



# АН-124 «РУСЛАН» СПОСОБЕН И ДАЛЬШЕ УДЕРЖИВАТЬ МИРОВОЕ ЛИДЕРСТВО



**Анатолий АНДРОНОВ,**  
летчик-испытатель 1-го класса,  
кандидат технических наук,  
Герой Российской Федерации

## 1. ПРОРЫВНОЙ ПРОЕКТ — АН-124 «РУСЛАН» СУЩЕСТВЕННО ОБОГНАЛ СВОЕ ВРЕМЯ

Завершается 2016 год, ему на смену идет 2017-й, и вместе с ним приближается событие, оставившее в истории мирового авиастроения свой заметный и вполне заслуженный след. Ровно 30 лет назад, в январе 1987 года, постановлением Правительства нашей страны был принят на вооружение новый тяжелый военно-транспортный самолет Ан-124 «Руслан». Событие это могло произойти и месяцем раньше, в декабре 1986 года, когда опытный самолет Ан-124 № 01-03, пилотируемый Героем Советского Союза, заслуженным летчиком-испытателем СССР генерал-майором Бежевцом А. С. произвел посадку на аэродром Гостомель, завершив тем самым программу летных испытаний этого самолета. Однако торжества, готовящиеся по этому поводу, были отложены ввиду того, что один-единственный недостаток (из нескольких сот устраненных в процессе летных испытаний, что является вполне нормальной практикой),

связанный с системой управления реверсом двигателей, не позволял начинать эксплуатацию этих самолетов в строевых частях. Что и было заявлено испытателями на совещании, проводившемся Генеральным конструктором ОКБ им. О. К. Антонова Балабуевым Петром Васильевичем в кабинете начальника лётно-испытательной и доводочной базы ОКБ на аэродроме Гостомель.

Справедливости ради надо заметить, что недостаток этот был выявлен лишь на первых серийных машинах, сошедших со ступеней авиастроительных заводов Киева и Ульяновска, в канун описываемых событий. Но именно та тщательность, с которой испытатели ГК НИИ ВВС подходили к проведению этих государственных испытаний, и то вдумчивое и внимательное отношение со стороны создателей этого самолета к каждому выявленному недостатку привело в итоге к ожидаемому успеху. Был создан крупнейший в мире самолет, вот уже 30 лет и по размерам, и по боевым возможностям, захвативший и по сей день не уступающий мирового лидерства в сфере военно-транспортных перевозок. Без сомнения, появление Ан-124 стало знаковым событием в истории авиастроения Советского Союза.

В связи с этим нельзя не вспомнить случай, произошедший в аэропорту Елизово на Камчатке, куда мы залетели на Ан-124 в рамках проводимых государственных испытаний. Экипаж уже занимал рабочие места, готовясь к вылету, когда в кабину попросился седовласый летчик в форме Аэрофлота, командир зарулившего на стоянку невдалеке от нас самолета Ан-24. Получив разрешение, он поднялся по лестнице в кабину экипажа и на несколько секунд застыл в неподвижности, взявшись руками за спинки кресел летчиков, рассматривая многочисленные приборы, после чего неожиданно нагнулся и прильнул губами к штурвалу командира. Экипаж замер, а летчик, развернувшись к нам лицом, с глазами, полными слез, еле слышно произнес: «Надо же до такого дожить..., спасибо, ребята». Лучшей оценки трудно себе представить. Самолет и в самом деле своим видом изнутри и снаружи внушал трепет и уважение к человеческому гению, способному все это придумать, воплотить в металл и заставить летать.

В течение последних лет Россия все громче заявляет о себе как о государстве, не только, как и прежде, имеющем в мире геополитические интересы, но и способном отстаивать эти интересы и свои позиции перед лицом мирового сообщества. Этой позиции уверенности и твердости принимаемых решений должна способствовать надежная военно-экономическая аргументация. Высокий уровень развития экономики и оснащения Вооруженных Сил — основной аргумент такой политики, столь необходимой даже при очевидной целесообразности, а порой и необходимости тех или иных стратегических или партнерских устремлений, осуществляемых руководством нашей страны в целях обеспечения суверенитета и безопасности России. В этой связи перед военным руководством страны все острее вставала задача иметь возможность оперативно в кратчайшие сроки осуществлять маневр силами и средствами Вооруженных Сил при возникновении такой необходимости. Решающая роль в реализации этой задачи, как и была, по-прежнему остается за военно-транспортной авиацией и ее флагманом, стратегическим ВТС Ан-124, способным взять на борт практически всю номенклатуру вооружения и военной техники, подлежащей воздушному и наземному десантированию.

На пороге — 30-летие эксплуатации «Руслана», а это обычно назначаемый срок жизни летательного аппарата. В авиации порой встречаются воздушные «долгожители», доживающие до 50–60 лет эксплуатации, благодаря конструкторам и инженерам, сумевшим воплотить в создаваемой технике все новое, что предлагается наукой и востребовано эксплуатацией. Такие самолеты, как Ил-14, Ан-12, Ил-18, имеют более чем полувековые истории лётной жизни. С большой вероятностью по прошествии некоторого времени в их ряд встанет и Ан-124. И дело не только в итогах многолетней успешной эксплуатации этого самолета. Для достижения лётного долголетия и тем более длительного доминирования над своими конкурентами, авиационная техника должна постоянно совершенствоваться, раскрывая заложенные еще при создании потенциальные возможности дальнейшего улучшения основных лётно-технических характеристик, эксплуатационных и боевых возможностей. Это принятая практика мирового авиастроения, и модернизация «Руслана» способна раскрыть этот потенциал в полной мере.

Самолет Ан-124, как и зарубежные аналоги (С-5, А-380) по своим геометрическим, массовым и эксплуатационным характеристикам достигли предельных возможностей по использованию подавляющего большинства существующих аэродромов, имеющих взлетно-посадочные полосы (ВПП) длиной 3000-3500 м. Это позволяет полагать, что самолет Ан-124

на ближайшие десятилетия должен остаться основным типом для данного класса летательных аппаратов, а значит, совершенствование его летно-технических и эксплуатационных возможностей за счет проведения глубокой модернизации — важный и необходимый этап в жизненном цикле этого самолета.

## 2. ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШЕГО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ И ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕРНИЗАЦИИ САМОЛЕТА АН-124

В конструкции самолета Ан-124 потенциально заложены возможности модернизации по путям уменьшения веса самой конструкции планера самолета, усовершенствования путем замены бортового навигационного, радио- и электронного оборудования, улучшения летно-технических и эксплуатационных характеристик, повышения его энерговооруженности.

Снижение веса конструкции планера самолета Ан-124 за счет активного использования композиционных материалов еще при проектировании рассматривалось как одна из важнейших задач. Это объясняется тем, что композиционные материалы значительно легче и прочнее используемого в авиастроении алюминия. Так, предел прочности и модуль упругости композиционных материалов на основе алюминия, армированного волокном бора, примерно в два раза больше, чем у алюминиевых сплавов В-95 и АК4-1. Однако большие размеры и большой разнос масс самолета, ограничения по ожидаемым значениям амплитудных и частотных вибраций крыла и оперения не позволили отступить от классики строительства самолетов из сплавов алюминия, несмотря на смелые расчетные прогнозы по использованию композитов. Ограничились лишь изготовлением и использованием композиционных обтекателей и зализов (носового, шасси, крыла, оперения).

В настоящее время практика и опыт использования композиционных материалов в мировом авиастроении столь значительны, что позволяют смело идти на их использование при изготовлении различных частей фюзеляжа, крыла, киля и горизонтального оперения. Как следует из официальной информации, публикуемой авиастроительными компаниями Boeing, Airbus и Bombardier, снижение веса конструкции планера самолета при использовании композиционных

материалов может достигать от 20 до 50%. При этом даже 10-15% снижение веса конструкции самолета Ан-124 даст эффект увеличения полезной нагрузки на 17-25 т, и как следствие, рост боевой эффективности.

Улучшение летно-технических и эксплуатационных характеристик самолета Ан-124 не только важно, но и объективно целесообразно. Для обоснования данного утверждения необходимо вернуться к истории создания и испытания этого авиационного комплекса. По завершении Государственных и ряда последующих специальных летных испытаний в строевые части поступила сначала одна версия самолета Ан-124, а позже — вторая Ан-124-100. Появление этой модификации связано с проведением специальных летных испытаний по установлению минимума для посадки этого самолета в сложных метеоусловиях, соответствующих 2 категории ИКАО 45×600. В целях завершения данной работы с положительным результатом, основная посадочная конфигурация крыла самолета была вынужденно изменена с  $b_{пр}/b_з = 17^0/40^0$  на  $b_{пр}/b_з = 17^0/30^0$  и, соответственно, были увеличены скорости захода на посадку ( $V_{зп}$ ), где  $b_{пр}$  и  $b_з$  — величины углов отклонения предкрылков и закрылков.

Изменить посадочную конфигурацию крыла заставила недопустимая просадка самолета, полученная при уходе на второй круг в автоматическом режиме управления, соизмеримая с высотой принятия решения (45 м), из-за большого времени приемистости (6-7 с) двигателей с режима полетного малого газа (ПМГ) до взлетного режима. Это явление было характерно практически для всего диапазона посадочных весов, поскольку снижение по глиссаде происходило на углах атаки  $4 \pm 1$  градус и режимах работы двигателей, близких к ПМГ. Напрашивался вывод, что скорость захода на посадку

завышена, однако уменьшать её нельзя, вследствие жесткой привязки данного параметра (по требованию ОТТ ВВС) к величине критического угла атаки ( $\alpha_{кр}$ ). Изменение посадочной конфигурации крыла на  $b_{пр}/b_з=17^0/30^0$ , решив одну возникшую проблему, поставило ряд других: отказ от посадочной конфигурации в 2 раза увеличил расходование ресурса планера самолета во взлетной конфигурации, а возросшие скорости приземления ( $V_{пос}$ ) увеличили износ тормозных устройств и колес шасси. Поэтому именно в разрешении указанной проблемы кроются возможные резервы улучшения взлетно-посадочных и эксплуатационных характеристик самолета Ан-124.

Решением Генерального конструктора в целях поиска путей решения возникшей проблемы был проведен комплекс начальных исследований, связанных с анализом протекания кривых коэффициента подъемной силы крыла  $C_y(\alpha)$ , полученных по продувкам ЦАГИ, и выполнен ряд испытательных полетов на достижение критического угла атаки на различных режимах полета. Результатами этих исследований стало следующее.

Критический угол атаки крыла «Руслана» по результатам продувок в аэродинамической трубе его полунатурных моделей был назначен ЦАГИ равным 19 градусам. При этом было очевидно, что продувки модели не могли в полной мере воспроизвести аэродинамические моменты кручения и изгибающие моменты, воздействующие на фюзеляж и на суперкритические профили крыла в реальном полете, учитывая их размеры, разность масс, а значит, и реальный характер протекания кривой  $C_y(\alpha)$ . Подтверждением этому служили как практические корректировки результатов продувок в аэродинамической трубе других типов самолетов, так и достигнутые в специальных летных испытаниях самолета Ан-124 следующие практические величины максимальных углов атаки. В горизонтальном полете на режиме торможения был достигнут максимальный угол атаки 20 градусов, а при выполнении дач рулем высоты с перегрузкой  $n_y=1,6$ , угол атаки 20,7 градуса. Это означало, что критический угол атаки находится в районе 21 градуса, а значит, все взлетно-посадочные, эволютивные и минимально-безопасные скорости полета самолета Ан-124 можно, в соответствии с требованиями ОТТ ВВС, пересматривать в сторону уменьшения. Указанное уменьшение взлетных и посадочных скоростей повлечет за собой возможность вернуться в эксплуатации

к основной посадочной конфигурации крыла  $b_{пр}/b_з = 17^0/40^0$  и, ввиду увеличения углов атаки, при снижении по глиссаде снизит время приемистости двигателей при уходе на второй круг и уменьшит длину пробега при посадке.

Для получения возможности теоретического обоснования степени улучшения рассматриваемых характеристик достаточно применить следующий подход. Используя значения величин аэродинамических коэффициентов подъемной силы крыла во взлетной и посадочной конфигурациях, полученных по результатам продувок моделей самолета Ан-124 в аэродинамической трубе, и материалы, полученные в полетах по программе специальных летных испытаний на больших углах атаки, необходимо:

- провести интерполирование характера поведения кривой коэффициента подъемной силы по углу атаки самолета Ан-124  $C_y = f(\alpha)$  с угла атаки, назначенного по результатам продувок модели самолета в аэродинамической трубе ( $\alpha_{назн.} = 19^0$ ), до углов, полученных в летных испытаниях  $\alpha_{исп.} = 21^0$ ;
- показать степень влияния увеличения критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  на улучшение основных взлетно-посадочных характеристик.

Основные летно-технические и эксплуатационные свойства самолета, определяющие его боевые возможности, в значительной степени зависят от его аэродинамических характеристик. К числу важнейших из них, определяющих летные свойства самолета, относятся: его аэродинамическое качество  $K_{max.}$ , несущие свойства крыла, характеризующиеся зависимостью коэффициента  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$ , максимально допустимыми значениями коэффициента подъемной силы  $C_{y доп.}$  в полете и на этапах взлета и посадки  $C_{y взл.}$  и  $C_{y пос.}$  соответственно. Поэтому, проведя анализ значений коэффициентов подъемной силы в различной конфигурации крыла и характера их протекания в зависимости от угла атаки, можно будет проследить динамику изменения искомых летно-технических характеристик.

Семейства кривых коэффициента подъемной силы по углу атаки самолета Ан-124 в различной конфигурации  $C_y = f(\alpha)$  представлены на рис. 1.1 и 1.2. Характеристики коэффициентов подъемной силы для взлетной и посадочной конфигурации крыла самолета Ан-124, показанные на рис. 1.1 и на рис. 1.2, были получены в результате продувок его моделей в аэродинамических

трубах АТ-1 и Т-106 ЦАГИ. Анализ представленных графиков позволяет сделать вывод, что изменение коэффициента подъемной силы имеет практически линейный характер протекания во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки, вплоть до критического, назначенного равным  $19^\circ$ , т.е.  $\alpha_{кр.} = \alpha_{назн.} = 19^\circ$ .

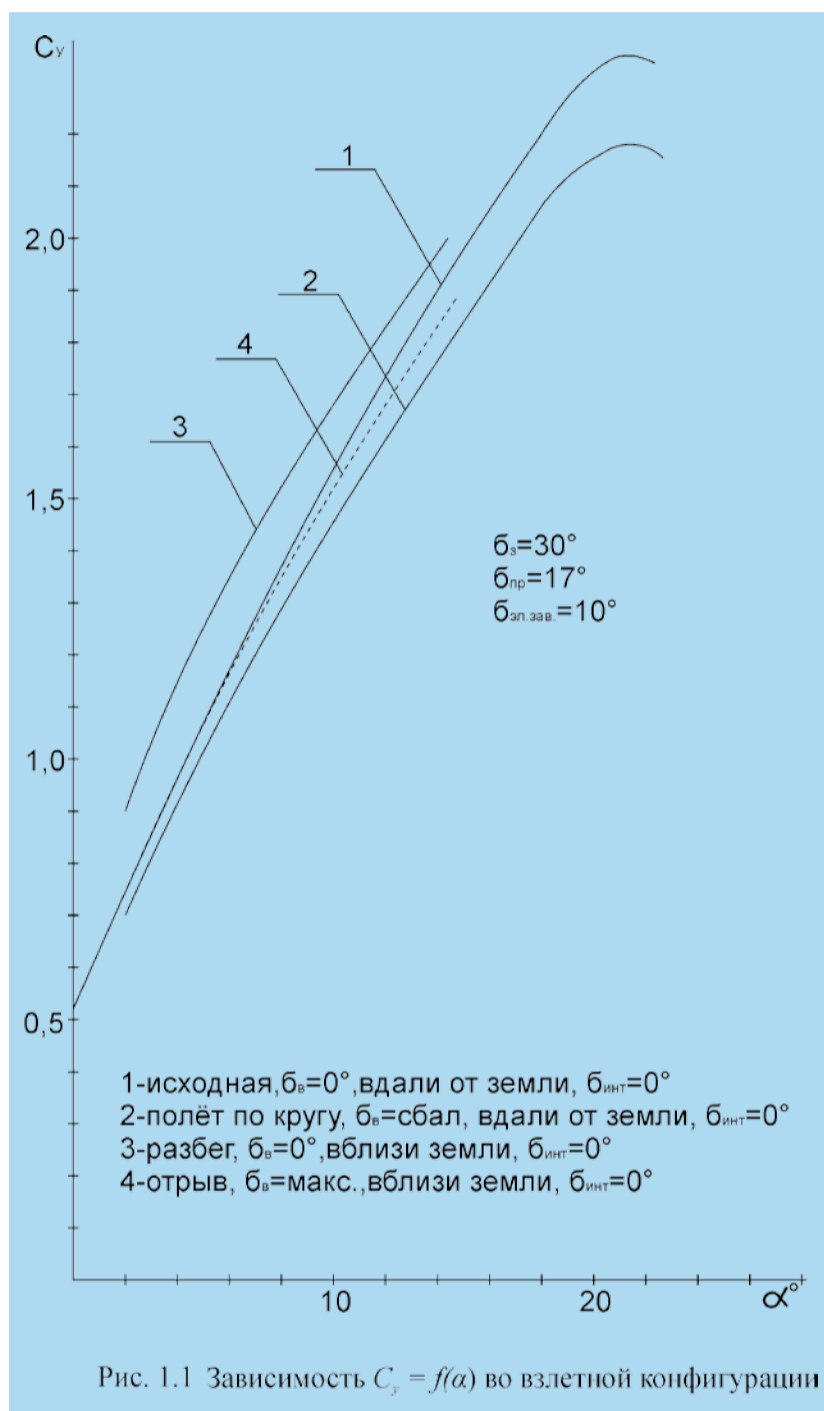


Рис. 1.1 Зависимость  $C_y = f(\alpha)$  во взлетной конфигурации

Однако, как уже отмечалось ранее, в отдельных полетах на испытания была достигнута величина угла атаки  $20^\circ$  в горизонтальном полете и  $20,7^\circ$  при даче рулем высоты (взятие штурвала «на себя») с перегрузкой  $n_y = 1,6$ .

Это дает основание предположить, что характер протекания кривых  $C_y = f(\alpha)$  во взлетной и посадочной конфигурациях крыла, за критическим углом атаки, назначенным  $19^\circ$ , более пологий, чем полученный по результатам продувок, как это показано на рис. 1.2 пунктирной линией.

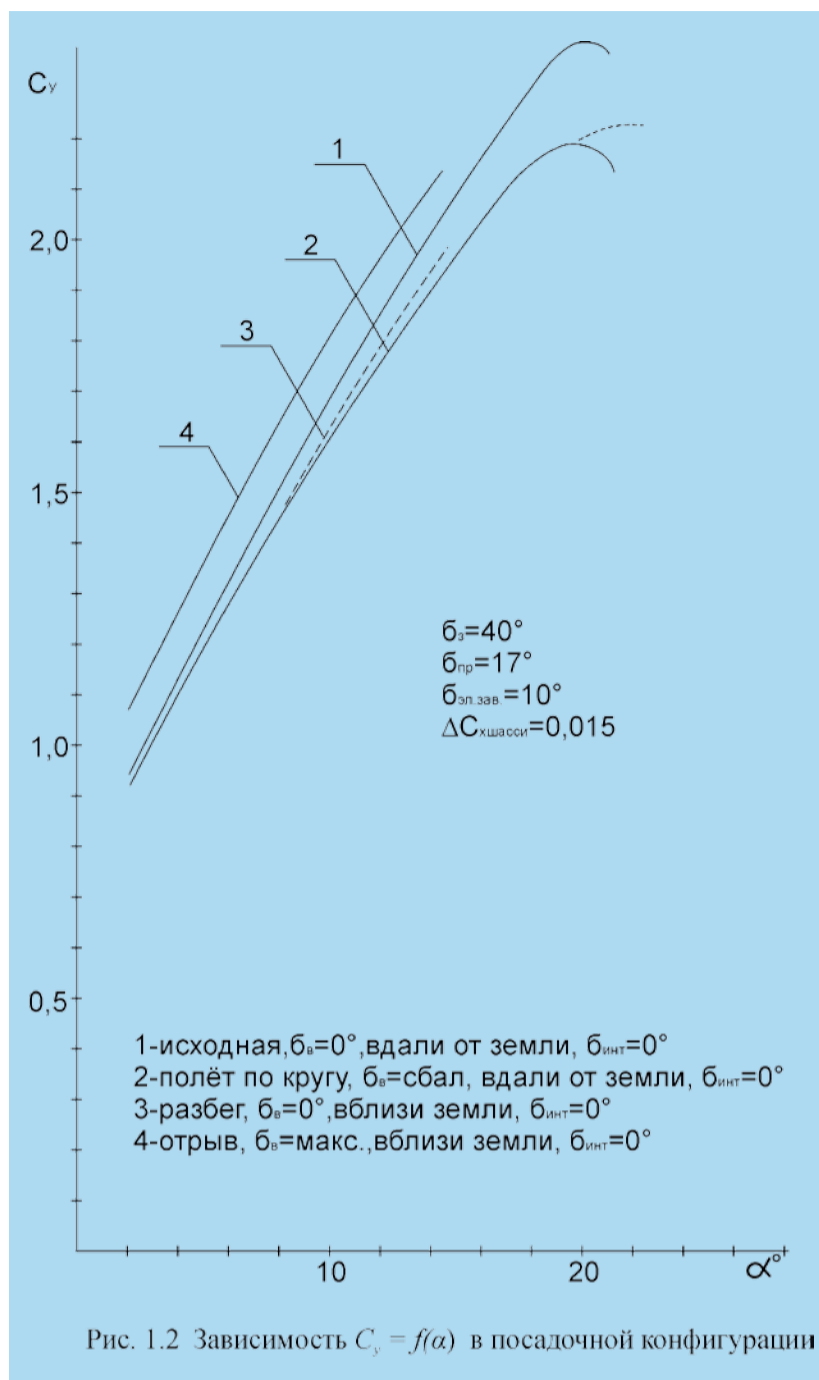


Рис. 1.2 Зависимость  $C_y = f(\alpha)$  в посадочной конфигурации

Данное предположение подтверждается тем, что при достижении этих углов в полете, аэродинамических признаков в виде тряски или стремления к кренению самолета, предупреждающих о приближении к скорости сваливания, экипажем не отмечалось. Кроме того, сама возможность создания такой перегрузки ( $n_y = 1,6$ ) на скоростях, близких к скорости сваливания, говорит о достаточной линейности кривой  $C_y = f(\alpha)$ , а значит, и достаточности располагаемой перегрузки в соответствии с выражением

$$\Delta n_y = \frac{\Delta c_y}{c_{yпол}}$$

где:  $\Delta C_y$  – прирост коэффициента подъемной силы при увеличении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$ ;

$C_{yпол}$  — исходное значение коэффициента подъемной силы, соответствующее режиму полета.

Сказанное выше позволяет принять к рассмотрению новую теоретическую величину критического угла атаки, равную  $21^{\circ}$ , то есть

$$\alpha_{кр.исп} = \alpha_{назн.исп} = 21^{\circ}.$$

В целях определения степени влияния увеличения критического угла атаки до  $21^{\circ}$  на основные взлетно-посадочные характеристики самолета Ан-124 используем расчетный алгоритм, учитывающий требования ОТТ ВВС для данного класса летательных аппаратов. Важнейшим из этих требований является назначение минимально допустимой в эксплуатации скорости полета ( $V_{доп}$ ) и минимально разрешенной скорости захода на посадку ( $V_{зп}$ ), в строгом соответствии с расчетным значением скорости сваливания, которая в свою очередь определяется с использованием полученного семейства зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  и имеет вид:

$$V_{доп} = 1,3 V_{сз} \text{ и } \alpha_{доп} = \alpha_{кр} - 3^{\circ} \text{ и } V_{зп} \leq V_{доп} \text{ и } \alpha_{зп} \leq \alpha_{доп} - 3^{\circ} \quad (1)$$

В этой связи необходимо отметить приоритетную значимость требования по углам атаки, параметра, столь важного для безопасного пилотирования, ввиду мгновенного его изменения, в отличие от скорости, при управляющем воздействии летчика на органы управления самолетом. Это позволяет экипажу практически одновременно с отклонением руля высоты считывать с указателя изменение значений углов атаки и производить при необходимости корректирующее воздействие. Особенно важное значение эта особенность приобретает на наиболее сложных этапах полета — взлете, посадке и полете на скоростях, близких к минимально безопасной скорости полета.

Полет самолета от взлета до посадки есть непрерывное движение, которое характеризуется основным параметром этого движения — скоростью, которая в зависимости от этапа полета может обозначаться:  $V_{взл.}$ ,  $V_{г.п.}$ ,  $V_{мах}$ ,  $V_{св.}$ ,  $V_{сн.}$ ,  $V_{зп}$ ,  $V_{пос.}$  и, соответственно, являются скоростями взлета, горизонтального полета, максимально допустимой, сваливания, снижения, захода на посадку,

посадочной. Основным законом равномерного и прямолинейного движения самолета в воздухе является выражение

$$Y_R = G \text{ или } Y_R - G = 0, \quad (2)$$

где  $Y_R$  — аэродинамическая подъемная сила самолета, которая в основном создается крылом, уравнивающая вес самолета  $G$ , зависит от его геометрических характеристик и определяется углом атаки  $\alpha$  и скоростью полета  $V_{пол}$

$$Y_R = C_y \times q \times S_{кр} = G, \quad (3)$$

где  $C_y$  — коэффициент подъемной силы крыла самолета,

$q$  — скоростной напор, характеризующий давление набегающего потока воздуха,

$S_{кр}$  — площадь крыла и  $G$  — сила тяжести самолета.

Подставив (3) в (2) и учитывая, что  $q = \frac{\rho V^2}{2}$ , получим

$$C_y \frac{\rho V^2}{2} S = G, \text{ откуда } V = \sqrt{\frac{2G/S}{\rho C_y}}, \quad (4)$$

т.е. из формулы (4) видим, что величина скорости полета при неизменных исходных условиях связана с несущей способностью крыла, которая в свою очередь через коэффициент подъемной силы зависит от угла атаки, и для самолета Ан-124 показана на рис. 1.1 и 1.2. Таким образом, мы установили, что скорость полета напрямую зависит от текущего угла атаки, и чем он больше, тем меньше возможная скорость полета, а значит, расширяя эксплуатационный диапазон углов атаки в сторону их увеличения на  $2^{\circ}$ , то есть до  $21^{\circ}$ , мы получаем возможность расширить диапазон разрешенных скоростей в сторону их уменьшения.

Для удобства последующего анализа сведем рассматриваемые нами данные по углам атаки и соответствующие им коэффициенты подъемной силы крыла во взлетной и посадочной конфигурациях, воспользовавшись зависимостями  $C_y = f(\alpha)$ , изображенными на рис. 1.1, 1.2 и в табл. 1:

Таблица 1

**Зависимость коэффициента подъемной силы от углов атаки для взлетной и посадочной конфигурации**

$\alpha^{\circ}$	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22
$C_y$ $\beta_3=30^{\circ}$	—	0,7	0,85	1,12	1,3	1,48	1,64	1,79	1,94	2,06	2,15	2,19
$C_y$ $\beta_3=40^{\circ}$	—	0,92	1,11	1,3	1,48	1,64	1,8	1,94	2,06	2,18	2,23	2,25

Оценивая степень влияния увеличения критического угла атаки на скорости захода на посадку в эксплуатационном диапазоне, используем числовые значения этих изменений, с учетом выбранных нами ранее исходных данных и требований (1)

$$\alpha_{\text{доп.исп}} = \alpha_{\text{кр.исп}} - 3^{\circ} = 18^{\circ},$$

$$\text{тогда } \alpha_{\text{зп.исп}} = 15^{\circ}.$$

Для определения величины изменения скорости захода на посадку в зависимости от углов атаки возьмем отношение скорости, рассчитанной по назначенному критическому углу атаки, к скорости, обозначенной как скорость, полученная в испытаниях:

$$\frac{V_{\text{зп.назн.}}}{V_{\text{зп.исп.}}} = \frac{\sqrt{\frac{2G/S}{C_{\text{уназн}}\rho}}}{\sqrt{\frac{2G/S}{C_{\text{уисп}}\rho}}} = \sqrt{\frac{C_{\text{уисп}}}{C_{\text{уназн}}}}. \quad (5)$$

Из полученного выражения следует, что изменение скоростей захода на посадку находится в зависимости: корень квадратный из обратного отношения соответствующих им коэффициентов подъемной силы при одинаковых исходных условиях. Выбрав из табл. 1 значения коэффициентов подъемной силы для углов атаки из рекомендованного диапазона руководством по летной эксплуатации для основного диапазона посадочных весов самолета от 4 до 7,5 градусов: 5 и 7 градусов, соответствующих скоростям захода на посадку  $V_{\text{зп.назн}}$  и  $V_{\text{зп.исп}}$ , получим

$$V_{\text{зп.исп.}} = \frac{V_{\text{зп.назн}}}{\sqrt{1,41/1,18}} \quad \text{или} \quad V_{\text{зп.исп.}} = \frac{V_{\text{зп.назн}}}{1,095},$$

то есть увеличение критического угла атаки на  $2^{\circ}$  позволяет снизить скорость захода на посадку на величину порядка 10%. Таким образом, например, для посадочного веса самолета, равного  $G_{\text{пос}} = 317$  т, если расчетная  $V_{\text{зп.назн}} = 294$  км/ч, то  $V_{\text{зп.исп}} = 268$  км/ч и разница составляет  $\Delta V = 26$  км/ч. Учитывая достаточно устойчивую линейность характеристик  $C_y = f(\alpha)$ , можно полагать, что такой характер уменьшения скорости  $V_{\text{зп}}$  сохранится для всего эксплуатационного диапазона скоростей захода на посадку.

Аналогично влиянию увеличения критического угла атаки на посадочные характеристики, исследуем его влияние на характеристики взлета, с учетом того, что **ещё более значимый результат можно будет достигнуть в улучшении взлетно-посадочных и эксплуатационных характеристик при одновременном повышении энерговооруженности самолета.** Если рассматривать взлет как ускоренное движение самолета от момента начала движения на разбеге до отрыва от ВПП, то его исчерпывающими характеристиками являются величины скорости отрыва  $V_{\text{отр}}$  и длины разбега  $L_{\text{разб.}}$ . Между этими параметрами существует конкретная связь — чем быстрее самолет достигнет  $V_{\text{отр}}$ , тем короче будет  $L_{\text{разб.}}$ , то есть оба эти параметра зависят от величины среднего ускорения

$$j_{\text{ср}} = g \frac{P_{\text{дв}} - (Q + F_{\text{тр}})}{G},$$

где  $g$  — ускорение силы тяжести,  $Q$  — сила лобового сопротивления,  $G$  — сила тяжести на взлете,  $F_{\text{тр}}$  — суммарная сила трения основных и передних колес. Ускоряющей силой, воздействующей на самолет, является разность между суммарной тягой двигателей  $P_{\text{дв}}$  и силами  $(Q + F_{\text{тр}})$  и обозначается  $\Delta P$ . Откуда следует, чем большую тягу развивают двигатели, тем большую величину ускорения приобретает самолет, а значит, быстрее сможет достичь скорости отрыва, которая определяется по формуле

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{\text{уотр}}\rho S}}, \quad L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{ср}}}. \quad (6)$$

В свою очередь, полученные зависимости (6) наглядно показывают, что в момент отрыва самолета от ВПП, когда подъемная сила крыла превышает взлетную массу, дополнительное увеличение угла атаки на  $2^{\circ}$ , а значит, и увеличение коэффициента подъемной силы крыла —  $C_{\text{уотр}}$ , способно обеспечить отделение самолета на меньшей скорости отрыва, используя меньшую дистанцию для разбега. Для определения величины возможного уменьшения скорости отрыва в зависимости от расширения на  $2^{\circ}$  взлетного диапазона углов атаки в сторону увеличения, возьмем отношение скорости, рассчитанной по назначенному критическому углу атаки, к скорости, обозначенной — как полученной в испытаниях. Используя ранее примененное отношение (5),

для взлетной конфигурации крыла зависимости  $C_y = f(\alpha)$  на рис. 1.1 и соответствующие ей значения коэффициентов подъемной силы, которые сведены в табл. 1, для углов атаки на взлете 5 и 7 градусов соответственно для  $V_{отр.назн}$  и  $V_{отр.исп}$  получим

$$V_{отр.исп.} = \frac{V_{отр.назн}}{\sqrt{1,23/1,01}} \quad \text{или} \quad V_{отр.исп.} = \frac{V_{отр.назн}}{1,107},$$

что означает практическую возможность уменьшения скорости отрыва самолета на взлете почти на 11% при увеличении на 2° угла атаки (для летчика при пилотировании — угла тангажа).

Помимо необходимости повышения энерговооруженности, как показал 30-летний опыт практической эксплуатации самолета Ан-124, его двигатели Д-18Т, имеющие тягу 24 т, уже не обеспечивают возросший уровень требований к самолетам такого класса. Это касается прежде всего требований: по уменьшению размера потребной для взлета длины взлетно-посадочной полосы, по увеличению градиента набора высоты после взлета и, по необходимости, корректировки программы

регулирования двигателя Д-18Т в части поддержания постоянства величины максимальной взлетной тяги до большего значения величины температуры наружного воздуха (порядка 30°–35°С). Решение этих вопросов целесообразно рассматривать также в общем объеме предлагаемой модернизации самолета и двигателей.

В заключение необходимо отметить, что предложения по существенному улучшению летно-технических и эксплуатационных характеристик самолета Ан-124 опираются на достоверные результаты, полученные лишь в отдельных испытательных полетах и при проведении специальных программ, поэтому нуждаются в предварительных целевых и полнообъемных исследованиях и специальных летных испытаниях, что объективно необходимо. Поскольку, лишь проведя глубокую модернизацию, стратегический тяжелый военно-транспортный самолет, например Ан-124М, не только начнет свой новый жизненный цикл, но и будет способен продолжить прочно удерживать мировое лидерство по своему прямому предназначению среди своих конкурентов.

