

СРАВНЕНИЕ МАСС КОНСТРУКЦИЙ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ РАЗНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ

ЕНДОГУР Аскольд Иванович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), профессор, д.т.н.
e-mail: niol@mail.ru

Askold I. ENDOGUR – Moscow Aviation Institute (State Technical University), professor, doctor
e-mail: niol@mail.ru

ПАНКЕВИЧ Александр Александрович – ОАО «Икар», главный конструктор, д.т.н.

Alexandr A. PANKEVICH – chief designer «Ikar», doctor

В статье рассматриваются вопросы весового анализа конструктивно-силовых схем магистральных самолетов различных аэродинамических схем. Приведено сравнение относительных масс рациональных конструкций агрегатов и самолетов различных аэродинамических схем и исследование причин влияния схем на результаты расчетов массы конструкции самолетов. Показана возможность применения различных схем при одинаковых исходных данных технического задания на проектирование.

The structure scheme weight analysis of commercial plane are discussed. There is a comparison of efficient weight of aircraft structure for planes of different aerodynamic schemes. The analysis of the aerodynamic schemes influence on weight of planes was made. The opportunity of different schemes based on the identical technical project is shown.

Ключевые слова: конструкция, проектирование, масса, относительная масса, самолет.

Key words: structural design, design, weight, relative weight, aircraft.

КСС агрегатов планера зависит от принятой рациональной аэродинамической схемы самолета. Желательно рассмотреть и сравнить возможное изменение массы конструкции агрегатов и самолета в целом в зависимости от типа аэродинамической схемы на конкретном примере.

В начале XXI века появилась необходимость в использовании магистральных пассажирских самолетов, вмещающих 600-800 пассажиров (в зависимости от класса пассажирского салона и вариан-

та модификации с дальностью полетов до 13000 км и скоростью 0,85 М на высоте 10000-11000 м. Примером этого является самолет А-380 фирмы Airbus «традиционной» аэродинамической схемы.

В настоящей главе приведены результаты расчетов и оптимизации КСС самолетов различных аэродинамических компоновочных схем [1]. На рисунках представлены расчётно-силовые схемы (РСС) конструкции планера, использовавшиеся при расчётах по методу конечных элементов а так-

же положение основных силовых элементов агрегатов.

1. Классическая «традиционная» аэродинамическая схема с оперением, расположенным в хвостовой части фюзеляжа (рис. 1). Эта схема принята за базовую.

2. Аэродинамическая схема «триплан» (рис. 2), имеющая переднее (ПГО) и заднее (ЗГО) горизонтальное оперение и сечение «вертикальная восьмерка».

3. Самолет нормальной аэродинамической схемы с V-образным хвостовым оперением и попе-

речным сечением «горизонтальная восьмерка» (рис. 3).

4. Самолет с несущим фюзеляжем коробчатого сечения и поворотным ГО (рис. 4).

5. Самолет аэродинамической схемы «бесхвостка» с расположением пассажиров в интегрально сочлененном крыле и фюзеляже (рис. 5).

6. Самолет нетрадиционной схемы «полиплан» с сочлененными концами трех крыльев по каждому борту самолёта (рис. 6).

В табл. 1 показаны основные геометрические параметры крыла и фюзеляжа рассматриваемых ва-

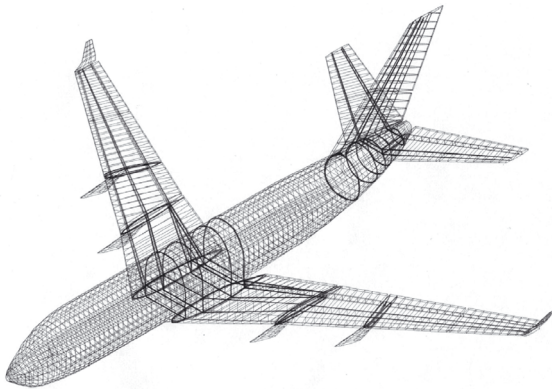


Рис.1. Самолет традиционной схемы

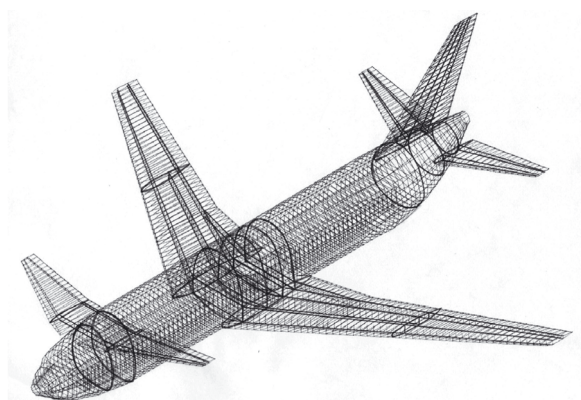


Рис. 2. Самолет схемы «триплан»

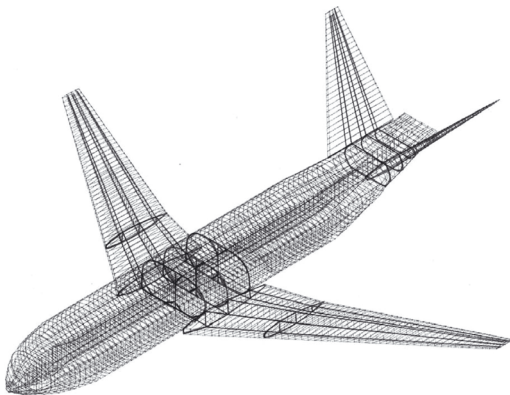


Рис. 3. Самолет с V-образным оперением

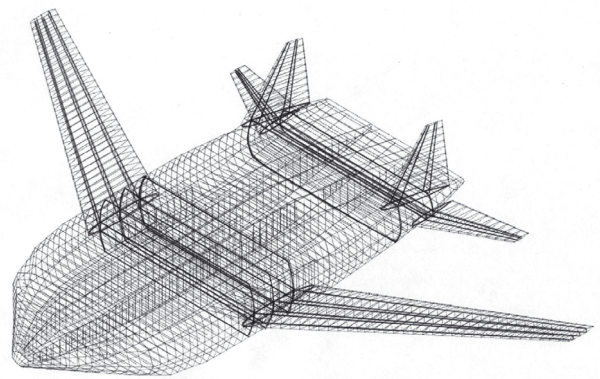


Рис. 4. Самолет с несущим фюзеляжем

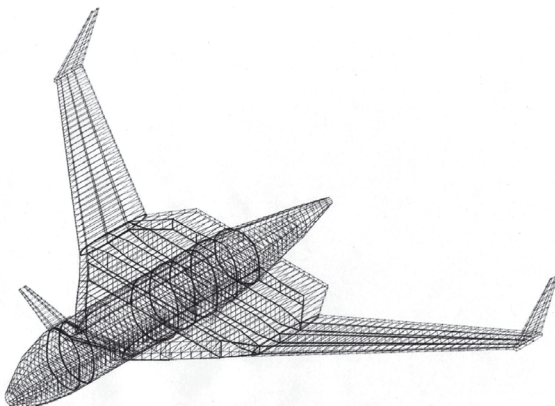


Рис. 5. Самолет схемы «бесхвостка»

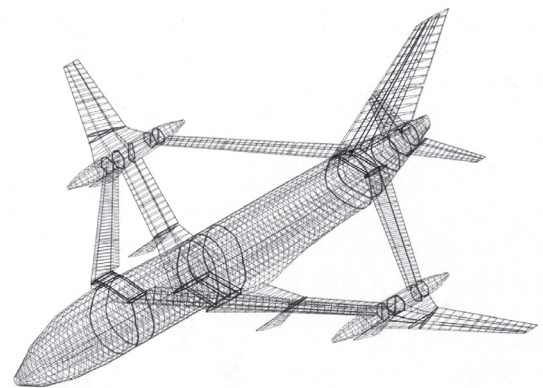


Рис. 6. Самолет схемы «полиплан»

риантов самолётов. Они были определены из условий выполнения заданных лётно-технических характеристик.

Расчеты всех перечисленных самолетов имеют одинаковые исходные данные: ЛТХ и состав оборудования, методики расчета и оптимизации, ограничения, кессонную конструктивно-силовую крыла, материал конструкции планера – алюминиевые сплавы типа Д16Т и В-95, допускаемые напряжения, обеспечивающие 60000 лётных часов эксплуатации самолета.

В качестве расчетных были выбраны 7...9 наиболее определяющих случаев нагружения самолёта ($f_{\min} = 1,5$) с учетом внутреннего избыточного давления в отсеках, максимальная эксплуатационная поперечная перегрузка $n_{\text{экс}} = 2,5$.

В качестве расчетной методики при определении масс с использованием МКЭ использовалась программа «ПЛАНЕР». Оптимизация конструкции по критерию минимума массы проводилась для каждого из расчётных случаев нагружения.

В табл. 2 представлены абсолютные и относительные массы конструкции крыла с центропланом, фюзеляжа и самолётов в целом, полученные в результате весового анализа конструкции и других проектных исследований. Массы определены с учетом дополнительных несилowych масс конструктивно-технологических элементов, определяемых на основании статистики по реальным иностранным и российским пассажирским самолётам и составляющих от 15 до 40% от массы агрегатов. Относительные массы рассчитаны относительно взлётной массы m_0 конкретного варианта самолёта.

Из табл. 2 видно, что масса конструкции крыла вариантов схем 2–6 по сравнению с базовым вариантом:

- у схемы «триплан» (2) меньше на 10% за счет уменьшения подъёмной силы крыла за счёт переднего горизонтального оперения (ПГО);

- у схемы (3) несколько меньше за счет меньшей консоли при одинаковом размахе и более широком фюзеляже «горизонтальная восьмёрка»;

- значительное уменьшение массы крыла для схемы с несущим фюзеляжем (4) объясняется малым размером консолей и уменьшением аэродинамической подъёмной силы, действующей на них;

- наибольшая масса крыла для схемы (5) объясняется максимальной площадью крыла по сравнению с другими вариантами, несмотря на массовую разгрузку крыла пассажирами и топливом по всему размаху;

- наименьшая масса крыла у самолета нетрадиционной схемы «полиплан» при той же площади

и размахе что и на базовом варианте, объясняется его ферменной конструкцией и восприятием изгибающего момента, таким образом, на большой эффективной высоте крыла.

Масса конструкции фюзеляжа:

- уменьшается для схемы (2), вследствие разгрузки фюзеляжа силой ПГО, что в целом, с учетом массы крыла и оперения, приводит к уменьшению массы конструкции планера самолета на 6-7%;

- у схемы (3) большая из-за уменьшения строительной высоты фюзеляжа при поперечном сечении «горизонтальная восьмёрка», однако в целом масса конструкции планера самолета близка к базовой;

- наибольшая у схемы (4), вследствие влияния внутреннего избыточного давления в отсеках фюзеляжа с плоскими широкими днищами, но в целом масса конструкции планера самолета близка к минимальной среди всех вариантов.

- самый легкий фюзеляж у самолета в варианте (5), т.к. в нем размещена лишь часть пассажиров и его габариты минимальны;

- масса фюзеляжа самолёта «полиплан» больше, чем у варианта (5), но меньше, чем у базового самолёта при тех же габаритах, вследствие трёхопорной схемы крепления фюзеляжа к крылу по сравнению с одноопорной у базового варианта и, следовательно, меньших изгибающих моментов.

По массе конструкции планера в целом безусловным лидером является схема «полиплан», в первую очередь за счёт существенно меньшей массы крыла.

Выводы

1. Для конструктора самый важный показатель – **ОТНОСИТЕЛЬНАЯ МАССА КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА**, который прямо или косвенно влияет на все другие критерии применения самолета. Чем относительная масса конструкции меньше, тем может быть:

- выше – скорость, дальность, потолок, маневренность;

- меньше – посадочная скорость, стоимость самолета, короче взлетно-посадочная полоса.

По совокупности преимуществ и недостатков конкурентоспособность самолета может быть выше.

2. Число возможных вариантов схем самолета невозможно оценить. При выборе аэродинамических и компоновочных схем самолета Т-4 ОКБ «Сухого» по совокупности было рассмотрено около 40 вариантов [2].

Таблица 1

Геометрические параметры агрегатов самолета

Основные геометрические характеристики	1 традиционная схема	2 «триплан»	3 V – образное оперение	4 коробчатый фюзеляж	5 «бесхвостка»	6 «полиплан»
Площадь крыла с центропланом $S_{кр}, м^2$	800	800	800	550	900	710
Удлинение консолей крыла	9	9	8	4,5	6	10-11
Относительная толщина профиля конц./корн. $\bar{c}, \%$	9/14	9/14	11/15	12/12	9/14	7/9
Размах крыла $L_{кр}, м$	80	80	80	66	80	80
Длина фюзеляжа $L_{ф}, м$	78	78	75	46	56	76
Высота и ширина фюзеляжа $H \times B, м$	9x8	9x8	6x11	5,5x18	9x7	9x8

Таблица 2

Массовые параметры агрегатов самолета

Массовые параметры	1 традиционная схема	2 «триплан»	3 V – образное оперение	4 коробчатый фюзеляж	5 «бесхвостка»	6 «полиплан»
Масса крыла с центропланом $m_{кр}, т.$	85	76	78	56	88	55
Относительная масса крыла $\bar{m}_{кр}$	0,149	0,14	0,137	0,103	0,164	0,108
Масса фюзеляжа $m_{ф}, т$	50	44	57	58	21	42
Относительная масса $\bar{m}_{ф}$ конструкции фюзеляжа	0,088	0,08	0,1	0,107	0,039	0,082
Относительная масса \bar{m}_{0i} конструкции планера без учета шасси	0,25	0,237	0,252	0,22	0,215	0,2
Взлетная масса m_0 самолета, т	570	550	570	542	535	510

3. При выборе той или иной схемы самолёта во внимание принимаются не только весовые, но и компоновочные, эксплуатационные, аэродинамические и другие характеристики. Немаловажную роль играет риск перехода на нетрадиционную схему и, следовательно, опасность столкнуться в будущем с непредвиденными проблемами, что может обернуться дополнительными финансовыми затратами на их разрешение.

4. Решение, какую схему целесообразно применить по совокупности многих критериев: летно-технических характеристик, технологических, экономических, эксплуатационных, конкуренции на внутреннем и внешнем рынке и др., принимает Генеральный конструктор.

Библиографический список

1. Антуфьев Б.А., Ендогур А.И., Панкевич А.А., Самойлович О.С. Влияние компоновочной схемы на массу силовой конструкции перспективных магистральных пассажирских самолетов большой дальности // Изв. вузов. Авиационная техника. 1996. № 1.

2. Самойлович О.С. Рядом с Сухим. – М.: Пилот, 1998.

Московский авиационный институт
(государственный технический университет)

ОАО «Икар»