

ПРОЕКТ  
САМОЛЕТА СТВД  
НАУ, кафедра КЛА

ПРОЕКТ Diploma project Расчет выполнен 06.10.2020  
Исполнитель Samoilenko Yelyzaveta Руководитель Yutskevich S.S.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И ВЫБРАННЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Количество пассажиров	21.
Количество членов экипажа	2.
Количество бортпроводников или сопровождающих	1.
Масса снаряжения и служебного груза	301.81 кг.
Масса коммерческой нагрузки	2574.00 кг.
Крейсерская скорость полета	280. км/ч
Число "М" полета при крейсерской скорости	0.2362
Расчетная высота начала реализации полетов с крейсерской экономической скоростью	3.000 км
Дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой	600. км.
Длина летной полосы аэродрома базирования	1.33 км.
Количество двигателей	2.
Оценка по статистике энерговооруженности в кВт/кг	0.2320
Степень повышения давления	9.40
Относительная масса топлива по статистике	0.1200
Удлинение крыла	12.20
Сужение крыла	2.00
Средняя относительная толщина крыла	0.150
Стреловидность крыла по 0.25 хорд	4.0 град.
Степень механизированности крыла	0.580
Относительная площадь прикорневых наплывов	0.000
Профиль крыла - Высоконеущий типа НАСА	
Шайбы УИТКОМБА - не применяются	
Спойлеры - установлены	
Диаметр фюзеляжа	2.14 м.
Удлинение фюзеляжа	7.32
Стреловидность горизонтального оперения	7.0 град.
Стреловидность вертикального оперения	22.0 град.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА  
НАУ, КАФЕДРА "КЛА"

Значение оптимального коэффициента подъемной силы в расчетной точке крейсерского режима полета	$C_u$	0.55878
Значение коэффициента	Сх.инд.	0.01275

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА  $D_m = M_{крит} - M_{крейс}$

Число Маха крейсерское	$M_{крейс}$	0.23616
Число Маха волнового кризиса	$M_{крит}$	0.59786
Вычисленное значение	$D_m$	0.36170

Значения удельных нагрузок на крыло в кПА (по полной площади):

при взлете	1.585
в середине крейсерского участка	1.538
в начале крейсерского участка	1.556
Значение коэффициента сопротивления фюзеляжа и гондол	0.00712
Значение коэфф. профиль. сопротивления крыла и оперения	0.01276
Значение коэффициента сопротивления самолета:	
в начале крейсерского режима	0.04340
в середине крейсерского режима	0.04325

Среднее значение $C_y$ при условном полете по потолкам	0.55878
Среднее крейсерское качество самолета	12.91949

Значение коэффициента $C_{y.пос.}$	1.588
Значение коэффициента ( при скорости сваливания ) $C_{y.пос.макс.}$	2.382
Значение коэффициента ( при скорости сваливания ) $C_{y.взл.макс.}$	2.116
Значение коэффициента $C_{y.отр.}$	1.524
Энерговооруженность в начале крейсерского режима	0.071
Стартовая энерговооруженн. по условиям крейс. режима $No.кр.$	0.092
Стартовая энерговооруж. по условиям безопасного взлета $No.взл.$	0.099

Расчетная энерговооруженность самолета  $No$  0.102

Отношение  $D_n = No.кр / No.взл$   $D_n$  0.923

УДЕЛЬНЫЕ РАСХОДЫ ТОПЛИВА ( в кг/кВт\*ч ):

взлетный	0.3711
крейсерский (характеристика двигателя)	0.3151
средний крейсерский при заданной дальности полета	0.3159

ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ МАССЫ ТОПЛИВА:

аэронавигационный запас	0.01771
расходуемая масса топлива	0.07675

ЗНАЧЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ МАСС:

крыла	0.19368
горизонтального оперения	0.02780
вертикального оперения	0.02624
шасси	0.04492
силовой установки	0.09028
фюзеляжа	0.10526
оборудования и управления	0.16044
дополнительного оснащения	0.01273
служебной нагрузки	0.02562
топлива при $Bracч.$	0.09445
коммерческой нагрузки	0.21848

Взлетная масса самолета "М.о" = 11782. кг.  
 Потребная взлетная мощность двигателя 602.9 кВт

Относительная масса высотного оборудования и противообледенительной системы самолета	0.0244
Относительная масса пассажирского оборудования (или оборудования кабин грузового самолета)	0.0160
Относительная масса декоративной обшивки и ТЭИ	0.0114
Относительная масса бытового (или грузового) оборудования	0.0037
Относительная масса управления	0.0150
Относительная масса гидросистем	0.0343
Относительная масса электрооборудования	0.0299
Относительная масса локационного оборудования	0.0048
Относительная масса навигационного оборудования	0.0072
Относительная масса радиосвязного оборудования	0.0036
Относительная масса приборного оборудования	0.0084
Относительная масса топливной системы (входит в массу "су")	0.0027
Дополнительное оснащение:	
Относительная масса контейнерного оборудования	0.0000
Относительная масса нетипичного оборудования [встроенные системы диагностики и контроля параметров, дополнительное оснащение салонов и пр.]	0.0127

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ

Скорость отрыва самолета	145.82 км/ч
Ускорение при разбеге	0.97 м/с <sup>2</sup>
Длина разбега самолета	844. м.
Дистанция набора безопасной высоты	409. м.
Взлетная дистанция	1253. м.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА

Скорость принятия решения	138.53 км/ч
Среднее ускорение при продолженном взлете на мокрой ВПП	0.11 м/с <sup>2</sup>
Длина разбега при продолженном взлете на мокрой ВПП	1414.09 м.
Взлетная дистанция продолженного взлета	1695.45 м.
Потребная длина летной полосы по условиям прерванного взлета	1773.37 м.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ

Максимальная посадочная масса самолета	11381. кг.
Время снижения с высоты эшелона до высоты полета по кругу	11.1 мин.
Дистанция снижения	8.64 км.
Скорость захода на посадку	152.01 км/ч.
Средняя вертикальная скорость снижения	1.38 м/с
Дистанция воздушного участка	352. м.
Посадочная скорость	140.48 км/ч.
Длина пробега	357. м.
Посадочная дистанция	709. м.
Потребная длина летной полосы (ВПП + КПВ) для основного аэродрома	1185. м.
Потребная длина летной полосы для запасного аэродрома	1007. м.

#### ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ САМОЛЕТА

Отношение массы снаряженного самолета к массе коммерческой нагрузки	3.0861
Масса пустого снаряженного с-та приход. на 1 пассажира	305.53 кг/пас.
Относительная производительность по полной нагрузке	87.62 км/ч
Производительность с-та при макс. коммерч. нагрузке	632.2 т*км/ч
Средний часовой расход топлива	370.152 кг/ч
Средний километровый расход топлива	1.51 кг/км
Средний расход топлива на тоннокилометр	585.488 г/(т*км)
Средний расход топлива на пассажирокилометр	54.3406 г/(пас.*км)
Ориентировочная оценка приведен. затрат на тоннокилометр	2.1756 \$/(т*км)

Antonov An-38

REQUEST FOR CALCULATION WORK

Student Savitskiy Yelyazeta Instructor .....

ADMITTED TO CALCULATION..... (Data, Instructor's Signature)

МАКСИМАЛЬНОЕ ЧИСЛО ПАССАЖИРОВ  $N = 24$  или МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ГРУЗА .....kg;  
Passenger Number or Maximum Payload

КОЭФИЦИЕНТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЗАГРУЗКИ  $K1 = 1,1$ ; МАССА БЕЗПЛАТНОГО БАГАЖА  $M_{55} = 7$  kg;  
Extra Load Factor Passenger Baggage

ЧИСЛО ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА  $N_{crew} = 2$ ; РЕИСОВОЕ ВРЕМЯ ПОЛЕТА С МАКС. ГРУЗОМ  $T = 2,5$  hours;  
Flight Crew Number Block Time with Maximum Payload

КОЛИЧЕСТВО БОРТПРОВОДНИКОВ  $N = 1$  или СОПРОВОЖДАЮЩИХ  $N =$  .....;  
Attendant Number or Load Master Number

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ МАССА МАКСИМАЛЬНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ  $0,277$ ;  
Payload Fraction

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ МАССА ТОПЛИВА ПРИ ПОЛЕТЕ С МАКСИМАЛЬНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ  $0,120$ ;  
Fuel Fraction under Maximum Payload

ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТЬ САМОЛЕТА  $0,232$  kW/kg или ТЯГОВООРУЖЕННОСТЬ САМОЛЕТА .....N/kg;  
Power-to-mass Ratio or Thrust-to-mass Ratio

КОЛИЧЕСТВО ОСНОВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....; КОЛИЧЕСТВО РЕВЕРСИРУЕМЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....;  
Engine Number Engine Number Reversed

ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА С МАКСИМАЛЬНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ  $L = 600$  km;  
Flight Range with Maximum Payload

ВЫСОТА НАЧАЛА КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА .....km; КРЕЙСЕРСКАЯ ЭКОНОМИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ  $280$  km/h;  
Cruise Altitude Cruise Speed

СТРЕЛОВИДНОСТЬ КРЫЛА ПО 0.25 ХОРД В ГРАД .....; СРЕДНЯЯ ОТН. ТОЛЩИНА КРЫЛА  $0,15$  (в долях);  
Sweep Angle on One Quarter Line Mean Thickness Ratio (in fractions)

УДЛИНЕНИЕ КРЫЛА ПО ПОЛНОЙ ПЛОЩАДИ  $12,2$ ; СУЖЕНИЕ КРЫЛА ПО ПОЛНОЙ ПЛОЩАДИ .....;  
Aspect ratio for Total Wing Area Taper Ratio for Total Wing Area

ТИП АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА .....; ЗАКОНЦОВКИ "УИТКОМБА"  $н.н.$  (применяются или нет);  
Airfoil Type Winglets (used or not)

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ ПРИКОРНЕВЫХ НАПЛЫВОВ КРЫЛА (в долях) .....;  
Relative Area of Wing Extensions (in fractions)

УСТАНОВЛЕНА НА КРЫЛЕ СПОЙЛЕРЫ ИЛИ ИНТЕЦЕРТОРЫ (да или нет) .....yes.....;  
Spoilers used (yes or no)

МАКСИМАЛЬНЫЙ ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ ДИАМЕТР ФЮЗЕЛЯЖА  $2,14$  m; УДЛИНЕНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА  $7,32$ ;  
Fuselage Maximum Equivalent Diameter Fuselage Fineness Ratio

СУММА УДЛИНЕНИЙ НОСОВОЙ И ХВОСТОВОЙ ЧАСТЕЙ ФЮЗЕЛЯЖА .....;  
Sum of Fineness Ratios for Forward and Aft Fuselage Parts  $137$

МИНИМАЛЬНАЯ (техническая) ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ  $V_{min} = 160$  km/h;  
Minimal Landing Speed

СТЕПЕНЬ МЕХАНИЗИРОВАННОСТИ КРЫЛА .....; *automatic slats double slotted flaps*  
High-lift Device Coefficient (index from Methodological Guide)  $0,58$  (указать индексом по МУ);

СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ  $9,4$ ; СТЕПЕНЬ ДВУХКОНТУРНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ .....;  
Engine Pressure Ratio Engine By-pass Ratio

ДЛИНА ЛЕТНОЙ ПОЛОСЫ АЭРОДРОМА БАЗИРОВАНИЯ (ВПП + КПБ) .....km;  
Field Length Available (Runway + Stopway)  $1,2$

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА (практический потолок)  $H_{cr.max} = 9$  km;  
Maximum Cruise Altitude (Flight Ceiling)

УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ В ГРАДУСАХ .....;  
Horizontal Tail Sweep Angle (in degrees)  $7$

УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ В ГРАДУСАХ .....;  
Vertical Tail Sweep Angle (in degrees)  $27$

СУММА НЕУЧЕТЕННЫХ МАСС .....kg (массы нетипичных систем и механизмов, дополнительные массы для оборудования салонов  
экстра класса, массы систем диагностики и встроенного контроля оборудования и основных систем самолета).  
Weights for Additional Equipment (equipment for high class passenger cabins)