 3. Экспериментальные исследования аэродинамических моделей

Модель крыла двухдвигательного самолёта ПТС-2Д была изготовлена в опытном производстве ЦАГИ в масштабе 1:32 и испытывалась на типовом фюзеляже транспортного самолёта (рис. 11).

Модель крыла ПТС-4Д была изготовлена в масштабе 1:50 и испытывалась с фюзеляжем модели ТТС “Слон” (рис. 12).

Обе модели испытывались в АДТ Т-106 ЦАГИ на ленточной подвеске (рис. 13) в соответствии с принятой в аэродинамической трубе методикой. Аэродинамические характеристики относились к площади трапеции крыла. Число Рейнольдса по средней аэродинамической хорде (САХ) составляло на крейсерских режимах  $Re \approx 2.6$  млн для ПТС-2Д и  $Re \approx 2.3$  млн для ПТС-4Д. Крылья испытывались как со свободным, так и с фиксированным переходом пограничного слоя, на остальных элементах переход (кроме законцовок, концевых аэродинамических поверхностей (КАП), на ПТС-4Д) был фиксированным. Фиксация перехода на 10% хорды крыла осуществлялась при помощи турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм.

Экспериментальные аэродинамические характеристики моделей приведены на рис. 14 и 15. Видно, что обе модели обеспечивают крейсерский полёт с  $M \approx 0.78$ , особенно учитывая тот факт, что максимальное аэродинамическое качество в натуральных условиях реализуется на меньших  $C_{ya}$ , чем в трубе, а волновой кризис наступает несколько позже. Заметим, что крейсерская скорость самолёта Ан-124 “Руслан” не превышает  $M = 0.76$ , несмотря на большую стреловидность  $\chi_{1/4} = 27^\circ$ . Модель четырёхдвигательного самолёта даже несколько превосходит “младшую” модель по скоростным свойствам, что объясняется меньшим миделем и лучшим обтеканием фюзеляжа, а также отсутствием гаргрота над фюзеляжем. Установка законцовок (КАП) на модели ПТС-4Д приводит к увеличению максимального аэродинамического качества примерно на единицу. Оценки показывают, что крейсерское аэродинамическое качество самолёта ПТС-4Д в натуральных условиях может составить  $K_{max} \sim 19 \div 20$  единиц, тогда как у Ан-124  $K_{max} \div 17$  [20].

При малых скоростях обе модели продемонстрировали достаточно высокие несущие свойства. Так, при  $M = 0.2$   $p = 5$  ата ( $Re = 4.1$  млн) у ПТС-2Д  $C_{ya max} = 1.45$ , а у ПТС-4Д ( $Re = 3.76$  млн)  $C_{ya max} = 1.48$ .



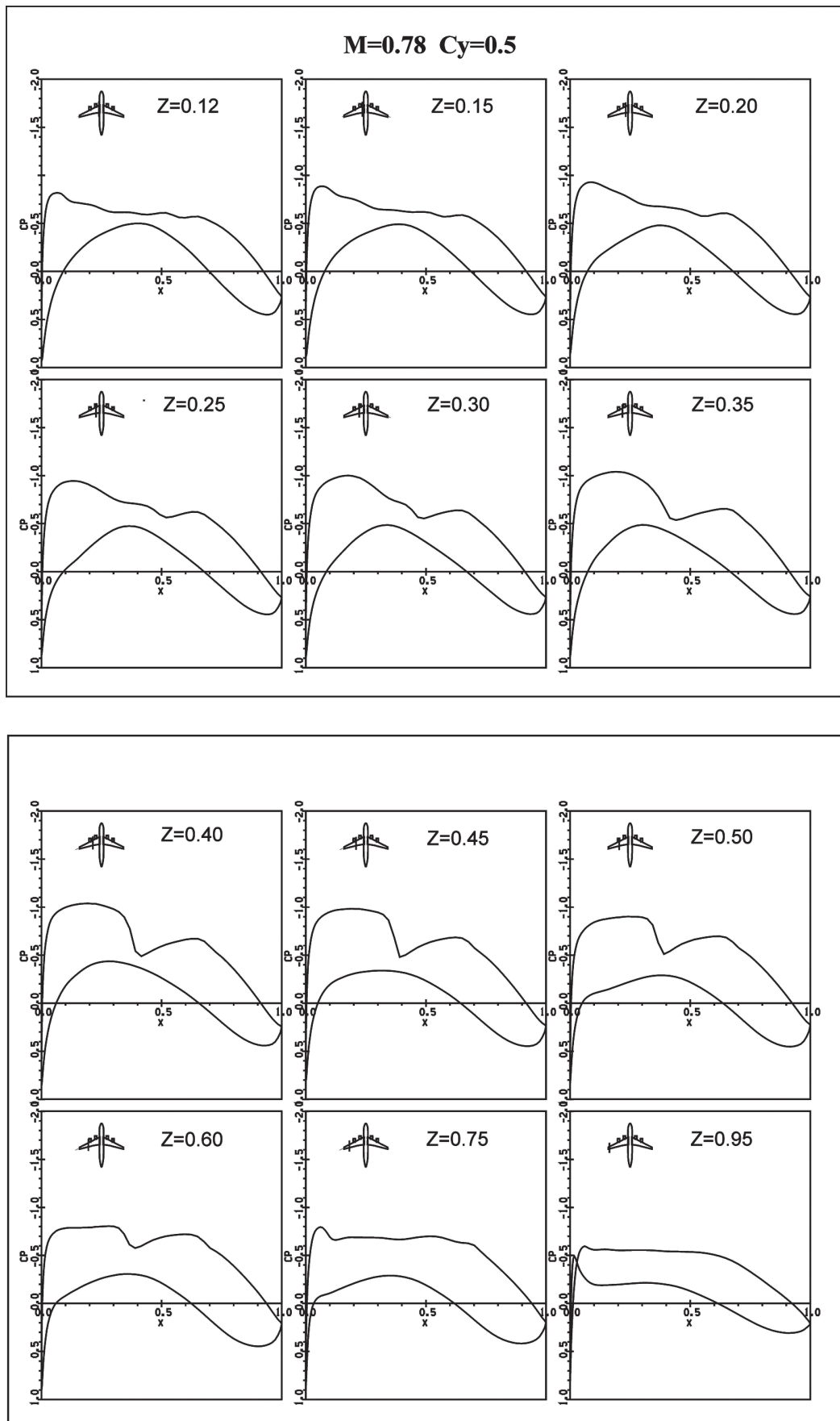


Рис. 9. Расчётное распределение давления в сечениях крыла самолёта ПТС-4Д на режиме  $M = 0.78$ ,  $C_y = 0.5$ ,  $Re = 55$  млн

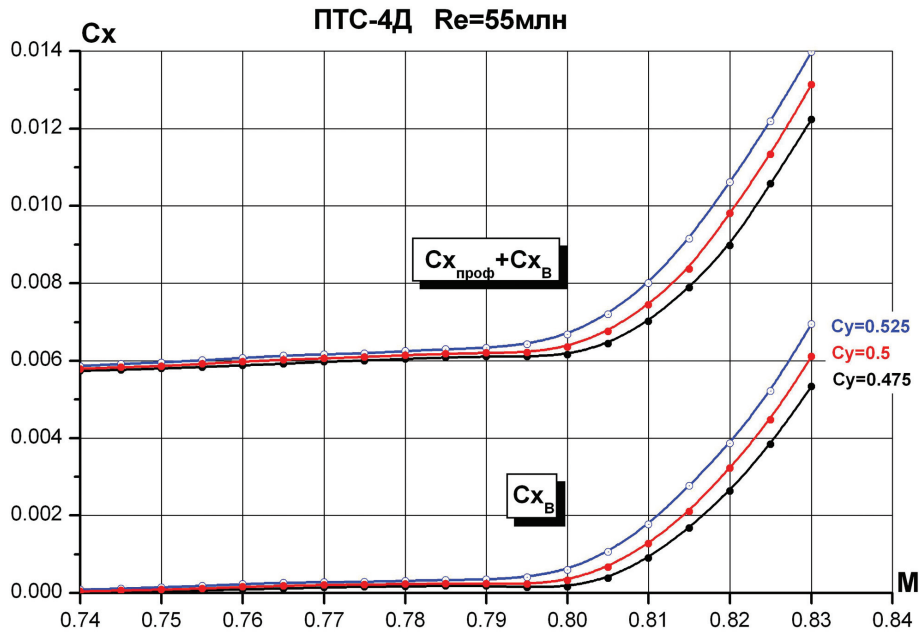


Рис. 10. Расчётные зависимости  $C_{xa} = f(M)$  при натурном числе Re

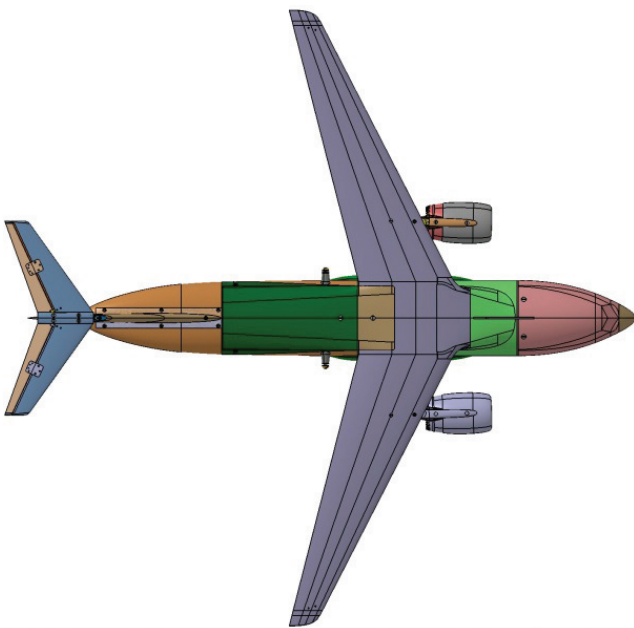


Рис. 11. Модель ПТС-2Д

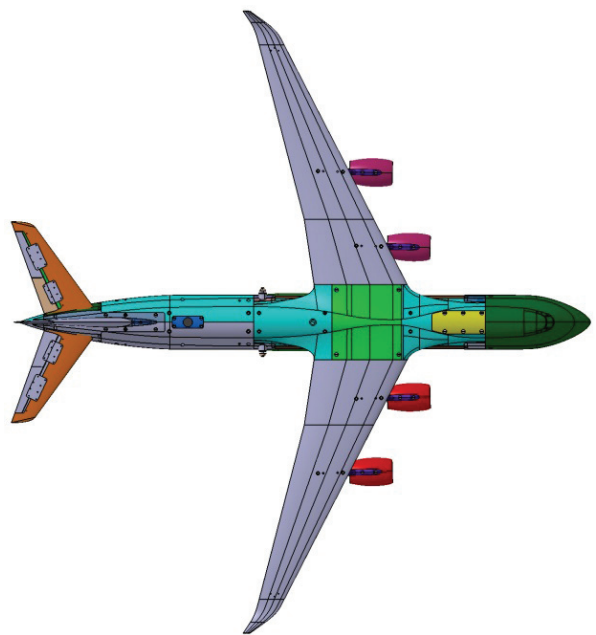


Рис. 12. Аэродинамическая модель ПТС-4Д с законцовками крыла

## Выводы

Предложена технология проектирования крыльев различной площади для создания линейки перспективных тяжелых самолётов с двумя и четырьмя двигателями ПД-35. Для упрощения и удешевления создания большого самолёта внешняя консоль крыла взята от крыла “младшего” члена семейства, а площадь увеличена за счёт нового центроплана. Спроектирована аэродинамическая компоновка крыльев обоих самолётов. Показано, что крылья со стреловидностью

$\chi_{1/4} = 24^\circ$  обеспечивают крейсерский полёт со скоростью  $M = 0.77 \div 0.8$  (820 ÷ 850 км/ч). Эксперимент в АДТ Т-106 подтвердил достижение целей проектирования.

Выполнена экспертная оценка потерь аэродинамического качества при предложенном подходе к проектированию составного крыла. Для этого проведена свободная оптимизация крыла увеличенной площади с той же формой в плане и распределением относительных толщин вдоль

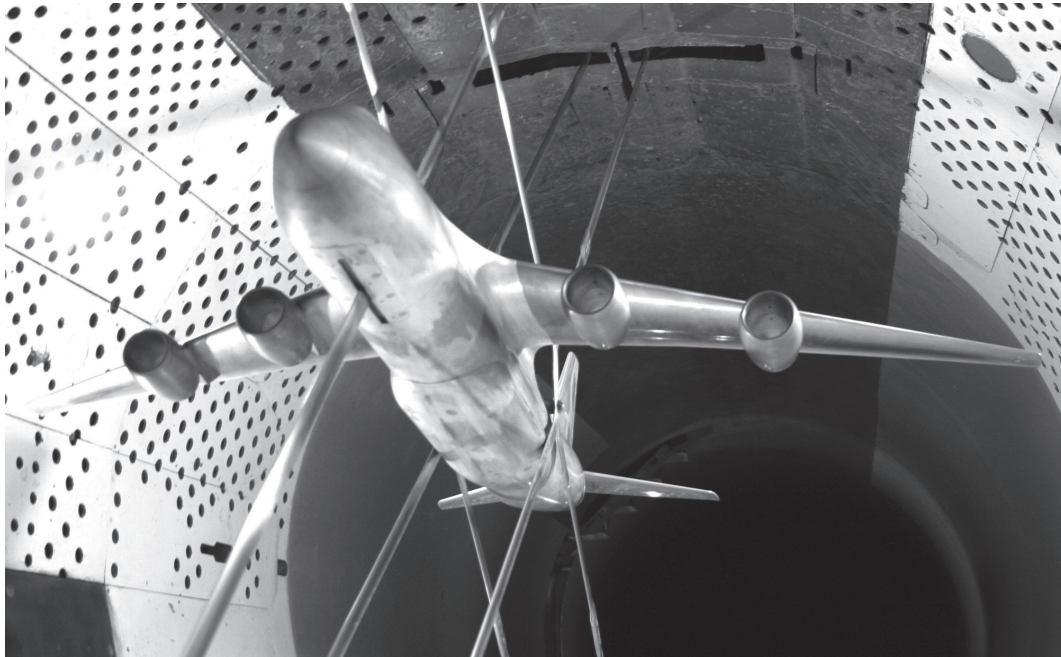


Рис. 13. Аэродинамическая модель ПТС-4Д в АДТ Т-106 ЦАГИ (перевернутое изображение)

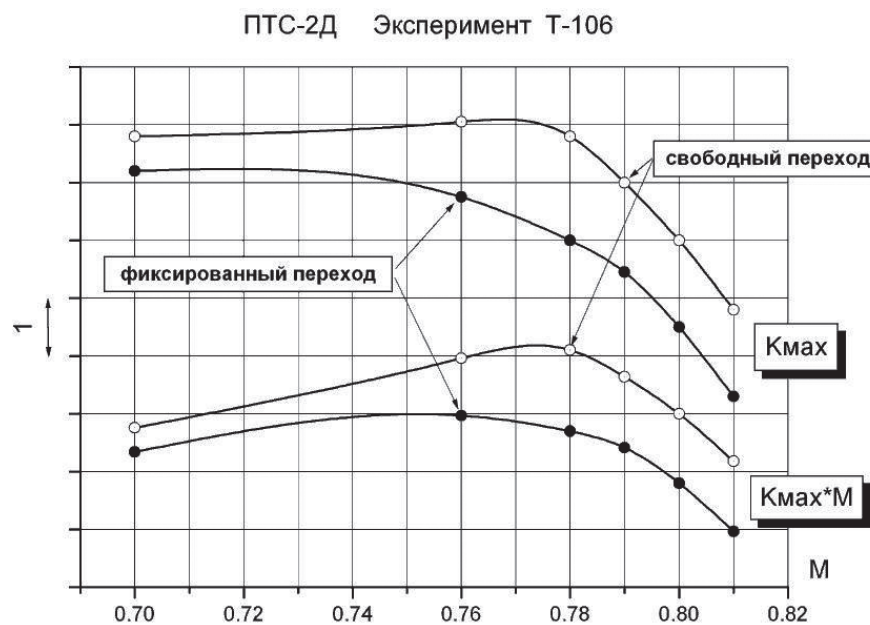


Рис. 14. Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели двухдвигательного самолёта

размаха. Показано, что скоростные свойства не изменяются. В то же время максимальное аэродинамическое качество компоновки с составным крылом меньше на ~1.5%. Данные потери приемлемы при условии удешевления создания гигантского самолёта. Более того, данные потери могут быть еще несколько снижены, если с самого начала учитывать разработку “старшего” члена семейства.

#### Список источников

1. *Погосян М.А.* (ред.) Проектирование самолетов: Учебник для студентов. — 5-е изд. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 863 с.
2. *Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А.* Основы авиационной техники: Учеб. для студентов. — 3-е изд., испр. и доп. — М.: Машиностроение, 2003. — 719 с.
3. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов / Пер. с англ. Е.П. Голубкова. — М.: Машиностроение, 1983. — 647 с.

ПТС-4Д Эксперимент Т-106

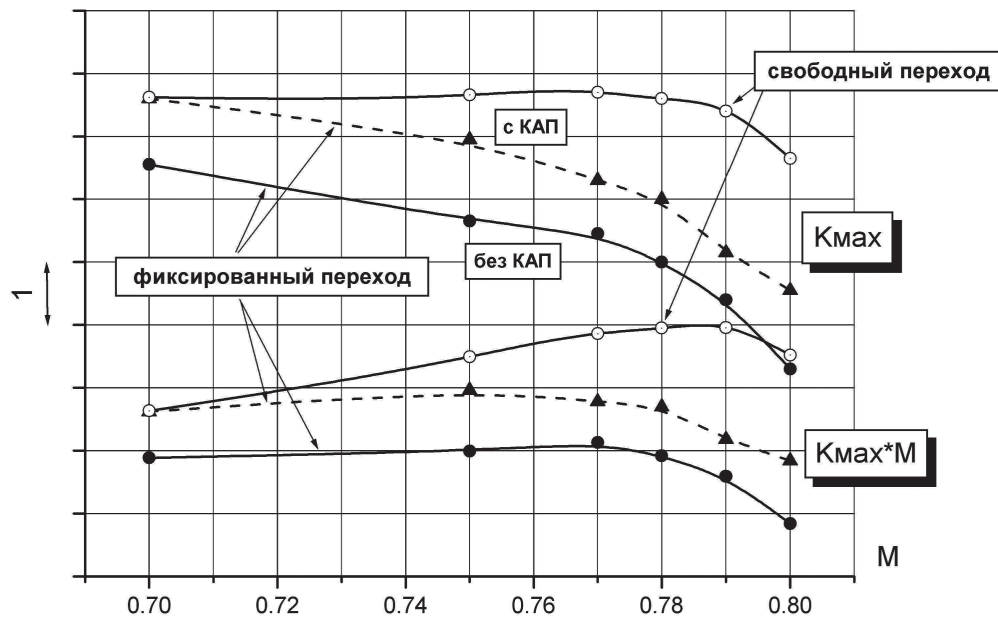


Рис. 15. Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели четырёхдвигательного самолёта с составным крылом

4. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. — 5th Edition. — American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2012. — 800 p.
5. Willcox K., Wakayama S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family // Journal of Aircraft. 2003. Vol. 40. No. 4, pp. 616–622. DOI: 10.2514/2.3156
6. Van Heerden A., Guenov M.D., Molina-Cristóbal A. Evolvability and design reuse in civil jet transport aircraft // Progress in Aerospace Sciences. 2019. Vol. 108, pp. 121–155. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.006
7. Obert E. Aerodynamic design of transport aircraft. — IOS Press, 2009. — 638 p.
8. Kingsley-Jones M. Airbus opts for larger wing on A350-1000 through trailing edge extension // FlightGlobal. 2010. URL: <https://www.flightglobal.com/news/articles/airbus-opts-for-larger-wing-on-a350-1000-through-tra-341004/>
9. Norris G., Wagner M. Airbus A340 and A330 (Jetliner History). — Zenith Press, 2001. — 120 p.
10. Вовнянко А. История создания самолёта Ан-225 “Мрія”. URL: <http://www.buran.ru/html/homepage.htm>
11. Liebeck R.H. Design of the blended wing body subsonic transport // Journal of Aircraft. 2004. Vol. 41. No. 1, pp. 10–25. DOI: 10.2514/1.9084
12. Гязова М.М. Прогнозирование использования грузовых рамповых самолетов на основе имитационного моделирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 241–248.
13. Чанов М.Н., Скворцов Е.Б., Шелехова А.С., Бондарев А.В., Овчинников В.Г., Семенов А.А., Чернавских Ю.Н. Анализ технических концепций транспортного самолета с различными типами и компоновкой силовой установки // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 30–47. DOI: 10.34759/vst-2020-4-30-47
14. Крутов А.А., Пигусов Е.А., Чернавских Ю.Н., Черноусов В.И. Концептуальное проектирование тяжёлого транспортного самолёта нового поколения // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91810>
15. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorokhov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft // 28<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (23–28 September 2012; Brisbane, Australia). URL: [https://icas.org/icas\\_archive/icas2012/papers/479.pdf](https://icas.org/icas_archive/icas2012/papers/479.pdf)
16. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Ляпунов С.В. и др. Аэродинамика магистральных самолётов: современное состояние и перспективы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 11. С. 14–29.
17. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Брагин Н.Н., Герасимов С.В., Пущин Н.А., Чернышёв И.Л. Расчётные и экспериментальные исследования аэродинамики компоновок с расположением двигателей над крылом // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 37–49. DOI: 10.34759/vst-2021-2-37-51
18. Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В., Подаруев В.Ю., Савельев А.А. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и



оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7-19.

19. Special Conditions: The Boeing Company Model 777Ц8 and 777Ц9 Airplanes; Folding Wingtips. — A Rule by the Federal Aviation Administration on 18.05.2018.

## References

1. Pogosyan M.A. (ed.) *Proektirovanie samoletov. Uchebnik dlya studentov* (Aircraft design: Textbook for students), 5th ed. Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 863 p.
2. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoi tekhniki. Uchebnik dlya studentov* (Fundamentals of aviation technology. Textbook for students). 3rd ed. Moscow, Mashinostroenie, 2003, 719 p.
3. Torenbeek E. *Synthesis of subsonic airplane design*. Springer, 1982, 620 p.
4. Raymer D.P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 5th Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2012, 800 p.
5. Willcox K., Wakayama S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family. *Journal of Aircraft*, 2003, vol. 40, no. 4, pp. 616–622. DOI: 10.2514/2.3156
6. Van Heerden A., Guenov M.D., Molina-Cristóbal A. Evolvability and design reuse in civil jet transport aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, vol. 108, pp. 121-155. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.01.006
7. Obert E. *Aerodynamic design of transport aircraft*, IOS Press, 2009, 638 p.
8. Kingsley-Jones M. Airbus opts for larger wing on A350-1000 through trailing edge extension. *FlightGlobal*, 2010. URL: <https://www.flightglobal.com/news/articles/airbus-opts-for-larger-wing-on-a350-1000-through-tra-341004/>
9. Norris G., Wagner M. *Airbus A340 and A330 (Jetliner History)*, Zenith Press, 2001, 120 p.
10. Vovnyanko A. *Istoriya sozdaniya samoleta An-225 "Mriya"* (The history of the creation of the AN-225 "Mriya" aircraft). URL: <http://www.buran.ru/html/homepage.htm>
11. Liebeck R.H. Design of the blended wing body subsonic transport. *Journal of Aircraft*, 2004, vol. 41, no. 1, pp. 10–25. DOI: 10.2514/1.9084
12. Gyazova M.M. Cargo ramp aircraft implementation forecasting based on simulation modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 241-248.
13. Chanov M.N., Skvortsov E.B., Shelekhova A.S., Bondarev A.V., Ovchinnikov V.G., Semenov A.A., Chernavskikh Y.N. Technical concepts analysis of transport aircraft with various power plant types and layout. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 30-47. DOI: 10.34759/vst-2020-4-30-47
14. Krutov A.A., Pigusov E.A., Chernavskikh Yu.N., Chernousov V.I. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91810>
15. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorokhov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft. *28<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (23–28 September 2012; Brisbane, Australia)*. URL: [https://icas.org/icas\\_archive/icas2012/papers/479.pdf](https://icas.org/icas_archive/icas2012/papers/479.pdf)
16. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Lyapunov S.V. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 11, pp. 14-29.
17. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Bragin N.N., Gerasimov S.V., Pushchin N.A., Chernyshev I.L. Numerical and experimental studies on the over-the-wing-engine configurations aerodynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 37-49. DOI: 10.34759/vst-2021-2-37-51
18. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Podaruev V.Y., Savel'ev A.A. Aircraft layout design employing high-precision methods of computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7-19.
19. Special Conditions: The Boeing Company Model 7778 and 7779 Airplanes; Folding Wingtips. A Rule by the Federal Aviation Administration on 18.05.2018. Federal Register Vol.83, No.97, 2018, Docket No. FAA20170636; Special Conditions No. 25726SC.
20. Dmitriev V.G., Byushgens G.S. *O rabotakh TsAGI: 1970-2000 gody i perspektivy* (About the works of TsAGI: 1970-2000 and prospects), Zhukovskii, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2001, 111 p.

Статья поступила в редакцию 20.12.2021; одобрена после рецензирования 24.12.2021; принята к публикации 28.02.2022.

The article was submitted on 20.12.2021; approved after reviewing on 24.12.2021; accepted for publication on 28.02.2022.