

Influence of Level of Forcing Pressure on Thermal Losses in Aircraft Hydraulic System

A.A. Volkov, candidate of technical sciences, associate professor of department «System of the aircraft equipment» of the Moscow aviation institute (NRU); Moscow

e-mail: aleksey.alekseevich.volkov@gmail.com

V.Yu. Mischenko, senior teacher of department «System of the aircraft equipment» of the Moscow aviation institute (NRU); Moscow

V.A. Ionov, graduate student of department «System of the aircraft equipment» of the Moscow aviation institute (NRU); Moscow

Summary. Article is devoted to development and the analysis of mathematical model of a thermal condition of a local hydraulic system of the passenger plane depending on forcing pressure size. Level of pressure of forcing is proportional to the size of static loading on the most loaded executive mechanism.

Keywords: pressure, regulator, loading, expense, temperature, time, heat transfer, thermal stream, heat exchanger.

References:

1. Shumilov V.S. Thermal operating modes of the centralized hydraulic systems of modern planes. Hydraulic actuator and hydroautomatic equipment. Part 1. 1972.
2. Hlistun A.I., Bocharov V.P. Modeling and diagnostics of thermal characteristics of transport planes. National university. Kiev, Ukraine. 2010.
3. Volkov A.A. Non-stationary operating modes of system of thermal regulation of a germokabina. *Bulletin of the Moscow aviation institute*. 2011. Volume 18. No. 3. Moscow aviation institute (NRU).
4. Shustrov Yu.M. Design of aviation air conditioning systems. *Mechanical engineering*. 2006. Moscow.
5. Melanin A.N. Power supply units of hydraulic systems of aircraft adaptive to the consuming mode. *The leading technical material of the RTM 1703-86 aircraft equipment*. 1986.
6. Matveenkov A.M., Bekasov V.I. Systems of the equipment of aircraft. *Mechanical engineering*. 2005. Moscow.
7. Malyavina E.G. The heat loss of the building. AVOK-PRESS. 2007. Moscow.
8. Voronin G.I. Designing of cars and units of air conditioning systems. *Mechanical engineering*. 1978. Moscow.

Идентификация силы тяги при изменении режима работы двигателей в летных испытаниях

С.Ю. Приходько

аспирант кафедры 101 «Проектирование самолетов» Московского авиационного института (НИИ); Москва

e-mail: prihodko-stanislav@mail.ru

Аннотация. Предлагается новый подход к решению некорректной задачи раздельного оценивания тяги двигателей воздушного судна и сил аэродинамического сопротивления в эксплуатационной области режимов полета. Это достигается путем отказа от идентификации абсолютного значения тяги и перехода к идентификации приращений тяги посредством выполнения специально разработанного тестового маневра, обеспечивающего примерное постоянство параметров полета таких, как скорость, угол атаки и высота, существенно изменяющейся характеристикой является режим работы двигателей. Следовательно, одновременно с приращением эффективной тяги не требуется оценивать силу аэродинамического сопротивления.

Ключевые слова: идентификация эффективной тяги, параметры двигателя, аэродинамическое сопротивление, летные испытания.

Введение

Известна задача раздельного оценивания тяги двигателей воздушного судна и сил аэродинамического сопротивления в полете. Она относится к классу некорректных [1] ввиду практически полной коллинеарности векторов тяги и сопротивления при малых углах атаки.

Актуальность предлагаемого метода заключается в переходе к корректной задаче за счет изменения ее первоначальной формулировки. Это достигается путем отказа от оценивания абсолютного значения тяги и перехода к оцениванию приращений тяги при изменении режимов работы двигателей, что позволит уменьшить зависимость получаемых данных от погрешностей летного эксперимента. При этом не требуется одновременно с тягой оценивать силу аэродинамического сопротивления за счет выполнения специально разработанного тестового маневра, обеспечивающего при изменении режима работы двигателей примерное постоянство параметров полета (числа M , угла атаки, высоты), влияющих на тягу двигателя. Предлагаемый подход обеспечивает получение результатов без использования газодинамических моделей двигателей [2–4].



В результате единственной существенно изменяющейся характеристикой становится режим работы двигателя, что и позволяет оценить соответствующее приращение тяги.

1. Схема выполнения летных тестовых маневров

Предлагается следующая схема выполнения летного эксперимента. Тестовый маневр проводится для одной высоты и скорости полета, например, при высоте 3000 м и числе Маха 0,4.

Описание маневра. На высоте $H = 3000$ м и скорости полета, соответствующей $M = 0,4$, сбалансировать самолет в прямолинейном горизонтальном полете (ПГП) с постоянной скоростью, запомнив значение угла атаки α (рис. 1).

Для идентификации коэффициентов силы аэродинамического сопротивления, определяющих их зависимость от угла атаки, выполнить дачи РУС по тангажу «от себя» и «на себя» так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm 1 \dots 2$ градуса. Восстановить ПГП на той же высоте и с тем же числом M . Отклонить РУД обоих двигателей на увеличение тяги в положение, среднее между исходным и «максимал». Перевести самолет в прямолинейный набор высоты с постоянным углом наклона и подобрать угол тангажа так, чтобы число M и угол атаки α оставались постоянными, то есть такими же, как на участке ПГП (рис. 2).

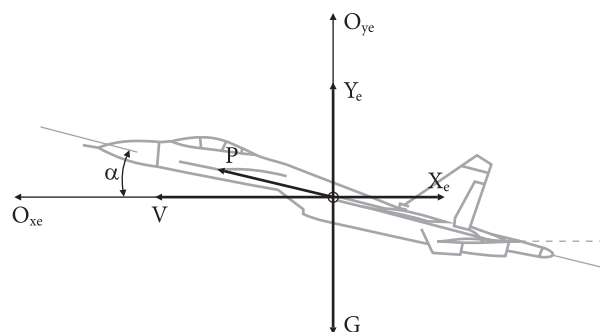


Рис. 1. Сбалансированное движение в ПГП

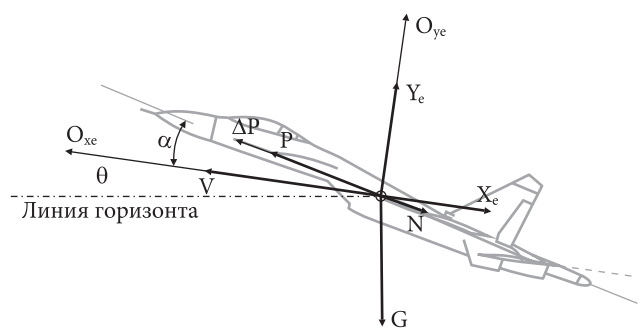


Рис. 2. Прямолинейный набор высоты с постоянным углом наклона

После выхода двигателя на установившийся режим работы выполнять набор высоты с указанными M и α в течение 2...3 с. Далее в процессе набора вы полнить дачи РУС по тангажу «от себя» и «на себя» длительностью 1,5...3 с так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm 1 \dots 1,5$ градуса. Перевести самолет в ПГП с исходными значениями H и M .

Отклонить РУД обоих двигателей на уменьшение тяги в положение, среднее между исходным и «малый газ», и повторить маневр, переводя самолет в снижение.

Тестовый режим выполняется в прямолинейном горизонтальном полете таким образом, чтобы изменение тяги компенсировалось изменением угла наклона траектории посредством ступенчатого отклонения ручек управления двигателем (рис. 3). В этом случае число M и угол атаки остаются приблизительно неизменными (аэродинамическое сопротивление остается постоянным). Высота изменяется незначительно (100...200 м), существенно изменяется только эффективная тяга $P_{эф}$.

Режим выполняется для нескольких положений РУД в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

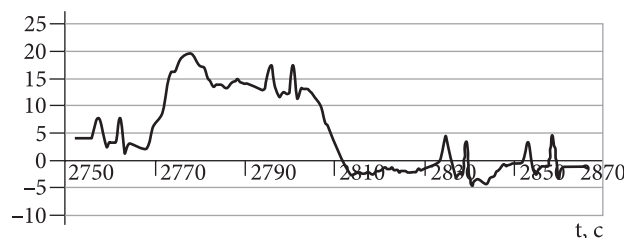


Рис. 3. Изменение угла тангажа во времени при ступенчатом отклонении РУД от 33° до 65° (максимал) и 17,2° (малый газ)

2. Формула для оценивания приращения эффективной тяги

Для выполнения идентификации методом наименьших квадратов на этапе сбалансированного ПГП самолета определим выражение с учетом разделения вектора силы тяги на векторы входного и выходного импульса. Стоит отметить, что входной импульс $P_{вх}$ направлен вдоль полусвязанной оси, а выходной $P_{вых}$ – вдоль оси двигателя, которая отклонена относительно связанной оси на угол установки двигателя $\varphi_{дв}$.

Для идентификации приращения силы тяги воспользуемся уравнением проекций сил на полусвязанную ось Ox_c :

$$ng \cdot n_{xe} = -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha - qSc_x^{\alpha^2} - P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha).$$

Тригонометрическое преобразование функции \cos позволяет перейти к более упрощенной форме записи:

$$\cos(\varphi_{\text{дв}} + \alpha) = \cos\varphi_{\text{дв}}\cos\alpha - \sin\varphi_{\text{дв}}\sin\alpha.$$

Относительно $\alpha_0=0$ разложим $\cos\alpha$ и $\sin\alpha$ в ряд, получим:

$$\cos\alpha \approx 1 - \frac{1}{2}\alpha^2; \sin\alpha \approx \alpha.$$

Тогда при малых углах атаки уравнение проекции сил имеет вид:

$$mg \cdot n_{xe} = -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha - qSc_x^{\alpha^2} - P_{\text{вх}} + P_{\text{вых}} \cos\varphi_{\text{дв}} - \frac{1}{2}P_{\text{вых}} \cos\varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha^2 - P_{\text{вых}} \sin\varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha.$$

Принимая во внимание, что сумма входного $P_{\text{вх}}$ и выходного $P_{\text{вых}}$ импульсов равна эффективной тяге, получим:

$$P_{\text{эф0}} = -P_{\text{вх0}} + P_{\text{вых0}}\cos\varphi_{\text{дв}}.$$

С учетом вышеизложенного, уравнение для идентификации приращения силы тяги принимает следующий вид:

$$mg \cdot n_{xe} = 1 \cdot (-qSc_{x0} + P_{\text{вых0}} \cos\varphi_{\text{дв}} - P_{\text{вх0}}) - \alpha(qSc_x^\alpha + P_{\text{вых0}} \sin\varphi_{\text{дв}}) - \alpha^2(qSc_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2}P_{\text{вых0}} \cos\varphi_{\text{дв}}) = 1 \cdot (-qSc_{x0} + P_{\text{эф0}}) - \alpha(qSc_x^\alpha + P_{\text{вых0}} \sin\varphi_{\text{дв}}) - \alpha^2(qSc_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2}P_{\text{вых0}} \cos\varphi_{\text{дв}}). \quad (1)$$

Анализ выражения (1) показывает, что его решение невозможно ввиду отсутствия значений коэффициентов аэродинамического сопротивления и параметров тяги $P_{\text{эф}}$ и $P_{\text{вых}}$. Выполнение симметричных дач по каналу тангажа при выполнении летного тестового маневра позволяет определить оценки величин, являющихся в (1) множителями при 1, α , α^2 , используя численные методы. Воспользуемся методом наименьших квадратов (МНК).

Запишем уравнение, аналогичное (1), введя функциональные зависимости $P_{\text{эф}}(t)$, $P_{\text{вых}}(t)$ от времени:

$$mg \cdot n_{xe} = 1(-qSc_{x0} + P_{\text{эф}}(t)) - \alpha(qSc_x^\alpha + P_{\text{вых}}(t)\sin\varphi_{\text{дв}}) - \alpha^2\left(qSc_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2}P_{\text{вых}}(t)\cos\varphi_{\text{дв}}\right). \quad (2)$$

В результате симметричных дач по тангажу можно получить оценки параметров с применением МНК:

$$\begin{aligned} \hat{a}_0 &= (-qSc_{x0} + P_{\text{эф0}}), \\ \hat{a}_1 &= (qSc_x^\alpha + P_{\text{вых0}} \sin\varphi_{\text{дв}}), \\ \hat{a}_2 &= \left(qSc_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2}P_{\text{вых0}} \cos\varphi_{\text{дв}}\right). \end{aligned} \quad (3)$$

Умножение полученных оценок соответственно на 1, $-\alpha(t)$, $-\alpha(t)^2$ и вычитание их из уравнения (2) позволит получить выражение для оценивания приращения эффективной тяги $\Delta P_{\text{эф}}(t)$:

$$\Delta P_{\text{эф}}(t) - \Delta P_{\text{вых}}(t) \left(\alpha \sin\varphi_{\text{дв}} + \alpha^2 \frac{1}{2} \cos\varphi_{\text{дв}} \right) = mgn_{xe} - \hat{a}_0 + \hat{a}_1 \alpha(t) + \hat{a}_2 \alpha(t)^2, \quad (4)$$

где n_{xe} находится по измерениям перегрузки в полете.

Для снижения погрешности, являющейся слагаемым в левой части уравнения (4), используется $\Delta P_{\text{вых}}(t)$ по газодинамической модели двигателя. Погрешности этой модели здесь значения не имеют в силу малости всего слагаемого.

Влияние случайных погрешностей можно существенно уменьшить, используя алгоритмические методы [5]. Систематические погрешности определяются в летных испытаниях и методиках, разработанных авторами.

Систематические погрешности измерений углов атаки и воздушной скорости необходимо исключить на этапе летных испытаний, применяя, например, методики [6–9]. Контроль уровня погрешностей угла атаки следует осуществлять согласно [10].

3. Апробация рассматриваемого метода

На рис. 4 представлены результаты оценок приращений эффективной (предложенным методом) и внутренней (модель ЦИАМ) тяги двигателей.



Рис. 4. Приращение эффективной (предложенным методом) и внутренней (модель ЦИАМ) тяги двигателей при ступенчатом отклонении РУД от 33° до 65° (максимал) и 17,2° (малый газ)



Анализ результатов позволил сделать вывод: в ходе экспериментов получена хорошая сходимость предложенного метода с результатами стендовых испытаний (модель ЦИАМ).

Выводы

1. Метод повышает точность и устойчивость оценок приращений тяги за счет перехода к корректной [1] задаче оценивания.
2. При необходимости определения абсолютного значения тяги данный метод следует использовать совместно с методом оценивания абсолютного значения тяги для заданных числа M и высоты полета [11, 12].
3. Оценки приращения тяги при изменении режима работы двигателей можно использовать также для контроля технического состояния двигателя [2, 13, 14].

Литература

1. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1986. 288 с.
2. Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
3. Корсун О.Н., Лещенко И.А., Немичев М.В. Математическое моделирование переходных процессов в авиационном газотурбинном двигателе // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 11. С. 50–54.
4. Андреев С.П., Макаров В.Е. и др. Уточнение параметров математической модели двигателя по данным летных испытаний // Труды X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». – М.: ИПУ. 2015. С. 1043–1055.
5. Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Яцко А.А. Раздельная идентификация эффективной тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний при воздействии шумов измерений // Труды X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». – М.: ИПУ. 2015. С. 1032–1042.
6. Пушков С.Г., Горшкова О.Ю., Корсун О.Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 65–70.

7. Пушков С.Г., Ловицкий Л.Л., Корсун О.Н. Методы определения скорости ветра при проведении лётных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65–70.

8. Пушков С.Г., Корсун О.Н., Яцко А.А. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 11. С. 771–776.

9. Гумаров С.Г., Корсун О.Н. Метод определения динамической погрешности оптических станций траекторных измерений // Метрология. 2011. № 3. С. 16–23.

10. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Оценивание систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения на основе интеграции данных спутниковой навигационной системы и идентификации скорости ветра // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2011. № 1. С. 133–146.

11. Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Леонов В.А. Оценка силы тяги двигателей воздушных судов по данным летных испытаний на основе оптимальных инвариантных линейных преобразований // Техника воздушного флота. 2011. № 1. С. 25–30.

12. Поплавский Б.К., Корсун О.Н., Леонов В.А. Оценивание силы тяги двигателей и аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний // В сборнике: Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12 (Электронный ресурс; CD-ROM гос. рег. № 0321303652). 2012. С. 299–302.

13. Киселев М.И., Комшин А.С., Пронякин В.И. и др. Многофакторные математические модели функционирования авиационных газотурбинных двигателей в фазохронометрическом представлении // Метрология. 2011. № 9. С. 13–27.

14. Корсун О.Н., Лещенко И.А., Немичев М.В. Исследование возможностей фазохронометрических методов в задаче диагностики газоздушного тракта авиационных газотурбинных двигателей // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 6. С. 63–70.

Identification of Thrust Force When Changing an Operating Mode of Engines in Flight Tests

S.Yu. Prikhodko, graduate student of department 101 «Design of planes» of the Moscow aviation institute (NRU); Moscow

e-mail: prihodko-stanislav@mail.ru

Summary. New approach to the solution of an incorrect problem of separate estimation of draft of engines of the aircraft and forces of aerodynamic resistance in operational area of the modes of flight is offered. It is reached by refusal of identification of absolute value of draft and transition to identification of increments of draft by means of performance of specially developed test maneuver providing approximate constancy of parameters of flight such as speed, angle of attack and height, the characteristic significantly changing is the operating mode of engines. Therefore, along with an increment of effective draft it isn't required to estimate force of aerodynamic resistance.

Keywords: identification of effective draft, engine parameters, aerodynamic resistance, flight tests.

References:

1. Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya. Methods of the solution of incorrect tasks. *Science*. 1986. Moscow, 288 p.
2. Dobryansky G. V., Martianova T.S. Dynamics of aviation gas-turbine engines. *Mechanical engineering*. 1989. Moscow, p. 240.
3. Korsun O.N., Leschenko I.A., Nemichev M.V. Mathematical modeling of transition processes in the aviation gas-turbine engine. *Mechatronics, automation, management*. 2011. No. 11. Pp. 50–54.
4. Andreev S.P., Makarov V.E. Specification of parameters of mathematical model of the engine according to flight tests. *Works of the X International conference «Identification of systems and task of Management»*. Institute of problems of management. 2015. Moscow, Pp. 1043–1055.
5. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Yatsko A.A. Separate identification of effective draft of engines and force of aerodynamic resistance according to flight tests at impact of noise of measurements. *Works of the X International conference «Identification of Systems*

and Task of Management». Institute of problems of management. 2015. Moscow, Pp. 10323–1042.

6. Pushkov S.G., Gorshkova O.Yu., Korsun O.N. Mathematical models of errors of onboard measurements of speed and an angle of attack on the plane landing modes. *Mechatronics, automation management*. 2013. No. 8. Pp. 65–70.

7. Pushkov S.G., Lovitsky L.L., Korsun O.N. Methods of determination of speed of wind when carrying out flight tests of the aircraft equipment with use of navigation satellite systems. *Mechatronics, automation, management*. 2013. No. 9. Pp. 65–70.

8. Pushkov S.G., Korsun O.N., Yatsko A.A. Estimation of errors of determination of indicator terrestrial speed in flight tests of the aircraft equipment with use of navigation satellite systems. *Mechatronics, automation, management*. 2015. Volume 16. No. 11. Pp. 771–776.

9. Gumarov S.G., Korsun O.N. Method of definition of a dynamic error of optical stations of trajectory measurements. *Metrology*. 2011. No. 3. Pp. 16–23.

10. Korsun O.N., Poplavsky B.K. Estimations of systematic errors of onboard measurements of angles of attack and sliding on the basis of integration of data of the navigation satellite system and identification of speed of wind. *News of the Russian Academy of Sciences. Theory and control systems*. 2011. No. 1. Pp. 133–146.

11. Korsun O.N., Poplavsky B.K., Leonov V.A. Assessment of force of draft of engines of aircrafts according to flight tests on the basis of optimum invariant linear transformations. *Equipment of the air fleet*. 2011. No. 1. Pp. 25–30.

12. Poplavsky B.K., Korsun O.N., Leonov V.A. Estimation of force of draft of engines and aerodynamic resistance according to flight tests. In the collection. *Seventh international space congress IAC'12* [Electronic resource; State CD-ROM. per. No. 0321303652]. 2012. Pp. 299–302.

13. Kiselyov M.I., Komshin A.C., Pronyakin V.I. Multiple-factor mathematical models of functioning of aviation gas-turbine engines in phase-chronometric representation. *Metrology*. 2011. No. 9. Pp. 13–27.

14. Korsun O.N., Leshchenko I.A., Nemichev M.V. Research of opportunities a phase-chronometric methods in a problem of diagnostics of an air-gas path of aviation gas-turbine engines. *Mechatronics, automation, management*. 2010. No. 6. Pp. 63–70.