

АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ ПРОЧНОСТИ, РИСКА КАТАСТРОФ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕВОЗОК ОТ МАССЫ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Выполнен анализ условий обеспечения прочности, надежности и эффективности перевозок самолетов гражданской авиации.

Ключевые слова: прочность, полетная масса самолета, масса пустого самолета, масса полезного груза, эффективность, риск катастроф.

Одной из основных характеристик совершенства конструкции самолетов гражданской авиации является отношение массы конструкции к числу пассажирских мест, т. е. масса конструкции самолета, приходящаяся на одно пассажирское место. Чем меньше этот показатель, тем выше экономическая эффективность самолета. С другой стороны, уменьшение массы конструкции сопряжено с уменьшением ее прочности, а, следовательно, с увеличением риска катастроф. В предлагаемой работе сделана попытка анализа условий и ограничений в пределах, которых решается задача минимизации массы конструкции самолета.

Максимальная взлетная масса самолета M_{\max} может быть представлена состоящей из массы полезного груза $M_{п.г.}$ (пассажиры и грузы), массы топлива M_T и массы конструкции самолета M_k . Например, для самолета Ту-204 составляющие взлетной массы следующие:

$$M_{\max} = 107,9 \text{ т}; M_{п.г.} = 25,2 \text{ т}; M_T = 32,7 \text{ т}; M_k = 50 \text{ т}.$$

При фиксированных M_T и M_{\max} изменение возможно только за счет массы конструкции и массы полезного груза.

Прочность конструкции самолета и способность противостоять полетным нагрузкам без разрушения определяется площадью сечения его силовых элементов. При неизменных материалах конструкции прочность прямо пропорциональна массе конструкции. Прочность определяет риск разрушения, т. е. риск катастроф, и однозначно связана с массой полезного груза. Для самолета Ту-204 эта связь определяется следующим образом:

$$M_{п.г.} = M_{\max} - M_T - M_k = 75,2 - M_k.$$

Ставится задача определения связи массы конструкции с вероятностью ее разрушения, т. е. с вероятностью реализации катастрофы.

Масса самолета Ту-204, равная 50 т, определена из условия ее способности противостоять без разрушения воздействию двукратной перегрузки n , при максимальной массе с коэффициентом запаса прочности $k = 1,5$. При этом, вероятность разрушения, в соответствии с нормами летной годности (НЛГ) самолетов, должна быть $\leq 1 \cdot 10^{-9}$ [1].

Если величину массы конструкции самолета M_k разделить на величину перегрузки $n = 2$ и величину запаса прочности $k = 1,5$, то при $M_k = 16,6$ т, самолет с максимальной взлетной массой разрушится с вероятностью $Q = 1$.

Рассмотренные условия определяют две точки функциональной зависимости вероятности разрушения $Q = f(M_k)$ от массы конструкции. Очевидно, что при

$M_k > 50$ т вероятность разрушения сохраняется, хотя и становится меньше, чем $1 \cdot 10^{-9}$. Допустимо предположить, что вероятность разрушения будет асимптотически стремиться к нулю по мере увеличения массы конструкции. Это предположение может быть реализовано при экспоненциальной зависимости $Q = f(M_k)$.

Тогда, с учетом отмеченных выше условий, найдем экспоненциальную зависимость для вероятности разрушения конструкции самолета Ту-204:

$$Q = \exp 0,6138 (16,6 - M_k).$$

По этому выражению рассчитаны значения вероятности разрушения массы конструкции и массы полезного груза (табл. 1).

Построение графической зависимости $Q = f(M_k)$ в диапазоне ее изменения от 1 до $5,82 \cdot 10^{-15}$, поэтому зависимость $\ln Q = f(M_{п.г.})$ приведена на рис. 1.

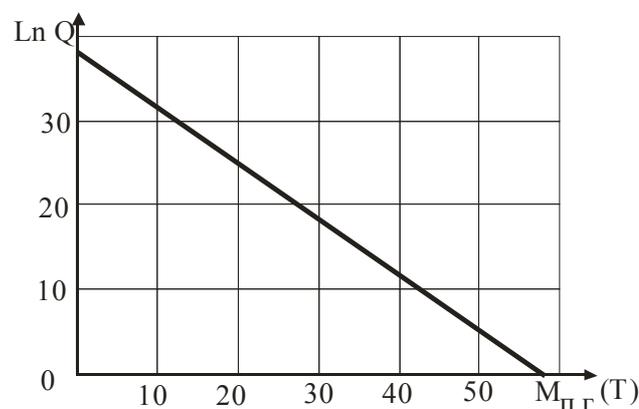


Рис. 1. Зависимость вероятности разрушения самолета от массы полезного груза $Q = e^{0,6138(16,6 - M_k)}$

Во всем рассмотренном диапазоне увеличения массы конструкции, вероятность ее разрушения непрерывно уменьшается (см. табл. 1 и рис. 1). Наглядное представление о характере кривой $Q = f(M_k)$ на начальном и конечном участках рассмотренного диапазона изменения M_k показано на рис. 2, 3.

Из приведенных рисунков следует, что значение нормируемой вероятности разрушения конструкции $1 \cdot 10^{-9}$ не является ни особой, ни характерной точкой на кривой $Q = f(M_k)$. Возникает вопрос: из каких соображений задано пороговое значение вероятности катастрофической ситуации $1 \cdot 10^{-9}$? Ответ на него может быть получен из п. 2.4 «Руководство по сохранению летной годности ИКАО» [2]: «... Для оценки приемлемости конструкции было

признано необходимым установить обоснованные значения вероятности, которые были определены на следующей основе:

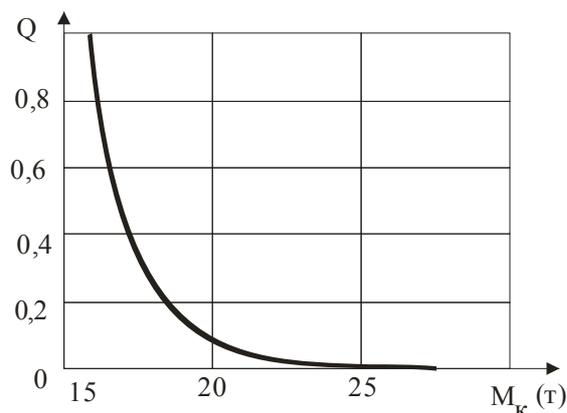


Рис. 2. Зависимость вероятности при малых массах

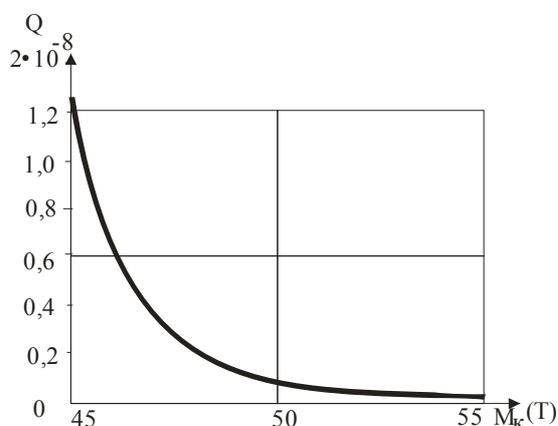


Рис. 3. Зависимость вероятности разрушения конструкции в диапазоне расчетной массы

а) опыт эксплуатации свидетельствует о том, что серьезное авиационное происшествие по причине эксплуатационного и конструктивного характера имеет место примерно один раз за миллион часов полета. В 10 % случаев такое происшествие может быть связано с отказными состояниями, возникающими вследствие отказа самолетных систем. Исходя из этого считалось, что для новых конструкций вероятность серьезных авиационных происшествий, вызванных отказами систем, не должна превышать этого показателя. Поэтому требуется, чтобы вероятность возникновения серьезного авиационного происшествия, вызванного всеми такими отказными состояниями, не превышала одного случая на 10 млн/ч. полета, т. е. вероятность должна составлять менее 10^{-7} ;

б) для того, чтобы удостовериться в обеспечении этого заданного показателя, необходимо выполнить комплексный количественный анализ надежности работы всех систем самолета. Для этого было сделано произвольное допущение о наличии примерно 100 потенциальных от-

казных состояний, которые будут препятствовать выполнению продолженного безопасного полета и посадки. Заданная вероятность происшествия, составляющая 10^{-7} , равномерно распределится между этими состояниями, что, в конечном итоге, обусловит вероятность каждого отказного состояния не более $1 \cdot 10^{-9}$. Таким образом, верхний предел вероятности отдельного отказного состояния, которое не позволит безопасно продолжить полет и выполнить посадку, установлен на уровне $1 \cdot 10^{-9}$ для каждого часа полета. . . .».

Этот предел естественно установлен и для такого отказного состояния, которое обусловлено недостаточной надежностью и прочностью конструкции планера самолета и любой его системы. Совершенно очевидно, что в установлении нормативного значения вероятности катастрофической ситуации $1 \cdot 10^{-9}$ содержатся существенные неопределенности.

Определение частоты серьезного авиационного происшествия менее $1 \cdot 10^{-7}$ содержит две изменяющихся в эксплуатации предположительных оценки.

Принято произвольное допущение о 100 потенциальных отказных состояниях, которые приводят к катастрофе. В итоге, получена верхняя граница вероятности катастрофических ситуаций, вызванных отказами авиационной техники, равная $1 \cdot 10^{-9}$ на час полета. В целом, эта оценка воспринимается как обобщающая оценка опыта самолетостроения. Очевидно, что точное получение такой оценки из теоретических и экспериментальных материалов не представляется возможным.

Разработчикам самолетов в доказательной документации, подтверждающей соответствие самолета требованиям НЛГ, необходимо подтвердить недопустимость катастрофических отказных состояний с вероятностью не более $1 \cdot 10^{-9}$. Это тоже крайне непростая задача.

Оценки отношения массы конструкции самолетов к максимальной взлетной массе приведены табл. 2, 3. Среднее значение относительной массы конструкции для ближнемагистральных самолетов оказалось равным 0,586, для среднемагистральных – 0,542, для дальнемагистральных – 0,472. Это расхождение для различных классов самолетов вполне объяснимо.

Ближнемагистральные самолеты имеют продолжительность беспосадочного полета 1–2 ч, а дальнемагистральные – 10–12 ч. При одном и том же ресурсе 60 тысяч летных часов ближнемагистральные самолеты испытывают в 5 раз большее число циклов нагружения, определяемых взлетами и посадками, по сравнению с дальнемагистральными. Разброс относительных масс для самолетов одного класса в пределах 11–12 % представляется крайне существенным и труднообъяснимым.

Для рассматриваемого самолета Ту-204 уменьшение вероятности разрушения со значения $5,78 \cdot 10^{-7}$ до $1 \cdot 10^{-9}$ за 1 час требует увеличения массы конструкции с 40 т до 50 т, что на практике приведет к уменьшению массы по-

Таблица 1

Массы конструкции, полезного груза и вероятности разрушения самолета

$M_k, \text{ т}$	16,6	20	30	40	50	60	70
$M_{п.г.}, \text{ т}$	58,6	55,2	45,2	35,2	25,2	15,2	5,2
Q	1	0,124	$2,6 \cdot 10^{-4}$	$5,78 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-9}$	$2,7 \cdot 10^{-12}$	$5,82 \cdot 10^{-15}$

лезного груза с 35,2 до 25,2 т (см. табл. 1 и рис. 3). Надежность самолета в области значений вероятности разрушения $1 \cdot 10^{-9}$ за 1 час трудно прогнозировать и доказать, а ее увеличение сопряжено с существенным уменьшением массы полезного груза и коммерческой отдачи, т. е. конкурентоспособности. Повышение надежности и снижение ущерба от катастроф, в рассматриваемом случае, сопряжено с увеличением стоимости перевозок.

В связи с этим 11...12 % разброс массы конструкции самолетов одного класса при одинаковом уровне машиностроительного производства можно отнести к различной степени

рисков, принимаемых на себя разработчиками самолетов, поскольку уменьшение массы конструкции самолета на 10 % увеличивает риск разрушения с $1 \cdot 10^{-9}$ до $5 \cdot 10^{-8}$.

Библиографические ссылки

1. АП-25 Авиационные правила. Нормы летной годности самолетов. М. : МАК, 1994.
2. Дос 9642-AN/941. Руководство по сохранению летной годности. Международная организация гражданской авиации. 1995.

Таблица 2

Расчет соотношения масс для ближне- и дальнемагистральных самолетов

Класс	Ближнемагистральные					Дальнемагистральные					
	Ту-134А	Як-42	МД-81	В-737	А-320-100	Ил-62М	В-707-320В	В-767-200ER	Ил-96-300	А-340-200	MD-11
Тип параметра											
Год внедрения	1967	1980	1981	1990	1988	1974	1962	1984	1992	1992	1990
M_{max}	47	57	63,5	52,4	66	167	151,5	175,5	216	251	273,3
M_k	29	33,5	35,5	31	38	73,4	67,1	83,8	117	118,6	126,7
M_k/M_{max}	0,617	0,588	0,56	0,59	0,576	0,439	0,443	0,477	0,54	0,472	0,463

Таблица 3

Расчет соотношения масс для среднемагистральных самолетов

Класс	Среднемагистральные						
	Ту-154М	В-727-200	В-757-200	А-320-200	Ил-86	Л-1011	А-330-300
Тип параметра							
Год внедрения	1986	1971	1984	1988	1980	1972	1993
M_{max}	100	95	108,8	73,5	210	195	208
M_k	55	46,7	58,2	39,8	117,4	108,5	117,7
M_k/M_{max}	0,55	0,49	0,535	0,54	0,56	0,556	0,566

O. G. Boyko

THE ANALYSIS OF DEPENDENCE OF DURABILITY, RISK OF ACCIDENTS AND EFFICIENCY OF TRANSPORTATIONS ON AIRPLANE CONSTRUCTION WEIGHT

The analysis of conditions for support of durability, reliability and efficiency of transportations of planes of civil aviation is made.

Keywords: durability, flight weight of the plane, weight of the empty plane, weight of a payload, efficiency, risk of accidents.

© Бойко О. Г., 2010