

УДК 629.7

О.К. БОГДАНОВ

*Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина*

## РАЗРАБОТКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ТЯЖЕЛОГО ДАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА АН-124

Рассмотрены проблемы разработки и создания аэродинамической компоновки тяжелого дальнего транспортного самолета Ан-124.

**аэродинамическая компоновка, аэродинамическое качество, транспортный самолет, Ан-124**

Исследования по **аэродинамической компоновке самолета** были нацелены на решение трех основных проблем:

– разработка и создание аэродинамической компоновки самолета в крейсерской конфигурации с аэродинамическим качеством самолета порядка  $K_{крейс} = 17,0 - 18,0$ ;

– разработка и создание аэродинамической компоновки самолета во взлетной конфигурации, которая обеспечивает на взлете аэродинамическое качество сбалансированного планера  $K_{без} = 10,5 - 11,0$  при коэффициенте подъемной силы  $C_{y_{без}} = 1,5 - 1,6$ ;

– обеспечение требуемых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета в новой области массово-инерционных сил и геометрических размеров.

Разработка и реализация программы по аэродинамической компоновке проводилась совместно с ЦАГИ.

Проблема разработки и создания **аэродинамической компоновки с крейсерским качеством** порядка  $K = 17,0 - 18,0$  заключалась в необходимости повышения уровня аэродинамического совершенства транспортного самолета на  $\Delta K_{крейс} = 3,0 - 4,0$  единицы по сравнению с уровнем качества транспортных самолетов 70-х годов, т.е. примерно на 20%. Для обеспечения указанного роста уровня аэродинамического качества были рассмотрены и проанализированы пути возможного повышения аэро-

намического качества, сделаны прогнозы, оценки и разработаны мероприятия по их реализации. Большое внимание было уделено разработке и внедрению новых расчетно-теоретических методов исследования профилей крыльев, фюзеляжей, а также внедрению новых организационно-технологических форм разработки и создания экспериментальных моделей, в том числе, разработке и внедрению подсистем автоматического проектирования на этапах предпроектных исследований, предварительного и рабочего проектирования. В целом, разработанные мероприятия были рассчитаны на увеличение расчетно-теоретических и экспериментальных исследований по сравнению с предыдущим поколением самолетов более чем на порядок.

**Крыло** – основной агрегат, определяющий уровень аэродинамического совершенства самолета. Разработанные и внедренные в процессе проектирования самолета Ан-124 численные методы расчета позволили провести исследования крыла в большом диапазоне его параметров, в том числе, профилировки, крутки, удлинения, стреловидности, толщины, сужения. Расчетный анализ показал, что компоновки крыльев с отработанными ранее и применявшимися на самолетах Ан-22, Ил-76 и других самолетах профилями классического типа С-2, С-3, П-151 не позволяют получить новый уровень качества. Необходимо было разработать и внедрить принципиально новые, более махоустойчивые про-

фили, которые обеспечили бы требуемые скорости полета с крыльями меньшей стреловидности, большей толщины и, следовательно, большего удлинения при тех же весовых затратах. Прогноз показал, что некоторое повышение аэродинамического качества может быть также достигнуто за счет оптимизации кривизны поверхности крыла. Проведенный комплекс расчетно-экспериментальных и компоновочно-конструкторских работ по исследованию профилей и крыльев обеспечил разработку и создание принципиально нового крыла транспортного самолета Ан-124 с уровнем совершенства, обеспечившим прирост качества самолета на  $\Delta K = 0,8$ . Впервые в мире для тяжелого транспортного самолета была применена компоновка крыла со специально разработанными совместно с ЦАГИ сверхкритическими профилями П-185 с относительной толщиной у корня  $C_o = 0,137$ , средней относительной толщиной  $C_{cp} = 0,117$ , относительным удлинением  $l_{отн} = 8,34$ , сужением  $h = 4,15$  и стреловидностью  $\chi = 280$ . Толстое крыло обеспечило значительные резервные емкости топлива, которых, как правило, не хватает на большинстве самолетов по мере их развития. Этот результат явился итогом расчетных исследований порядка 500 вариантов крыльев, экспериментальных исследований 13 профильных отсеков и 28 компоновок крыльев.

Существенные резервы повышения аэродинамического качества имеет **фюзеляж** грузового самолета. Относительное поперечное сечение фюзеляжа грузового самолета определяется габаритами перевозимых грузов, и, как правило, мидель грузового фюзеляжа больше миделя пассажирского фюзеляжа. Это усложняет аэродинамическую компоновку носовой и хвостовой части фюзеляжа с целью обеспечения минимальных потерь аэродинамического качества. Кроме того, необходимость обеспечения погрузки и выгрузки различной самоходной и несамоходной техники через хвостовой люк требует обязательного отгиба хвостовой части фюзеляжа.

Это также приводит к потере аэродинамического качества. Наличие больших обтекателей шасси на фюзеляже является еще одним крупным источником потерь качества.

Анализ показал, что проблема повышения аэродинамического качества самолета за счет фюзеляжа во многом связана с решением конструктивно-компоновочных задач по грузовой, пилотской кабинам и кабине сопровождающих, по шасси, люкам, хвостовому оперению. В поисках оптимального варианта фюзеляжа была проведена конструктивно-компоновочная проработка многочисленных вариантов и силовых схем шасси, люков, носовых и хвостовых частей, кабин. Необходимы были и крупные расчетно-экспериментальные аэродинамические исследования. Численной оптимизации были подвергнуты десятки различных вариантов фюзеляжей, 12 вариантов были исследованы в аэродинамических трубах. В результате проведенного комплекса работ была создана компоновка фюзеляжа, которая дала прирост аэродинамического качества самолета  $\Delta K = 0,9$  по сравнению с самолетом Ан-22.

Важным резервом повышения аэродинамического качества является компоновка самолета с задним диапазоном центровок при малом запасе продольной статической устойчивости. Для реализации такой компоновки необходима была разработка принципиально новой электрогидростанционной многократно резервированной **системы управления** самолетом с автоматической системой улучшения устойчивости. В результате выполнения намеченных мероприятий такая система была создана, и впервые в мире на тяжелом транспортном самолете применена продольная компоновка с малым (не более 3%) запасом статической устойчивости. Компоновка обеспечивает малые потери аэродинамического качества самолета на балансировку, что позволило получить прирост качества  $\Delta K = 0,5$  и уменьшить массу конструкции на 2800 кг. Следует отметить, что за рубежом выход на уровень уменьшенных за-

пасов продольной устойчивости ( $\cong 6\%$ ) для больших самолетов был осуществлен в конце 80-х годов, а на уровень малых запасов – в начале 90-х.

Для обеспечения минимальных потерь аэродинамического качества за счет **силовой установки** и интерференции крыла с силовой установкой совместно с ЦАГИ и ЦИАМ был запланирован и проведен большой комплекс расчетно-экспериментальных и конструктивно-компоновочных работ по исследованию входного устройства, обтекателя вентилятора, обтекателя газогенератора, пилонов и компоновки «крыло+силовая установка» в целом. Всего испытано более 60 моделей, объем экспериментальных исследований составил 1500 трубочасов. В результате отработанная компоновка обеспечивает на самолете установочные потери вдвое меньшие, чем на имевшихся аналогах.

Опыт отечественного и зарубежного самолетостроения указывал на необходимость тщательной отработки местной аэродинамики самолета, что по прогнозам могло обеспечить прирост аэродинамического качества от  $\Delta K = 0,5$  до  $\Delta K = 1,0$ . Совместно с ЦАГИ была намечена программа по отработке зализов, обтекателей, сочленений и т.п. Десятки вариантов были испытаны в аэродинамической трубе на Киевском Механическом заводе (КМЗ), а затем ряд наилучших – в аэродинамических трубах ЦАГИ. Были найдены оптимальные компоновки зализов крыла с фюзеляжем, фюзеляжа с оперением, элементов формы носовой и хвостовой частей фюзеляжа, которые обеспечили минимальные потери аэродинамического качества на интерференцию, вихреобразование и срывы. В результате выигрыш в аэродинамическом качестве самолета составил  $\Delta K = 0,5$ .

Анализ показывал, что имеются резервы повышения аэродинамического качества за счет улучшения качества внешней поверхности. Неровности, стыки, щели, уступы и выступы, шероховатость поверхности, различного типа антенны и другие надстройки приводят к значительному росту сопротив-

ления самолета и, в итоге, к потере аэродинамического качества. Например, на самолете Ан-22 дополнительное сопротивление за счет указанных факторов достигает до 20% исходного минимального сопротивления. Для уменьшения этой величины нужны были новые конструктивно-технологические решения, обеспечивающие существенное улучшение качества внешней поверхности самолета. По прогнозу, потери могли быть уменьшены до 5%. Однако, разработанный с учетом возможностей отечественной серийной технологии комплекс конструктивно-технологических мероприятий обеспечил уменьшение дополнительного сопротивления самолета только до 10%. В основном, уменьшение было достигнуто за счет практически полного исключения на внешней поверхности крепежа с выпуклыми головками, сокращения на порядок внешних надстроек при расширении их функциональных возможностей, применения прессованных панелей и композиционных материалов с меньшей волнистостью и шероховатостью поверхности. Снижение вредного сопротивления с 20 до 10% обеспечило увеличение аэродинамического качества примерно на  $\Delta K = 1,0$ .

В целом, объем расчетно-теоретических исследований составил более 1000 часов машинного времени на ЭВМ типа ЕС-1060, объем экспериментальных исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ и КМЗ составил около 19500 часов на 185 моделях. Выполненная программа обеспечивала создание компоновки самолета с крейсерским аэродинамическим качеством  $K_{крейс} = 17,6$  на  $M = 0,75$ .

Определяющим условием для выбора **взлетно-посадочной механизации крыла** являлось условие обеспечения безопасного взлета самолета с аэродрома первого класса с длиной ВПП 2500 м в случае отказа критического двигателя. Проблема взлетной компоновки заключалась в необходимости разработки механизации, которая обеспечит на безопасной скорости взлета повышение аэродинамического

качества сбалансированного планера с  $K_{взл.безд} = 9,0$ , соответствующего уровню самолетов 70-х годов до  $K_{взл.безд} = 10,5 - 11,0$  при коэффициенте подъемной силы  $C_{y.безд} = 1,5 - 1,6$ , т.е. уровень аэродинамического совершенства должен был возрасти на 15 – 20%.

Разработанная совместно с ЦАГИ программа предусматривала следующие основные расчетно-теоретические и экспериментальные исследования:

- различных типов закрылков на крыльях различной компоновки;
- различных типов предкрылков;
- оптимизации секционности закрылков и дифференциация углов отклонения секций элеронов и закрылков;
- влияния элементов конструкции навески и приводов закрылков;
- различного типа интерцепторов вдоль размаха крыла, их секционности и дифференциации;
- путей уменьшения вредной интерференции во взлетной конфигурации самолета.

В результате выполнения программы расчетно-конструкторских работ была определена и создана для транспортного самолета Ан-124 следующая механизация крыла:

- **закрылки**: однозвенные, однощелевые на внутренних и средних секциях с дополнительной профилировкой второй щелью – на внутренних частях секций, однозвенные, однощелевые типа Фаулер – на внешней секции; относительная хорда закрылков –  $0,25 \div 0,30$ ; относительное выдвижение –  $0,13 \div 0,15$ ; относительный суммарный размах трех секций закрылков – 0,7; на взлете средний угол отклонения  $O_z = 300$ , на посадке  $O_z = 400$ ;
- **предкрылки**: щелевые, выдвижные, из четырех секций, вдоль всего размаха крыла, относительная хорда – 0,13; относительное выдвижение – 0,07; угол отклонения на взлете и посадке  $O_{np} = 170$ ;
- **интерцепторы**: по задней кромке основной части крыла вдоль размаха закрылков, с хордой порядка 1 м; из 12 секций: четыре внутренние – тормоз-

ные, четыре средние – глиссадные, четыре внешние – интерцепторы-элероны для поперечного управления самолетом; углы отклонения тормозных и глиссадных интерцепторов – до 600; при торможениях на земле все интерцепторы используются как тормозные.

Разработанная аэродинамическая компоновка самолета во взлетно-посадочной конфигурации не только обеспечила выполнение заданных требований по базированию на аэродромах различных классов, но и позволила создать необходимые резервы несущих способностей крыла для дальнейшего развития самолета.

Основной проблемой обеспечения нормируемых характеристик **устойчивости и управляемости** самолета Ан-124 являлась проблема обеспечения продольной устойчивости самолета на крейсерских режимах полета. Сложность проблемы определялась тремя основными причинами. Во-первых, установка горизонтального оперения самолета на палубе фюзеляжа в следе за крылом привела к потере эффективности горизонтального оперения на углах атаки  $9 - 12^\circ$  за счет торможения и скоса потока и нелинейности продольной моментной характеристики самолета (образование «ложки»). Во-вторых, стреловидное крыло сравнительно большого удлинения и сужения со сверхкритическими профилями на углах атаки  $9 - 12^\circ$  подвержено срыву в концевых сечениях и росту несущих способностей в корневых сечениях, что практически вдвое увеличило «ложку» в продольной моментной характеристике. В-третьих, принятая компоновка самолета с малыми запасами статической устойчивости при наличии «ложки» требовала разработки и реализации системы управления и специальных аэродинамических мероприятий, которые обеспечили бы безопасность и надежность продолжения и завершения полета в особых случаях, в том числе при различных отказах в системе управления, включая нерасчетные отказы.

Комплекс работ по устойчивости и управляемости самолета позволил исследовать, создать и отра-

ботать аэродинамическую компоновку самолета в целом и его рулевых поверхностей, которые обеспечивают требуемые характеристики устойчивости и управляемости, а также безопасность и надежность полетов на всех режимах и в любых отказных ситуациях.

Проблемы обеспечения устойчивости и управляемости тяжелого транспортного самолета со сверхкритическим стреловидным крылом и палубным оперением определялись в основном, компоновкой с малым запасом статической устойчивости и наличием местной продольной неустойчивости на больших углах атаки. Трудности вызывались также большой протяженностью проводки управления, ее инерционностью, трением и люфтами.

Эффективное решение этих проблем могло быть достигнуто применением электродистанционной системы управления с автоматической системой улучшения устойчивости. Однако, при этом необходимо было создать систему, которая не приводила бы к тяжелым последствиям при активных непрогнозируемых отказах (при электромагнитных излучениях, пожарах, ошибках обслуживания и т.п.) и надежно взаимодействовала с резервной механической системой. Кроме того, она должна быть избавлена от сложности наложения автоматических подсистем (системы загрузки, триммирования, автоматического управления, компенсации трения в механической проводке, ограничения предельных режимов и т.д.), что неизбежно ведет к снижению надежности и ухудшению условий технического обслуживания и эксплуатации.

Разработанные и реализованные принципы построения автоматизированной системы управления самолета Ан-124, не имевшие аналогов в отечественном и зарубежном авиастроении, позволили решить рассмотренные проблемы.

Автоматизированная система управления с подсистемой улучшения устойчивости и управляемости выполнена четырехканальной, по схеме  $2 \times 2$ , т.е.

двух практически автономных подсистем, контролируемых по выходу. Это обеспечивает детекцию и ограничение последствий активных отказов и создает высокий уровень надежности и безопасности.

Принципиальной отличительной особенностью системы в продольном и поперечном каналах является то, что командные сигналы от летчика формируются с помощью многоканальной электродистанционной системы не по перемещению рычагов управления, а по усилиям на рычагах. Такое решение позволяет оптимально включить в контур управления резервную механическую систему и существенно упростить структуру управления. При приложении усилий к рычагам управления датчики формируют электрический сигнал, пропорционально которому перемещается исполнительный привод, а также связанные с ним резервная механическая система управления и золотники рулевых приводов, установленные на рулевых поверхностях. Таким образом, электродистанционная система, помимо передачи управляющих сигналов, выполняет функции компенсатора трения в механической системе, механизма загрузки рычагов управления, привода системы автоматического управления, ограничителя предельных режимов – толкателя штурвальной колонки, привода системы совмещенного управления.

Особенностью системы управления является также установка на каждой секции руля по 4 рулевых привода, обеспечивающих высокую динамическую жесткость системы и питающихся от автономных гидросистем. Это позволило обеспечить требуемые флаттерные характеристики даже после отказа трех приводов без применения традиционных весовых балансиров, масса которых для Ан-124 составила бы 2,5 – 3,0 т.

Учитывая новизну принципов построения схемных и конструктивных решений, необходимо было уделить особое внимание отработке надежности и отказобезопасности. С этой целью была разработана долгосрочная программа, в соответствии с которой

выполнен большой объем экспериментально-исследовательских работ.

В целом, **объем основных выполненных работ** при разработке аэродинамической компоновки выглядит следующим образом:

- расчетно-теоретические исследования с применением САПР:
  - больше 1000 часов машинного времени;
  - 540 компоновок самолетов;
- экспериментальные исследования в аэродинамических трубах:
  - 12 профилей;
  - 46 крыльев;
  - 6 вариантов оперений;
  - более 10 вариантов обтекателей и заливов;
- общий объем исследований в трубах составил около 19500 трубочасов;
- комплексный полунатурный стенд с исследовательским пилотажным стендом:
  - выполнено 800 полетов;
  - исследовано более 100 отказных ситуаций;
- физические исследования на самолете;
- стоимость работ порядка 100 млн. USD.

**Результаты разработки** аэродинамической компоновки состоят в следующем:

- внедрено 25 новаций – 25 авторских свидетельств на изобретения по аэродинамической компоновке;
- аэродинамическое качество самолета на крейсерском и взлетно-посадочном режимах на 20% выше, чем у самолетов предыдущего поколения и соответствует уровню современных самолетов;
- установлено более 30 мировых рекордов, в том числе: поднят максимальный груз – 171219 кг на высоту 10705 м; дальность полета по замкнутому маршруту составила 20150,930 км; скорость полета вокруг света через оба полюса составила 698,1 км/ч; протяженность маршрута – 49819,394 км.

– удельный расход топлива на перевозку 1 тонны груза на 1 км в два раза ниже, чем у самолетов типа Ил-76 и на 25% ниже, чем у С-17;

– годовая экономия топлива на перевозку годового объема грузов авиакомпании «Авиалинии АНТОНОВ» – 35000 тонн;

– годовая экономия средств на перевозку годового объема грузов – 5,5 млн. USD.

Реализованная аэродинамическая компоновка самолета Ан-124 и сегодня не уступает лучшим мировым образцам. Самолет эффективно работает на мировом рынке грузовых авиаперевозок, являясь лидером по перевозкам крупногабаритных нестандартных грузов и военной техники.

Количество самолетов Ан-124, работающих сегодня в авиакомпаниях «Авиалинии АНТОНОВ», «Волга-Днепр», «Полет» и др. явно недостаточно. Прогнозы показывают, что требуется еще 80 – 100 самолетов. Исходя из этих потребностей, по инициативе авиакомпаний, АНТК АНТОНОВ совместно с серийными заводами разработаны мероприятия по возобновлению серийного производства самолета с модернизированным комплексом оборудования и увеличенной максимальной грузоподъемностью до 150 тонн.

Вместе с тем, опыт эксплуатации самолета показал, что необходимо увеличение дальности полета самолета с грузами массой 100-150 тонн, чтобы авиакомпании могли выполнять трансконтинентальные полеты без промежуточных посадок.

Для обеспечения этого требования АНТК АНТОНОВ ведет проработки и поиск инвесторов по созданию самолета Ан-124-300, на котором будет глубоко модифицирована конструкция самолета, установлены более мощные современные двигатели и новое бортовое оборудование.

*Поступила в редакцию 27.03.2006*