

Статистическое исследование параметров и характеристик гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Проведено статистическое исследование по трем этапам – статистическое наблюдение, группировка и анализ статистических данных. Подобраны аэродинамические схемы гражданских легких самолетов исследуемого типа. Проанализированы количественные статистические показатели параметров и характеристик легких самолетов с помощью столбиковых гистограмм, круговых диаграмм и диаграмм рассеяния в программе Microsoft Excel.

Ключевые слова: статистика, показатель, анализ, группировка статистических данных, гистограмма, круговая диаграмма.

Статистические данные необходимы организациям, которые имеют отношение к созданию, развитию и применению системы воздушного транспорта. За последнее десятилетие использования статистики произошли существенные изменения в социально-экономической ситуации, информационно-статистическом обеспечении исследований, появились новые аналитические возможности. Поэтому возникла необходимость уточнения существующих данных.

Целью данной работы является проведение статистического исследования характеристик и параметров турбовинтовых гражданских легких самолетов классической аэродинамической схемы с расположением горизонтального оперения в хвостовой части самолета и взлетной массой от 2 200 до 5 700 кг с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг.

Для проведения статистического анализа характеристик и параметров гражданских легких самолетов многоцелевой категории взлетной массой от 2 200 до 5 700 кг с массой коммерческой нагрузки от 600 до 2 000 кг подобрано порядка 30 летательных аппаратов указанного типа классической аэродинамической схемы с расположением горизонтального оперения в хвостовой части самолета с турбовинтовыми двигателями [5]. Далее будет употреблено выражение "гражданский легкий самолет" или "летательный аппарат (ЛА)".

В связи с созданием новых легких самолетов, их модификаций изменением данных и усовершенствованием технологий и материалов временным диапазоном сбора данных является период с 2012 до 2016 года.

Статистическое исследование проводили по трем этапам [1, 3, 4]:

- "Статистическое наблюдение";
- "Группировка статистических данных";
- "Анализ статистических данных".

На этапе "Статистическое наблюдение" был проведен сбор:

– фактических данных, полученных на основе информации о двигателях, винтах, основных летно-технических и геометрических характеристиках, имеющейся в каталогах двигателей фирм-производителей, технических описаниях, публикациях, данных компаний авиаперевозок, статистических

журналов и т.д.;

– расчетных данных, измеренных по масштабируемым графическим рисункам ЛА (чертежам, схемам) и определенных по установившимся зависимостям, что позволяет обеспечить надежную основу статистического исследования.

На этапе "Группировка статистических данных" проведено укрупненную группировку гражданских легких самолетов: по дате производства и эксплуатации, по странам-изготовителям, по летным, массовым данным, данным силовой установки, геометрическим параметрам и внешним признакам (т. е. положению крыла и горизонтального оперения по высоте фюзеляжа, расположению и количеству двигателей и винтов, убирающемуся/неубирающемуся шасси, типу механизации и законцовок крыла) летательных аппаратов. При этом данные по материалам конструкции планера самолета и технологии производства не учитывались, так как большая часть информации находится в коммерческой тайне, что не позволяет провести статистический анализ с высокой точностью.

На третьем этапе "Анализ статистических данных", сутью которого является выявление взаимосвязей и закономерностей изучаемого явления, формулировка выводов и предложений, анализ статистических данных проводили по детализированной укрупненной группировке гражданских легких самолетов.

Статистический анализ представляет собой процесс изучения и сопоставления полученных цифровых данных, их обобщения.

Обработку статистических данных реализовывали средствами программы табличного процессора Microsoft Excel, так как графическая форма облегчает рассмотрение статистических данных, делает их визуально доступными.

1. Анализ существующих схем гражданских легких самолетов

1.1. Анализ аэродинамических схем

Подобраны аэродинамические схемы исследуемых самолетов: Cessna 441 Conquest II (рис. 1), Cessna 425 Corsair (рис. 2), Commander Jetprop 840 (рис. 3) EMB-121 Xingu (рис. 4), Merlin IIIB (рис. 5), Mu-2B-60 Marquise (рис. 6), PA-42 Cheyenne III (рис. 7), Beech Model 200 Super King Air (рис. 8), King Air F90 (рис. 9), Cessna Caravan (рис. 10), TBM-850 (рис. 11), Рысачок (рис. 12), Piaggio P-166 (рис. 13), М 101Т Гжель (рис. 14), СМ-92 Т Турбо-Финист (рис. 15), Piper Cheyenne I (PA-31T-500I) (рис. 16), Piper Meridian 500 (рис. 17), A-Viator (рис. 18) [2, 6, 7, 8].

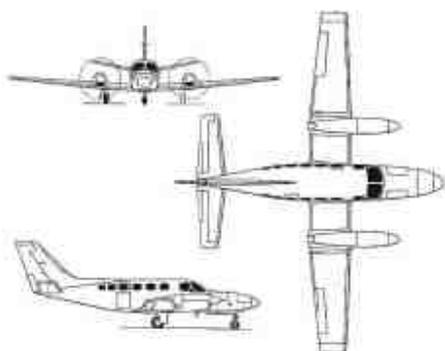


Рис. 1. Фрагмент схемы самолета Cessna 441 Conquest II (США, 1975)

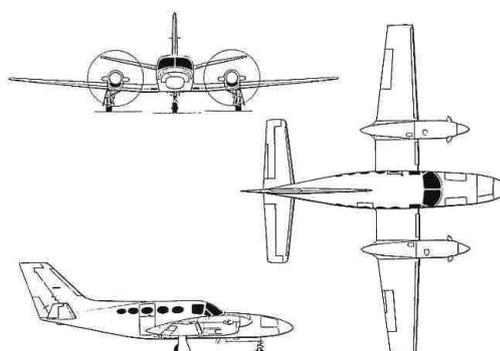


Рис. 2. Аэродинамическая схема самолета Cessna 425 Corsair (США, 1978)

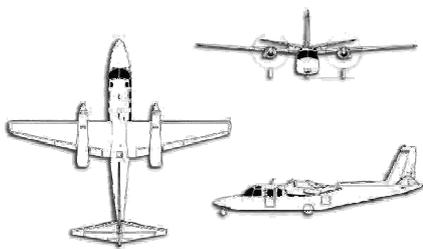


Рис. 3. Аэродинамическая схема самолета Commander Jetprop 840 (США, 1979)

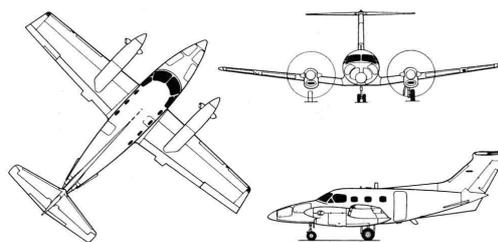


Рис. 4. Аэродинамическая схема самолета EMB-121 Xingu (Бразилия, 1976-1987)

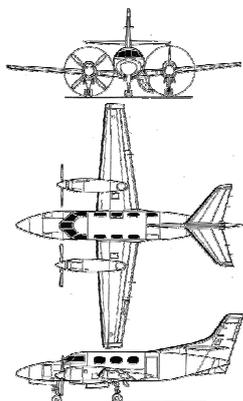


Рис. 5. Аэродинамическая схема самолета Merlin IIIB (США, 1969-1972)

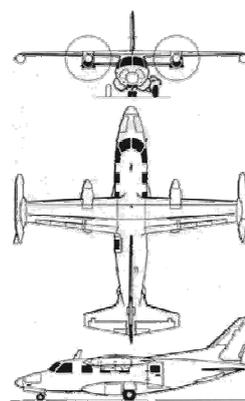


Рис. 6. Аэродинамическая схема самолета MU-2B-60 Marquise (Япония, 1963-1986)

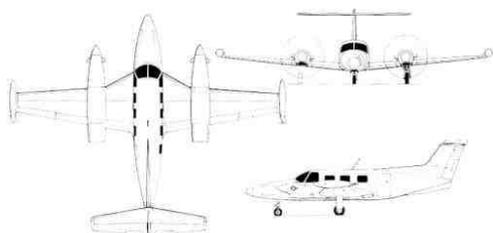


Рис. 7. Аэродинамическая схема самолета PA-42 Cheyenne III (США, 1993)

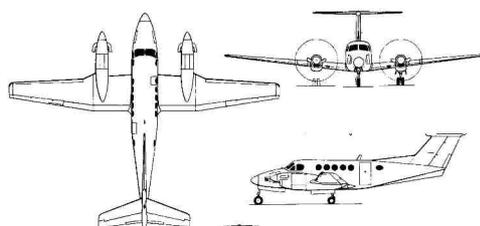


Рис. 8. Аэродинамическая схема самолета Beech Model 200 Super King Air (США, 1972)

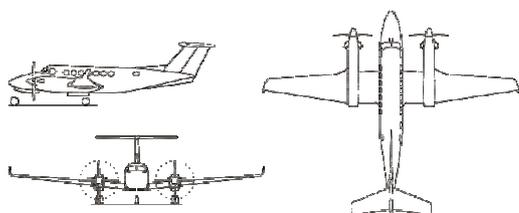


Рис. 9. Аэродинамическая схема самолета King Air F90 GTx (США, 2007)

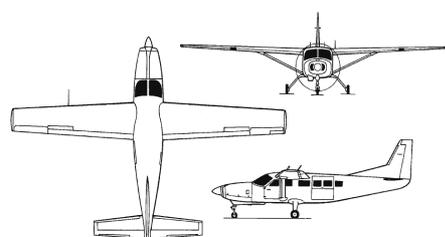


Рис. 10. Аэродинамическая схема самолета Cessna Caravan (США, 2009)

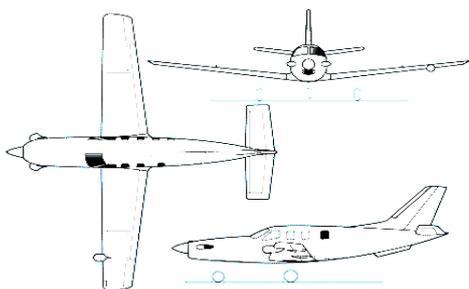


Рис. 11. Аэродинамическая схема самолета TBM-850 (Франция, 2010)

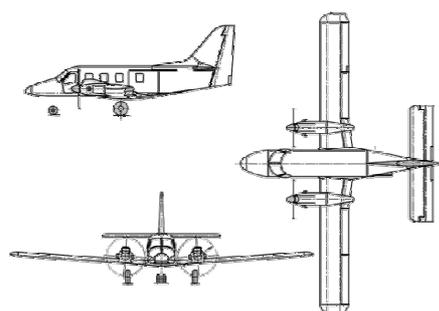


Рис. 12. Аэродинамическая схема самолета Рысачок (Россия, 2010)

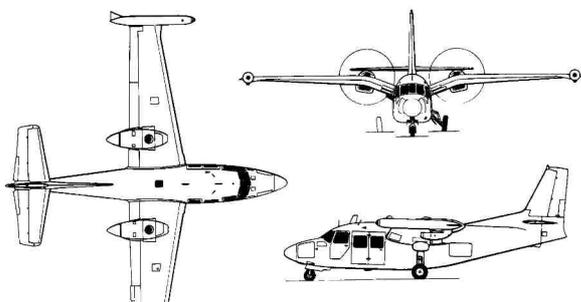


Рис. 13. Аэродинамическая схема самолета Piaggio P-166 (Италия, 1957)

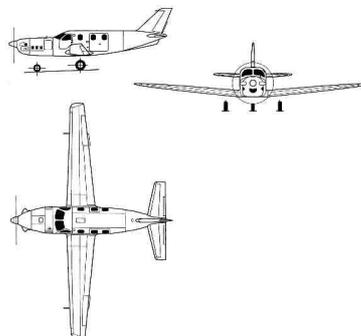


Рис. 14. Аэродинамическая схема самолета M 101T Гжель (Россия, 2003)

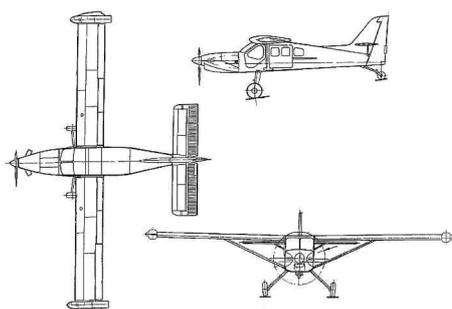


Рис. 15. Аэродинамическая схема самолета CM-92 Т Турбо-Финист (Россия, 2002)

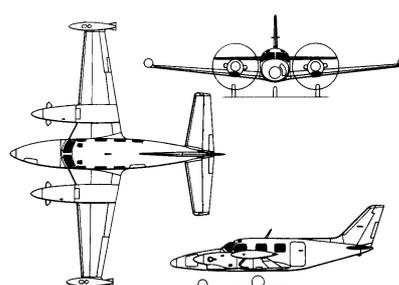


Рис. 16. Аэродинамическая схема самолета Piper Cheyenne I (PA-31T-500I) (Германия, 1974-1989)

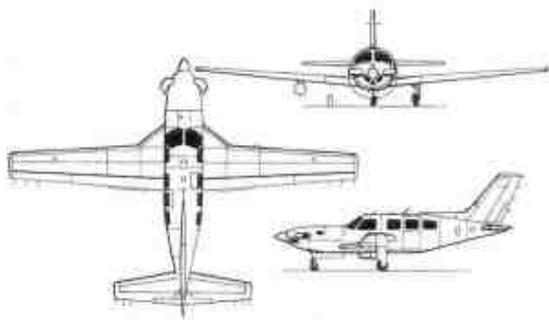


Рис. 17. Аэродинамическая схема самолета Piper Meridian 500 (США, 2015)

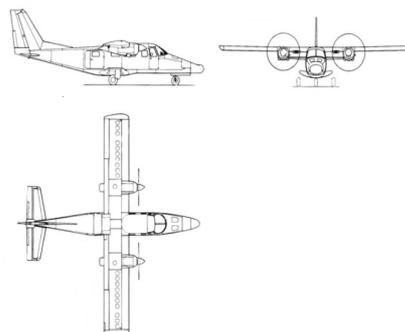


Рис. 18. Аэродинамическая схема самолета A-Viator (Италия, 2006)

Анализ схем статистических данных легких гражданских самолетов показал, что преобладает схема с низкорасположенным крылом, количественный показатель которой составил 15 единиц ЛА рассматриваемого типа, 9 единиц – выполнены по схеме высокоплана и одна единица – по схеме среднеплана (рис. 19).

Наибольшее количество – восемь единиц ЛА, имеют двигатели с тянущими винтами, расположенные в носовой части фюзеляжа; шесть – над крылом и в крыле, три – под крылом, и всего два самолета – с толкающими винтами (рис. 20).

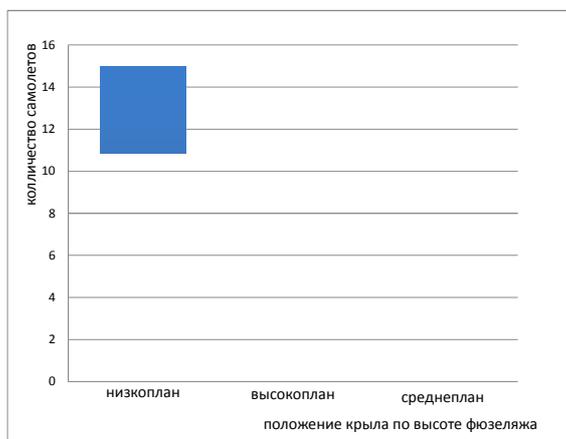


Рис. 19. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от положения крыла по высоте фюзеляжа

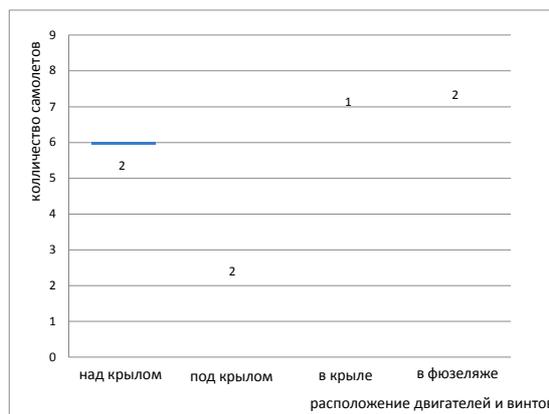


Рис. 20. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от расположения двигателей и винтов:
1 – с толкающими винтами;
2 – с тянущими винтами

При этом 68 % из рассматриваемых гражданских легких самолетов оснащены двумя двигателями ТВД, а 32 % – одним двигателем, расположенным в носовой части фюзеляжа (рис. 21).

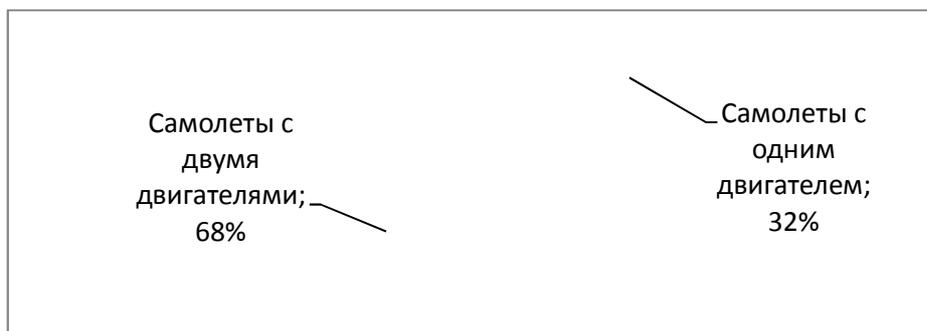


Рис. 21. Круговая диаграмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от количества двигателей

На всех рассматриваемых гражданских легких самолетах установлено трехопорное шасси с носовой стойкой. С них 80 % – с убирающимся шасси и 20 % – с неубирающимся (рис. 22).

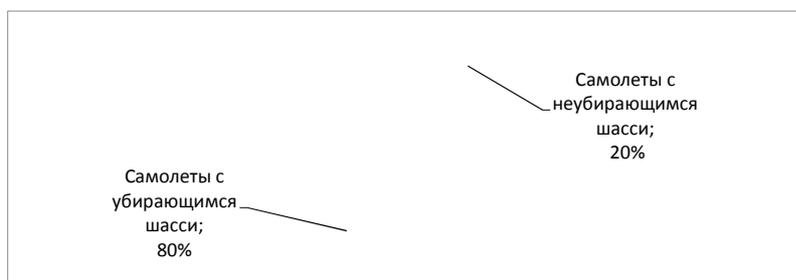


Рис. 22. Круговая диаграмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от типа шасси

Количественный показатель гражданских легких самолетов в зависимости от расположения горизонтального оперения (ГО) распределился следующим образом: 12 % – самолеты с Т-образным ГО в корне кия, 21 % – с Т-образным ГО на конце кия и 67 % – палубное ГО (рис. 23).

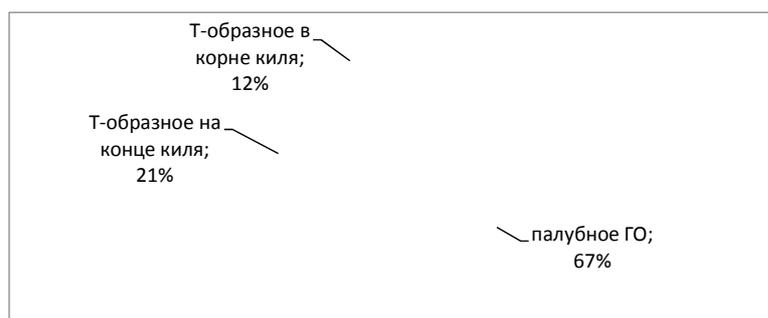


Рис. 23. Круговая диаграмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от расположения горизонтального оперения

Наиболее распространенной является система механизации, состоящая из закрылков и элеронов (рис. 24). Распределение количественного показателя

гражданских легких самолетов в зависимости от типа законцовок крыла происходит следующим образом: 13 единиц ЛА имеют обычные закругленные законцовки, шесть – концевые топливные баки, четыре – винглеты, одна – без законцовок (рис. 25). На рис. 26 показано, что преобладает роговая аэродинамическая компенсация на рулевых поверхностях горизонтального и вертикального оперения и всего 4 % ЛА используют рулевые поверхности с осевой аэродинамической компенсацией.

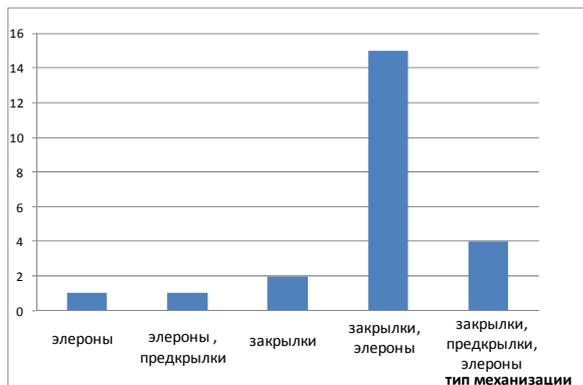


Рис. 24. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от типа механизации

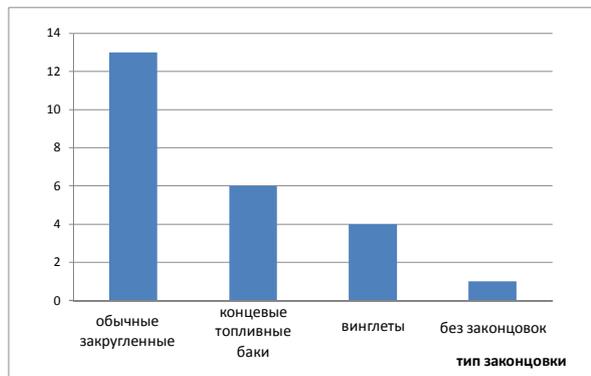


Рис. 25. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от типа законцовок крыла

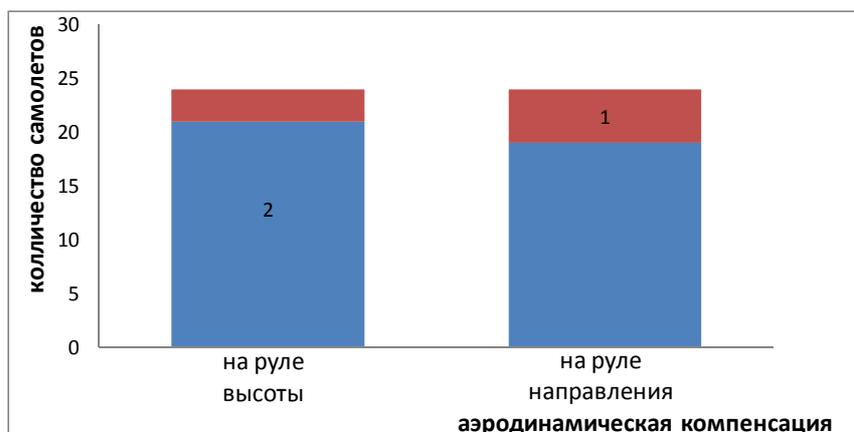


Рис. 26. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от наличия и типа аэродинамической компенсации: 1 – с осевой аэродинамической компенсацией; 2 – с роговой аэродинамической компенсацией

1.2. Анализ двигателей, устанавливаемых на гражданских легких самолетах

На рис. 27 – 29 показано распределение статистических данных между мощностью и энерговооруженностью, удельным весом и удельным расходом топлива для самолетов с одним и двумя двигателями соответственно; а также между энерговооруженностью и диаметром винта для ЛА с двухлопастным, трехлопастным, четырехлопастным и с пятилопастным винтами.

С увеличением мощности и количества двигателей наблюдается возрастающая тенденция энерговооруженности (рис. 27). При этом графическая зависимость удельного веса двигателя от удельного расхода топлива образует

скопление их статистических показателей, в результате не зависящих от количества двигателей (рис. 28). На графике распределения статистических данных гражданских легких самолетов в зависимости от энерговооруженности и диаметра винта (рис. 29) образовано рассеянное облако точек в диапазоне от 1,8 до 2,8 м диаметра винта.

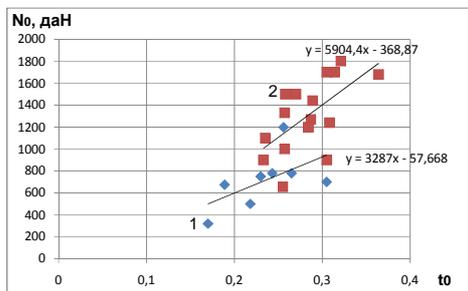


Рис. 27. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от мощности и энерговооруженности:
1 – для ЛА с одним двигателем;
2 – для ЛА с двумя двигателями

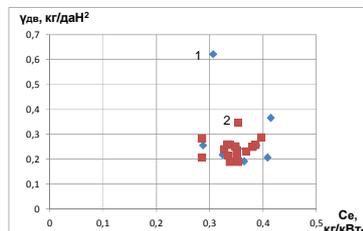


Рис. 28. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от удельного веса двигателя и удельного расхода топлива:
1 – для ЛА с одним двигателем;
2 – для ЛА с двумя двигателями

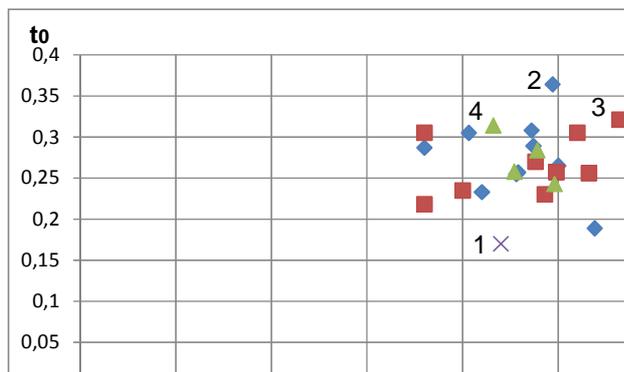


Рис. 29. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от энерговооруженности и диаметра винта:
1 – для ЛА с двухлопастным винтом; 2 – для ЛА с трехлопастным винтом;
3 – для ЛА с четырехлопастным винтом; 4 – для ЛА с пятилопастным винтом

2. Анализ характеристик гражданских легких самолетов

Анализ проводим для гражданских легких самолетов с турбовинтовыми двигателями.

Используем двумерные диаграммы рассеяния для визуального исследования зависимости между двумя переменными, поскольку они предоставляют больше информации, чем простое значение коэффициента корреляции. Данные изображаются точками в двумерном пространстве, где оси соответствуют переменным [3, 4, 6].

Если переменные связаны, то множество точек данных принимает

определенную форму (например, ложится на прямую линию или кривую, задаваемую определенным уравнением). Подбор функций к диаграммам рассеяния помогает увидеть зависимости между переменными. Если переменные не связаны, то точки образуют "облако рассеяния" [3, 4].

При наличии нескольких групп данных на диаграмме рассеяния данные из каждой группы образуют отдельное облако и высокая корреляция не отражает действительный характер связи между переменными и в каждой группе истинная корреляция равна нулю [3, 4].

2.1. Анализ летных характеристик

Диаграммы рассеяния статистических данных гражданских легких самолетов (см. рис. 30, 31) показывают, что длины разбега и пробега возрастают пропорционально скоростям на взлете и посадке (максимальная величина – 200 км/ч), при этом их максимальное значение не превышает 800 м.

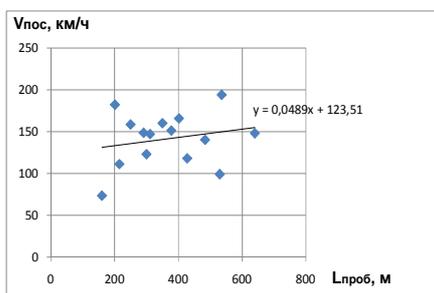


Рис. 30. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от влияния посадочной скорости на длину пробега

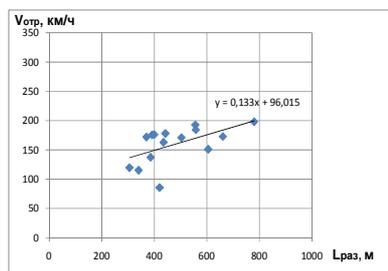


Рис. 31. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от влияния скорости отрыва на длину разбега

Величины крейсерской высоты полета и потолка также имеют тенденцию к увеличению при соответствующей крейсерской и максимальной скорости полета (см. рис. 32, 33).

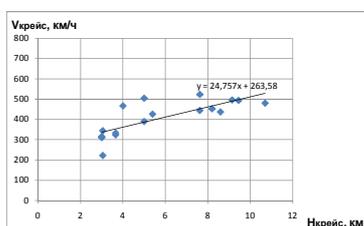


Рис. 32. Статистические данные показателя гражданских легких самолетов в зависимости от крейсерской скорости и высоты полета

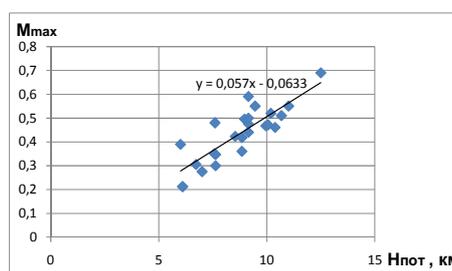


Рис. 33. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от максимального числа Маха и потолка

2.2. Анализ массовых характеристик

Для исследуемых гражданских легких самолетов диапазон дальности при максимальной коммерческой нагрузке находится в пределах от 269,14 до 4245 км, при этом пассажировместимость – от 5 до 11 человек, исключая пилотов (рис. 34).

Линейная регрессия зависимости взлетной массы (находящейся в пределах от 1905 до 5800 кг) от удельной нагрузки на крыло стремительно увеличивается с ростом p_0 в диапазоне 98,7...313,85 даН/м² (рис. 35). Относительная масса коммерческой нагрузки изменяется в пределах от 0,096 до 0,483 (рис. 36), а относительная масса топлива – от 0,084 до 0,427 (рис. 37), при этом одному значению взлетной массы соответствует одно или несколько значений $\bar{m}_{КОМ}$ и \bar{m}_m .

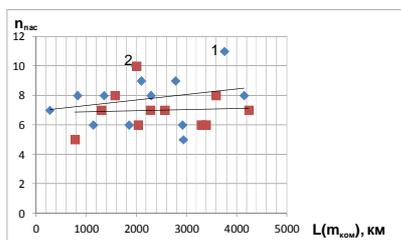


Рис. 34. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от количества пассажиров и дальности при максимальной массе коммерческой нагрузки:

- 1 – для ЛА с $n_{ЭК} = 1$ чел;
- 2 – для ЛА с $n_{ЭК} = 2$ чел.

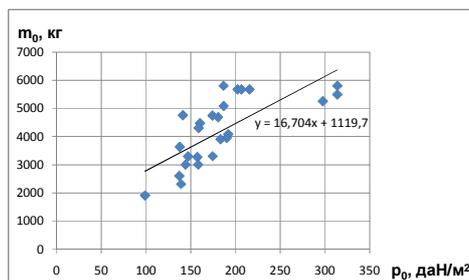


Рис. 35. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от влияния взлетной массы на удельную нагрузку на крыло

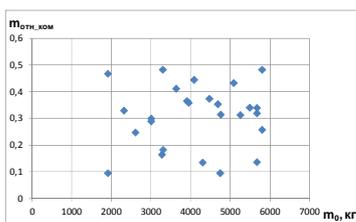


Рис. 36. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от влияния относительной массы коммерческой нагрузки на взлетную массу

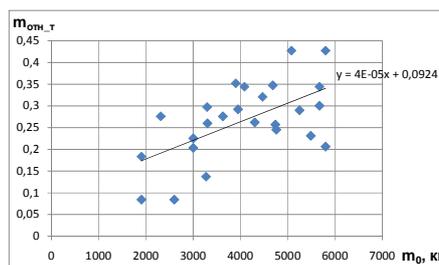


Рис. 37. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от влияния относительной массы топлива на взлетную массу

2.3. Анализ геометрических параметров

Статистическая линейная регрессия диаграммы рассеяния статистических данных гражданских легких самолетов в зависимости от размаха и площади крыла имеет возрастающую тенденцию (рис. 38). По форме в плане крылья исследуемых самолетов прямые с удлинением в пределах от 7,2 до 12,3, сужением от 1 до 3,24 независимо от количества двигателей (рис. 39) и стреловидностью по передней кромке – от 0 до 5° при высокой кучности значений и с верхним пределом 12° для отдельных экземпляров самолетов исследуемого типа (рис. 40). Относительная площадь закрылка составляет от 0,88 до 18 % от площади крыла, изменяющейся в диапазоне 16...33 м² (рис. 41).

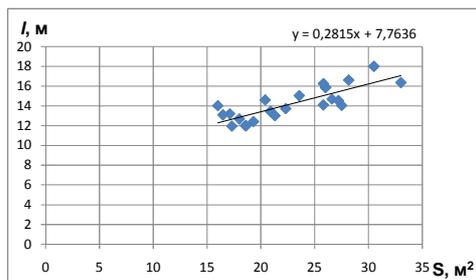


Рис. 38. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от размаха и площади крыла

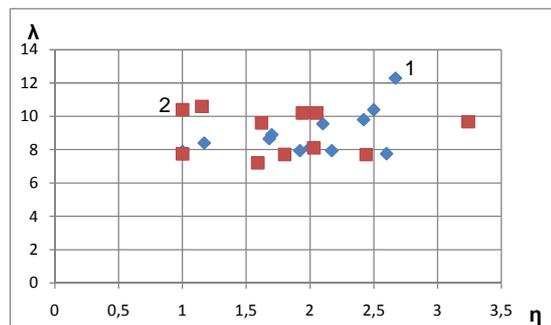


Рис. 39. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от удлинения и сужения крыла:

1 – для ЛА с одним двигателем;
2 – для ЛА с двумя двигателями

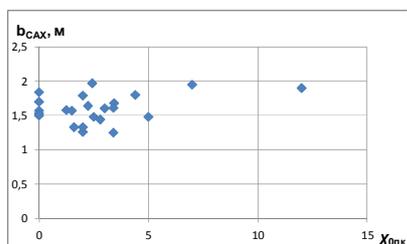


Рис. 40. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от средней аэродинамической хорды и стреловидности по передней кромке крыла

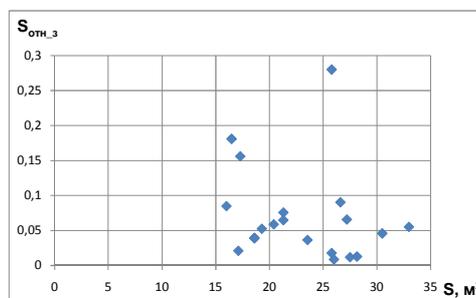


Рис. 41. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от относительной площади закрылка и площади крыла

Площадь миделя для легкого самолета с неубирающимся шасси имеет соизмеримые значения с ЛА с убирающимся шасси, за исключением единичных модификаций (рис. 42). Угол поперечного « $V_{кр}$ » гражданских легких самолетов с низкорасположенным крылом положительный и изменяется от 4 до 8°; с

высокорасположенным крылом – от -1 до $+4^\circ$ (рис. 43).

Статистические значения носовой и хвостовой частей фюзеляжа в зависимости от их длин образуют скопленное облако точек, а значения общего удлинения и длины фюзеляжа образуют возрастающую линейную регрессию (рис. 44). На легких самолетах редко применяется круглое поперечное сечение фюзеляжа, исходя из этого статистический интервал высоты фюзеляжа составляет $1,38...2$ м, а его ширина – $1,22...2$ м (рис. 45).



Рис. 42. Гистограмма распределения количественного показателя площади миделя фюзеляжа гражданских легких самолетов в зависимости от типа шасси:

- 1 – для ЛА с убирающимся шасси;
- 2 – для ЛА с неубирающимся шасси

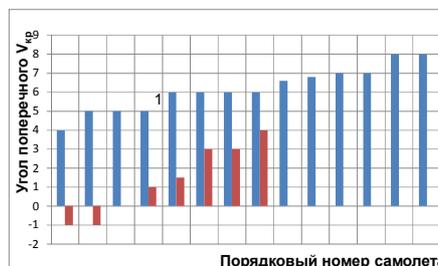


Рис. 43. Гистограмма распределения количественного показателя угла поперечного « $V_{кр}$ » гражданских легких самолетов в зависимости от расположения крыла по высоте фюзеляжа:

- 1 – для ЛА с низкорасположенным крылом;
- 2 – для ЛА с высокорасположенным крылом

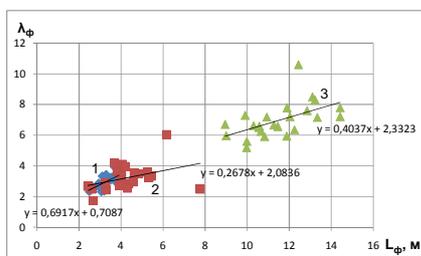


Рис. 44. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от удлинения и длины фюзеляжа:

- 1 – для носовой части фюзеляжа;
- 2 – для хвостовой части фюзеляжа;
- 3 – для всего фюзеляжа

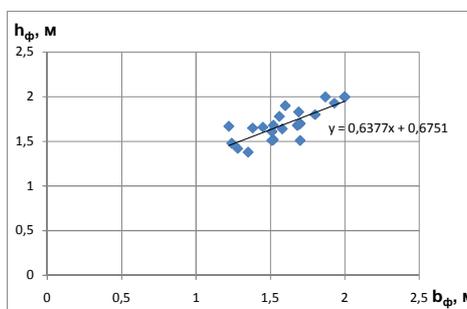


Рис. 45. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от высоты и ширины фюзеляжа

Относительная площадь горизонтального оперения изменяется в пределах от $0,177$ до $0,345$, при этом нижняя граница размаха горизонтального оперения составляет $3,94$ м (рис. 46). Статистический интервал удлинения ГО составляет

3,68...6,8, сужения ГО – 1...6,88 (рис. 47). Обработка данных дала результаты по наиболее вероятным значениям параметров эффективности горизонтального оперения: плеча ГО – 2,816...4,719, коэффициента статического момента ГО – 0,562...1,155 (рис. 48). Величина угла поперечного « $V_{ГО}$ » в зависимости от места его установки принимает различные значения: для ЛА с палубным расположением ГО – 0...+11°; для ЛА с Т-образным ГО, расположенным в корне кия, – 0°, +13°; для ЛА с Т-образным ГО, расположенным на конце кия, – 0°, -5° (рис. 49).

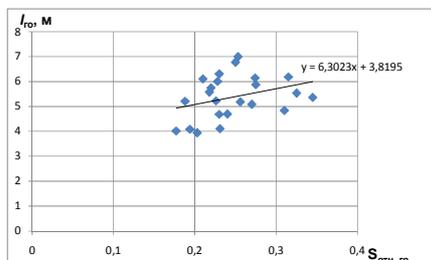


Рис. 46. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от размаха и относительной площади горизонтального оперения

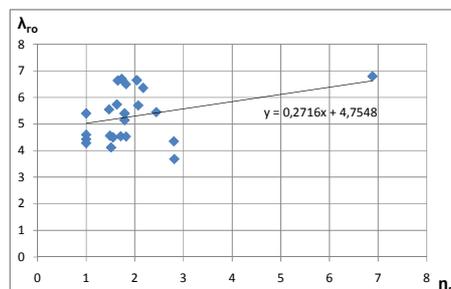


Рис. 47. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от удлинения и сужения горизонтального оперения

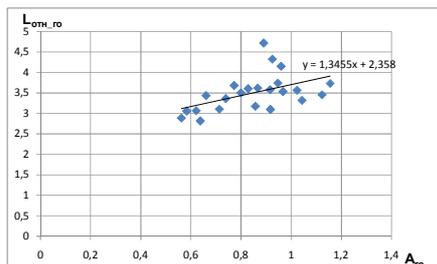


Рис. 48. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от относительной величины плеча горизонтального оперения и его статического момента

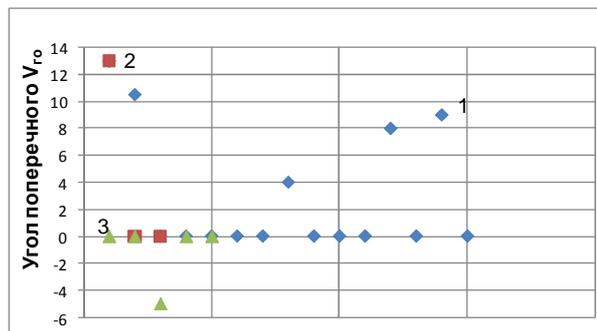


Рис. 49. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от угла поперечного « $V_{ГО}$ »: 1 – для ЛА с палубным расположением ГО; 2 – для ЛА с Т-образным ГО, расположенным в корне кия; 3 – для ЛА с Т-образным ГО, расположенным на конце кия

Среднее значение стреловидности по передней кромке горизонтального оперения составляет 11°, а максимальное может достигать, как показывает анализ статистических данных, 42°; для вертикального оперения – 49° (рис. 50).

Относительная площадь вертикального оперения изменяется в пределах от 0,09 до 0,319, при этом нижняя граница величины высоты вертикального оперения составляет 1,455 м (рис. 51). Статистический интервал удлинения ВО составляет 0,765...1,78, сужения ВО – 1,34...3,68 (рис. 52).

Обработка данных дала результаты по наиболее вероятным значениям параметров эффективности вертикального оперения: плеча ВО – 0,241...0,548, коэффициента статического момента ВО – 0,267...0,937 (рис. 53).

Статистические диапазоны относительной площади рулевых поверхностей находятся в пределах: для руля высоты – 0,34...0,472; для руля направления – 0,211...0,491 (рис. 54).

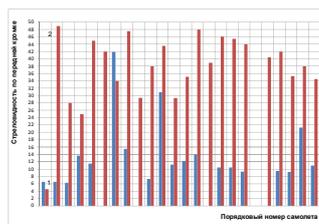


Рис. 50. Гистограмма распределения количественного показателя гражданских легких самолетов в зависимости от стреловидности по передней кромке: 1 – для горизонтального оперения; 2 – для вертикального оперения

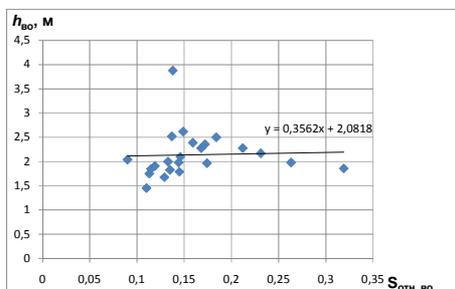


Рис. 51. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от высоты и относительной площади вертикального оперения

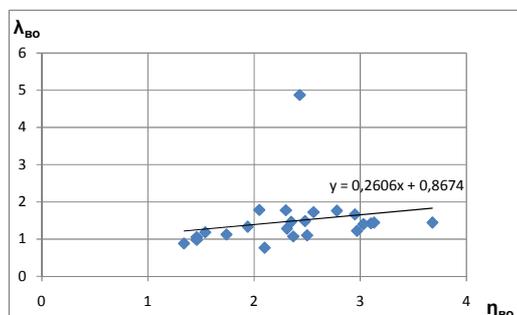


Рис. 52. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от удлинения и сужения вертикального оперения

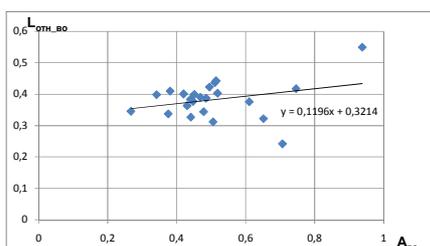


Рис. 53. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от относительной величины плеча вертикального оперения

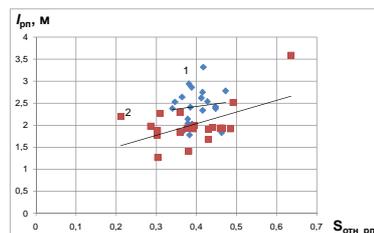


Рис. 54. Статистические данные гражданских легких самолетов в зависимости от размаха и относительной площади рулевых поверхностей: 1 – руля высоты; 2 – руля направления

Выводы

Проведено статистическое исследование по трем этапам: статистическое наблюдение, группировка и анализ статистических данных.

Подобрано и исследовано порядка 30 гражданских легких самолетов многоцелевой категории классической аэродинамической схемы с расположением горизонтального оперения в хвостовой части самолета с турбовинтовыми двигателями взлетной массой от 2200 до 5700 кг и коммерческой нагрузкой от 600 до 2000 кг.

Для анализа использовали столбиковые гистограммы, круговые диаграммы и диаграммы рассеяния [3, 4], что дало возможность визуально и максимально точно оценить состояние рынка исследуемого диапазона гражданских легких самолетов и определить количественные статистические показатели.

Анализ статистических данных легких гражданских самолетов показал:

– преобладает схема с низкорасположенным крылом (60 %), двумя двигателями с тянущими винтами, с палубным горизонтальным оперением, и убирающимся шасси (80 %). Наиболее распространены (60 %) система механизации, состоящая из закрылков и элеронов, и рулевые поверхности с роговой аэродинамической компенсацией;

– величина скоростей взлета и посадки не превышает 200 км/ч; длины разбега – не менее 160 м, пробега – не менее 300 м. Диапазон дальности $L(m_{ком\ max})$ составляет 269 ...4245 км. Удельная нагрузка на крыло p_0 изменяется от 98,7 до 313,85 даН/м²; $\bar{m}_{ком} = 0,271 (\pm 0,192)$, $\bar{m}_m = 0,255 (\pm 0,171)$.

По форме в плане крылья исследуемых самолетов прямые со среднестатистическим удлинением $\lambda = 9,75$, сужением $\eta = 2,12$, стреловидностью по передней кромке – 0...5°. Средняя относительная площадь закрылка составляет 9,44 % от площади крыла. Угол поперечного $V_{кр}$ самолетов с низкорасположенным крылом изменяется от +4 до +8°; с высокорасположенным крылом – от -1 до +4°. Статистический интервал высоты фюзеляжа составляет 1,38...2 м, ширины – 1,22...2 м.

Средняя величина относительной площади горизонтального оперения составляет $\bar{S}_{zo} = 0,261 (\pm 0,084)$, удлинения $\lambda_{zo} = 5,24$, сужения $\eta_{zo} = 3,94$, стреловидности по передней кромке $\chi_{нк\ zo} = 11^\circ$. Обработка данных дала результаты по наиболее вероятным значениям параметров эффективности горизонтального оперения: плеча ГО $L_{zo} = 3,76 (\pm 0,9515)$, статического момента ГО $A_{zo} = 0,858 (\pm 0,2965)$. Величина угла поперечного V_{zo} изменяется: для ЛА с палубным ГО – 0...+11°; для ЛА с Т-образным ГО, расположенным в корне кия, – 0, +13°; для ЛА с Т-образным ГО, расположенным на конце кия, – 0, -5°.

Средняя величина относительной площади вертикального оперения (ВО) составляет $\bar{S}_{vo} = 0,204 (\pm 0,115)$, удлинения ВО $\lambda_{vo} = 1,272$, сужения ВО $\eta_{vo} = 2,51$, плеча ВО $L_{vo} = 0,395 (\pm 0,153)$, статического момента ВО $A_{vo} = 0,602 (\pm 0,335)$. Среднестатистические значения \bar{S}_{pn} : для руля высоты – 0,406 ($\pm 0,066$); для руля направления – 0,351 ($\pm 0,14$).

Проведенный анализ дает возможность определять характеристики нового конкурентного гражданского легкого самолета.

Список литературы

1. Борздова, Т. В. Основы статистического анализа и обработка данных с применением Microsoft Excel [Текст]: учеб. пособие / Т. В. Борздова. – Минск: ГИУСТ БГУ, 2011. – 75 с.
2. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>. – 24.04.2014 г.
3. Боровиков, В. STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере: Для профессионалов [Текст]: 2-е изд. / В. Боровиков. – СПб.: Питер, 2003. – 688 с.
4. Степанова, Н. И. Статистика. Ч. II (статистика гражданской авиации) [Текст]: учеб. пособие / Н. И. Степанова. – М.: МГТУ ГА, 2002. – 83 с.
5. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – МАК, 1993.
6. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. / Е. П. Голубков. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
7. Арепьев, А. И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А. И. Арепьев. – М.: МАИ, 2001. – 134 с.
8. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

Поступила в редакцию 18. 03. 2016

Статистичне дослідження параметрів і характеристик цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами

Проведено статистичне дослідження за трьома етапами – статистичне спостереження, групування та аналіз статистичних даних. Підібрано аеродинамічні схеми цивільних легких літаків досліджуваного типу. Проаналізовано кількісні статистичні показники параметрів і характеристик легких літаків за допомогою стовпчикових гістограм, кругових діаграм та діаграм розсіювання в програмі Microsoft Excel.

Ключові слова: статистика, показник, аналіз, групування статистичних даних, гістограма, кругова діаграма.

Statistical Research of Parameters and Characteristics of Civil Light Turboprop Aircraft

Statistical observation, grouping and analysis of statistical data are three stages of the statistical research. Aerodynamic schemes civil light aircraft of the type to be studied have been selected. Quantitative statistical indicators of parameters and characteristics of light aircraft have been analyzed with help of bar histograms, circle charts and scatter diagrams in the Microsoft Excel program.

Key words: statistic; indicator, analysis, grouping of statistical data, histogram, circle chart.