

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

РАСЧЕТ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

Методические указания к практической работе по курсу
“ЛЕТНО – ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛА”

САМАРА 2002

Составитель *Ю.М. Морозов*

УДК 629.735.07

Расчет полета самолета: Метод. указания / Самар. гос. аэрокосм. ун-т.; Сост. *Ю.М. Морозов*, Самара, 2002. 19 с.

Практическая работа предусматривает определение основных параметров режима полёта, допустимых по условиям безопасности полёта взлётной массы и предельной коммерческой нагрузки при заданной дальности беспосадочного полёта и фактических условиях взлёта и посадки. Кроме того, выбирается вариант размещения коммерческой нагрузки, при котором фактическая центровка самолёта не выходит за установленные пределы.

Методические указания предназначены для студентов специальности 13.03 и используются при проведении индивидуально – практических занятий по курсу “Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей”, раздел “Лётно – техническая эксплуатация и безопасность полётов”. Подготовлены на кафедре ЭЛЛид.

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва

Рецензент *А. В. Суслин*

СОДЕРЖАНИЕ

1. Цели и задачи работы	4
2. Расчет полета.....	4
3. Методические указания по выполнению расчёта	9
3.1. Наивыгоднейший эшелон и режим (скорость) крейсерского полёта.....	10
3.2. Количество заправляемого топлива.....	10
3.3. Максимально допустимая взлётная масса по располагаемым размерам аэродрома вылета.....	11
3.4. Максимально допустимая взлётная масса по располагаемым размерам аэродрома посадки.....	12
3.5. Максимально допустимая взлётная масса и максимальная масса коммерческой нагрузки.....	12
3.6. Расчёт центровки и коэффициента коммерческой нагрузки.....	13
4. Содержание отчета	14
Библиографический список.....	16
Приложение 1.....	17
Приложение 2.....	18

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ РАБОТЫ

Практическая работа предусматривает знакомство студентов с порядком и методом расчёта основных элементов полёта, выполняемого при предполётной подготовке. Расчёт является обязательным элементом предполётной подготовки и выполняется с целью определения наивыгоднейшего с экономической точки зрения режима (режимов) полёта и проверки соблюдения требований безопасности полёта при взлёте и посадке.

Задачами расчёта являются:

- выбор наивыгоднейших высоты и скорости полёта, определяющих режим работы силовых установок и экономическую эффективность полёта;
- определение максимально допустимых по условиям взлёта и посадки взлётной и посадочной масс самолёта, количества топлива, потребного на полёт, и максимально допустимой коммерческой нагрузки;
- расчёт центровки самолёта.

Исходными данными для расчёта являются: дальность беспосадочного полёта по маршруту; атмосферные условия на аэродромах вылета и назначения; располагаемые размеры аэродромов вылета и назначения; лётно-технические характеристики воздушного судна; ограничения, накладываемые на параметры и режимы полёта.

2. РАСЧЁТ ПОЛЁТА

Полёт самолёта на заданное расстояние может быть осуществлён на разных высотах и скоростях полёта в пределах установленного для данного типа ВС диапазона высот и скоростей. Требование обеспечения наибольшей экономической эффективности лётной эксплуатации обуславливает необходимость определения оптимальных режимов – значений высоты и скоростей каждого этапа полёта, и прежде всего горизонтального полёта, как наиболее продолжительного по сравнению с остальными этапами полёта. В

качестве критерия оптимальности могут быть приняты различные требования, например, минимум времени на весь полёт, минимум расхода топлива за полёт, максимум прибыли и т.п. Выбор критерия зависит, главным образом, от целей полёта. В транспортной авиации наибольшее применение получил критерий – минимум себестоимости лётного часа или единицы транспортной работы. Наиболее широко используется последний критерий.

Себестоимость единицы транспортной работы, за которую принимается перевозка одной тонны груза или одного пассажира на расстояние в один километр, представляет отношение всех эксплуатационных затрат, связанных с перевозкой, к объёму транспортной работы. Основными составляющими эксплуатационных расходов, применительно к процессу лётной эксплуатации, являются расходы на топливо, амортизацию самолётно – моторного парка и зарплату лётного персонала. В этом случае себестоимость равна:

$$a = \frac{C_T m_{\text{топ.пол}} + A\tau}{m_{\text{ком.нагр}} L}, \quad (2.1)$$

где C_T - стоимость единицы массы топлива;

$m_{\text{топ.пол}}$ - количество топлива, расходуемого на полёт;

A - часовая ставка, учитывающая затраты на амортизацию и зарплату;

τ - время полёта;

$m_{\text{ком.нагр}}$ - масса коммерческой нагрузки;

L - дальность полёта;

Составляющие эксплуатационных расходов пропорциональны километровому расходу топлива и времени полёта. Километровый расход с ростом высоты полёта уменьшается, а с увеличением скорости больше экономической – растёт. Поэтому в зависимости от дальности полёта составляющие эксплуатационных расходов по-разному влияют на величину себестоимости. При полётах на дальность меньше экономической минимуму себестоимости соответствует минимум времени на полёт, а на дальность больше экономической – минимум эксплуатационных расходов на топливо.

Кроме экономических показателей, параметры полёта должны удовлетворять требованиям безопасности полёта, которые оговариваются нормами лётной годности самолётов, руководством по лётной эксплуатации, а также другими нормативными документами, регламентирующими полёты в конкретных условиях (например, ограничение шума на местности, наличие естественных или искусственных препятствий в районе аэродрома и т.п.).

Поскольку на взлётно-посадочные характеристики существенно влияют давление и температура атмосферного воздуха, состояние поверхности ВПП (наличие осадков), ветер и уклон ВПП, взлётная масса самолёта с учётом располагаемых размеров лётной полосы аэродрома должна обеспечивать безопасность при прерванном и продолженном взлёте.

С учётом конкретных условий взлёта и располагаемых размеров аэродрома вылета требования безопасности полёта могут быть обеспечены при вполне определённой взлётной массе самолёта. В ряде случаев максимально допустимая взлётная масса меньше максимальной взлётной массы, ограниченной прочностью конструкции.

Максимально допустимая взлётная масса должна обеспечивать условия безопасности посадки, поскольку взлётная и посадочная массы связаны зависимостью

$$m_{\text{взл}} = m_{\text{пос}} + m_{\text{топл}}, \quad (2.2)$$

а максимально допустимая посадочная масса определяется располагаемым размером ВПП аэродрома посадки и условиями посадки (температура и давление воздуха, уклон ВПП, состояние поверхности ВПП).

За максимально допустимую взлётную массу принимают массу, обеспечивающую условия безопасности взлёта и посадки.

Исходными данными при расчёте полёта являются заданная дальность полёта, фактические условия взлёта и посадки (располагаемые размеры аэродрома вылета и назначения, температура и давление атмосферного воздуха, состояние ВПП) и эксплуатационные ограничения, установленные для данного типа самолёта.

Расчёт начинают с выбора наивыгоднейшей высоты (эшелона) полёта, так как от неё зависит протяжённость этапов полёта, скорость полёта, режим работы силовой установки и расход топлива на полёт.

Наивыгоднейшая высота полёта в зависимости от дальности определяется для каждого типа самолёта индивидуально на основе опыта эксплуатации.

В зависимости от дальности выбирается также и режим крейсерского полёта в соответствии с рекомендациями РЛЭ.

После того как определены высота и скорость (режим) крейсерского полёта, рассчитывают количество топлива, потребного на полёт. Оно включает в себя расход на взлёт, набор эшелона, крейсерский полёт, снижение и заход на посадку. Количество топлива, расходное на этапах набора эшелона и снижения, зависит от режима (программы) набора и снижения. В условиях рейсовых полётов эти этапы полёта выполняются, как и крейсерский полёт, на экономических режимах. Соответствующий расход топлива в зависимости от эшелона полёта указывается в РЛЭ. Расход топлива в крейсерском полёте рассчитывается по известному километровому расходу, соответствующему выбранному режиму крейсерского полёта, или удельной дальности — величине обратной километровому расходу. Поскольку километровый расход (удельная дальность) зависит от полётной массы, изменяющейся в течение полёта, значения километрового расхода (удельной дальности) приводятся в РЛЭ для средней полётной массы. На практике для определения количества расходного за полёт топлива иногда пользуются значениями среднего на весь полёт расхода в зависимости от дальности и высоты крейсерского полёта.

Необходимое количество топлива, заправляемого в баки самолёта, должно превышать потребное на полёт количество топлива на величину аэронавигационного запаса (АНЗ). АНЗ принимается равным необходимому для полёта с высоты круга аэродрома назначения до запасного аэродрома и ожидания посадки на высоте круга в течение 30 минут. Таким образом, величина АНЗ зависит от удалённости запасного аэродрома от аэродрома назначения, но в любом случае должна быть не менее установленной для данного типа самолёта. Минимально допустимая величина АНЗ указывается

в РЛЭ. Полученное расчётом количество заправляемого топлива не должно превышать максимального, ограниченного ёмкостью топливных баков.

Максимально допустимая взлётная масса определяется из условия обеспечения безопасности продолженного и прерванного взлёта при фактических условиях взлёта. Максимально допустимая посадочная масса рассчитывается исходя из размера аэродрома посадки и условий посадки. Расчёт выполняется графическим способом по номограммам и графикам, приведённым в РЛЭ. После определения максимально допустимой по условиям безопасности взлёта и посадки взлётной массы определяется максимально допустимая коммерческая нагрузка:

$$m_{\text{ком.нагр}} = m_{\text{взл}} - m_{\text{топ}} - m_{\text{снар}}, \quad (2.3)$$

где $m_{\text{взл}}$ - максимально допустимая взлётная масса;

$m_{\text{топ}}$ - масса топлива в баках самолёта к моменту взлёта;

$m_{\text{снар}}$ - масса снаряжённого самолёта.

Масса снаряжённого самолёта включает массу пустого самолёта и массу служебного снаряжения, в которое входят экипаж, съёмное оборудование (спасательные средства, контейнеры бортового питания, заглушки, бортовой инструмент и т.д.). Состав и масса служебного снаряжения указываются в РЛЭ и в соответствующих нормативных документах, масса пустого самолёта – в формуляре самолёта.

По известной взлётной массе рассчитывается полётная масса к моменту занятия выбранного эшелона, которая определяет предельно допустимую высоту крейсерского полёта.

Предельно допустимая высота крейсерского полёта определяется нормированным запасом по углу атаки, принимаемым равным 3° из условия возможности попадания самолёта в восходящий поток. Допустимому углу атаки

$$\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{крит}} - 3^\circ \quad (2.4)$$

соответствует допустимое значение коэффициента подъёмной силы

$$C_Y = \frac{2mg}{\rho V^2 S} < C_{Y.доп.} \quad (2.5)$$

Так как с ростом высоты при неизменной скорости полёта потребный угол атаки увеличивается, каждой полётной массе соответствует своя высота, на которой угол атаки достигает своего предельного значения.

В случае, если выбранный эшелон превышает максимально допустимую высоту полёта, следует выбрать меньший эшелон и скорректировать расчёт потребного на полёт топлива.

На заключительном этапе выбирают вариант размещения коммерческой нагрузки – размещение пассажиров (при неполном заполнении пассажирских салонов) и грузов в багажных помещениях, при котором обеспечивается необходимая центровка самолёта (расчёт взлётной центровки).

В тех случаях, когда выработка топлива в полёте приводит к изменению взлётной центровки, рассчитывают посадочную центровку.

Взлётная и посадочная центровки не должны выходить за установленные для данного типа самолёта пределы. Расчёт центровки осуществляется графическим способом с помощью центровочного графика или аналитическим методом с использованием ПЭВМ. Расчёт производит диспетчер службы перевозок, экипаж осуществляет контроль расчёта. Центровочный график или распечатка результатов расчёта на ЭВМ входят в состав полётной документации.

3. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ РАСЧЁТА

Расчёт выполняется в следующей последовательности:

- выбрать наивыгоднейшую высоту (эшелон) полёта и режим (скорость) крейсерского полёта;
- рассчитать массу топлива в баках самолёта $m_{топ}$, необходимую на полёт;
- определить максимально допустимую взлётную массу по располагаемым размерам аэродрома взлёта;

- определить максимально допустимую посадочную массу по располагаемым размерам аэродрома назначения;
- определить максимально допустимую по размерам аэродромов взлёта и посадки взлётную массу самолёта;
- определить полётную массу к моменту занятия выбранного эшелона и проверить, не выходит ли выбранный эшелон за пределы эксплуатационных ограничений по высоте полёта;
- рассчитать максимально допустимую коммерческую нагрузку на полёт и разнести её по видам - количество пассажиров, вес багажа и грузов;
- рассчитать взлётную и посадочную центровки самолёта и коэффициент коммерческой загрузки.

Расчёт проводится с использованием номограмм, графиков и таблиц, приведенных в приложении к данным методическим указаниям.

3.1. Наивыгоднейший эшелон и режим (скорость) крейсерского полёта

Наивыгоднейшая высота полёта определяется для данного типа самолёта по графику в зависимости от дальности беспосадочного полёта. С учётом курса полёта выбирается эшелон полёта. Режим (скорость) крейсерского полёта принимается в соответствии с рекомендациями РЛЭ данного типа самолёта для заданной дальности полёта.

3.2. Количество заправляемого топлива

Количество топлива, потребное для полёта на выбранных эшелоне и режиме, определяют по таблице или графикам в зависимости от типа самолёта.

АНЗ топлива для самолётов Ту-134 и Ту-154 следует принимать равным минимально допустимому - 2500 кг и 5000 кг соответственно, а для Як-40 – с учётом дальности полёта до запасного аэродрома по таблице.

При расчёте АНЗ самолёта Як-40 необходимо вводить поправку

с учётом фактической полётной массы к моменту начала полёта на запасной аэродром.

3.3. Максимально допустимая взлётная масса по располагаемым размерам аэродрома вылета

Располагаемые размеры аэродрома вылета должны обеспечивать безопасность при продолженном и прерванном взлёте.

Условием безопасности при продолженном взлёте является достижение безопасной высоты 10,7 м в пределах располагаемой дистанции взлёта $L_{\text{ВПП+КПБ}}$, а длины разбега и 1/2 воздушного участка взлётной дистанции не должны превышать длину ВПП.

Условием безопасности прерванного взлёта является возможность остановки самолёта в пределах располагаемой дистанции прерванного взлёта, которая равна сумме длин ВПП и КПБ в направлении взлёта.

Максимальную взлётную массу, при которой возможны остановка самолёта в пределах располагаемой дистанции прерванного взлёта и завершение продолженного взлёта в пределах располагаемой дистанции взлёта, определяют, рассчитывая её для самолётов Ту-134 и Ту-154 по номограммам, а для самолёта Як-40 – по графику, построенному для стандартных атмосферных условий.

Из двух, полученных расчётом максимальных взлётных масс, за допустимую принимается меньшая.

Порядок расчёта с помощью номограмм указывается на номограмме пунктирными линиями со стрелками, определяющими последовательность расчёта. Исходными данными при расчёте являются располагаемые размеры лётной полосы и фактические условия взлёта - давление, температура воздуха, ветер и уклон ВПП. Если точка пересечения прямых выходит за поле сетки значений “Д” (или “Р”), это означает, что при данных условиях взлёта располагаемые размеры ЛП аэродрома вылета не ограничивают взлётную массу самолёта.

При расчёте максимально допустимой по условиям безопасности взлёта взлётной массы самолёта Як-40 значение взлётной массы, определённой по графику, необходимо скорректировать с учётом фактических условий взлёта. При расчёте взлётных масс самолётов

Ту-134 и Ту-154 по параметрам D и P высоту аэродрома находят по графику в зависимости от давления атмосферного воздуха на аэродроме вылета.

3.4. Максимально допустимая взлётная масса по располагаемым размерам аэродрома посадки

Максимально допустимая взлётная масса по условиям безопасности посадки рассчитывается по зависимости (2.2), а максимально допустимая посадочная масса по располагаемым размерам аэродрома посадки определяется по номограммам с учётом фактических условий посадки. Если полученная расчётом посадочная масса превышает максимально допустимую посадочную массу по условиям прочности конструкции самолёта, то за посадочную массу следует принять максимально допустимую по условиям прочности.

При расчёте максимально допустимых взлётных и посадочных масс может оказаться, что они выходят за пределы ограничений по прочности конструкции. В этом случае за взлётную (посадочную) массу необходимо принять максимально допустимую взлётную (посадочную) массу, установленную для данного типа самолёта.

3.5. Максимально допустимая взлётная масса и максимальная масса коммерческой нагрузки

За максимально допустимую взлётную массу (с учётом ограничений по прочности самолёта) принимается меньшая из взлётных масс, при которых обеспечивается безопасность взлёта и посадки, т.е. рассчитанных в соответствии с указаниями пунктов 3.3 и 3.4 данных методических указаний.

После определения взлётной массы необходимо проверить, что выбранный эшелон крейсерского полёта не выходит за пределы эксплуатационных ограничений по высоте полёта. Полётную массу при этом определяют как разницу между взлётной массой и массой топлива, израсходованного к моменту набора эшелона. Если принятый эшелон выше высоты ограничений, необходимо принять другой эшелон и повторить расчет.

Максимально допустимая масса коммерческой нагрузки рассчитывается по уравнению (2.3). Масса снаряжённого самолёта принимается в соответствии с данными таблицы приложения.

Полученная расчётом масса коммерческой нагрузки распределяется по её видам: пассажиры, багаж и груз. При расчёте количества пассажиров масса одного пассажира принимается равной 75 кг, средняя масса багажа одного пассажира на самолётах Ту-134 и Ту-154 - 20 кг, Як-40 - 10 кг. Остаток коммерческой нагрузки приходится на груз. Количество пассажиров не должно превышать количества кресел в пассажирских салонах.

3.6. Расчёт центровки и коэффициента коммерческой нагрузки

Исходными данными при расчёте взлётной центровки являются:

- масса и центровка пустого (или снаряжённого) самолёта;
- количество членов экипажа и масса служебного снаряжения;
- количество топлива в баках самолёта и вариант его размещения;
- количество пассажиров, багажа и груза, составляющих коммерческую нагрузку.

Расчёт центровки осуществляется по центровочному графику в следующем порядке. Из точки, соответствующей центровке пустого (или снаряжённого) самолёта, в верхней части центровочного графика последовательно проводятся линии до пересечения с горизонтальными шкалами графика, соответствующими размещению пассажирских кресел и багажных помещений вдоль продольной оси самолёта.

Примечание: линии проводятся параллельно линиям центровочного графика, которые могут быть в зависимости от типа самолёта прямыми или наклонными.

От точки пересечения линии со шкалой на каждой шкале откладывается отрезок, соответствующий по величине в масштабе (масштаб и направление указываются на шкалах графика) размещаемой коммерческой нагрузке. Из точки, расположенной на последней шкале графика, проводится вертикальная линия до номограммы в нижней части графика, по которой определяется

фактическая центровка в зависимости от величины взлётной массы, а иногда, кроме того, и варианта заправки топливом, если размещение топлива в баках влияет на центровку. Если полученное значение центровки выходит за допустимый диапазон, указанный на номограмме графика, то необходимо изменить вариант размещения коммерческой нагрузки. В некоторых случаях добиться необходимой центровки можно только путем загрузки на самолет балласта (например, при перегонке пустого самолета). При определении варианта размещения коммерческой нагрузки необходимо учитывать ограничения по массе грузов, размещаемых в багажных отсеках.

На центровочных графиках шкалы расположены последовательно в соответствии с размещением рядов пассажирских кресел. По этой причине точка пересечения линии со шкалой может выйти за поле графика. В таком случае следует пропустить несколько рядов кресел и опуститься на шкалы с противоположным направлением стрелок шкал, а затем вновь вернуться на пропущенные ряды кресел.

Коэффициент коммерческой нагрузки, характеризующий эффективность использования самолёта в данном полёте, рассчитывается как отношение фактической коммерческой нагрузки к максимально допустимой для данного типа самолёта.

4. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

Отчёт оформляется в соответствии с формой, приведённой в методических указаниях, и должен включать в себя:

- данные студента, номер варианта задания;
- исходные данные для расчёта;
- результаты расчёта, сведённые в таблицу по форме, приведенной в методических указаниях;
- центровочный график с окончательным вариантом размещения коммерческой нагрузки.

Исходные данные для расчёта берутся из таблиц. Первая цифра варианта задания соответствует данным, приведённым в соответствующей колонке табл. 1, вторая и третья - данным соответствующих колонок табл. 2 и 3.

Таблица 1

Исходные данные для расчёта (основные условия полёта)

Параметр	Номер варианта		
	1	2	3
Тип самолёта	Ту-134		
Дальность беспосадочного полёта, км	1000	2000	3000
Магнитный курс, °	280	160	90
Размеры ЛП аэродрома взлёта ВПП×КПБ, м	2200×300	2350×300	2450×300
Размеры ВПП аэродрома посадки, м	2350	2300	2350
Расстояние от аэродрома назначения до запасного, км	200	200	200
	4	5	6
Тип самолёта	Ту-154		
Дальность беспосадочного полёта, км	1500	2500	3500
Магнитный курс, °	310	240	80
Размеры ЛП аэродрома взлёта ВПП×КПБ, м	2300×350	2450×350	2500×350
Размеры ВПП аэродрома посадки, м	2500	2350	2400
Расстояние от аэродрома назначения до запасного, км	300	300	300
	7	8	9
Тип самолёта	Як-40		
Дальность беспосадочного полёта, км	800	1000	1200
Магнитный курс, °	350	260	45
Размеры ЛП аэродрома взлёта ВПП×КПБ, м	1200×300	1300×200	1400×200
Размеры ВПП аэродрома посадки, м	1150	1250	1350
Расстояние от аэродрома назначения до запасного, км	100	150	200

Таблица 2

Исходные данные для расчёта (фактические условия взлёта)

Параметр	Номер варианта				
	1	2	3	4	5
Давление на уровне ВПП, мм рт. ст.	680	700	720	740	760
Температура воздуха, °С	+15	+20	+25	+30	+35
Ветер, м/с	2	0	0	-2	-5
Уклон ВПП, %	0	вниз 2	вверх 1	вверх 2	вниз 1

Таблица 3

Исходные данные для расчёта (фактические условия посадки)

Параметр	Номер варианта				
	1	2	3	4	5
Давление на уровне ВПП, мм рт. ст.	760	740	720	700	680
Температура воздуха, °С	+35	+30	+25	+20	+15
Ветер, м/с	0	-2	0	+2	+5
Уклон ВПП, %	вверх1	0	вниз1	вверх2	вниз1
Коэффициент сцепления	более 0,7	0,5	0,4	0,3	0,7

Примечание. Знак “-” соответствует попутному, а знак “+” - встречному ветру.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Лигум Т.И., Скрипниченко С.Ю., Шишмарев А.В. Аэродинамика самолёта Ту-154Б. М.: Транспорт, 1985. 263 с.
2. Самолёт Ту-154. Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. Кн. 1, 2. Изд. № 5590/4 от 02.08.72.

Форма отчета

ОТЧЕТ О РАБОТЕ ПО ТЕМЕ “РАСЧЕТ ПОЛЕТА”

Студент _____ группа _____ вариант задания _____

Исходные данные

Тип самолета _____

Дальность полета, км _____

Курс полета _____

Размеры ЛП аэродрома взлета (ВПП × КПБ), м _____

Размеры ВПП аэродрома посадки, м _____

Расстояние от аэродрома назначения до
запасного аэродрома, км _____*Условия взлета*

Давление на уровне ВПП, мм рт.ст. _____

Температура воздуха, ° С _____

Ветер, м/с _____

Уклон ВПП, % _____

Условия посадки

Давление на уровне ВПП, мм рт.ст. _____

Температура воздуха, ° С _____

Ветер, м/с _____

Уклон ВПП, % _____

Коэффициент сцепления _____

Результаты расчета

Параметр	Значение параметра		Эксплуатационные ограничения параметра
	Расчетное	Принятое на полет	
1. Эшелон полета, м			
2. Наиболее выгодная скорость (число М) полета, км / ч			
3. Расход топлива на полет, т			
4. Аэронавигационный запас топлива, т			
5. Расход топлива на набор эшелона, т			
6. Максимально допустимая взлетная масса по располагаемой дистанции взлета, т			
7. Максимально допустимая взлетная масса по располагаемой длине ВПП аэродрома вылета, т			
8. Максимально допустимая взлетная масса по располагаемым размерам аэродрома вылета, т			
9. Максимально допустимая посадочная масса по располагаемой длине ВПП аэродрома посадки, т			
10. Максимально допустимая посадочная масса по условиям прочности самолета, т			
11. Максимально допустимая взлетная масса по условиям безопасности посадки, т			
12. Максимально допустимая взлетная масса по условиям безопасности взлета, посадки и прочности конструкции самолета, т			
13. Полетная масса к моменту занятия принятого эшелона, т			
14. Максимальная масса коммерческой нагрузки на полет, кг			
15. Количество пассажиров, чел.			
16. Масса багажа, кг			
17. Масса грузов, кг			
18. Взлетная центровка самолета, % САХ			
19. Посадочная масса на аэродроме назначения, т			
20. Коэффициент коммерческой загрузки рейса			

Учебное издание

РАСЧЕТ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

Методические указания к практической работе по курсу
"ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛА"

Составитель *Морозов Юрий Михайлович*

Редактор Л. Я. Чегодаева
Корректор Л. Я. Чегодаева
Компьютерная верстка Т. Е. Половнева

Подписано в печать 05.11.2002 г. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 1,16. Усл. кр.-отт. 1,24. Уч.-изд. л. 1,25.

Тираж 100 экз. Заказ 80. Арт. С-33(Д1)/2002.

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного аэрокосмического
университета имени академика С.П. Королева.
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.